

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2008

年次報告書2008



2009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

研究成果の出芽, 基本インフラの充実, 連携協力

センター長 棚次亘弘

平成20年度から5カ年計画で特別教育研究経費(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)によって, 本研究センターは本格的な研究活動を開始することになりました。

この特別教育研究経費には, 人件費が計上されており, この経費を活用して教員を1名採用しました。公募によって採用しました吹場活佳講師は, (独)宇宙航空研究開発機構の宇宙航空プロジェクト研究員として極超音速推進エンジンに関する熱流体関連の研究開発に従事していました。本研究センターでは, 航空宇宙分野の熱制御工学の解析および実験研究および教育を担当します。

設備の整備・拡充については, 既設の超音速風洞に真空貯気槽(100m³)1基および真空排気装置1機を増設し, 通風時間の延長と稼働率の向上を図りました。また, 昨年度開設しました白老エンジン実験場の敷地拡大と設備の整備を行いました。主な設備の整備は, 既設のサブサイズの高速走行軌道設備を軌道長 48m から 100m に延長したこと, 小型ジェットエンジン試験設備を水元キャンパスから当実験場に移設したこと, フルサイズの高速走行軌道設備の建設を開始したことです。このフルサイズの高速走行軌道設備は, 平成20年度に軌道長 150m を設置し, 残り 150m は次年度に設置する計画で, 最終的には軌道長 300m, 軌道幅 1.4m の本格的な高速度走行実験設備が完成します。

本研究センターは, 設立後4年が経過し, 航空宇宙機システム研究開発に関する基本的なインフラを整備しながら, 研究を進めてきましたが, その間に醸成された研究の成果が出芽し始めました。平成20年度には, 4編の研究論文が学会誌に掲載され, 2編の研究論文が学会誌に投稿され, 査読中になっています。また, 本学の紀要に本研究センターにおける開発研究の特集号が掲載され, 3研究グループから合計8編の研究成果を報告しました。

平成20年度から大学院前期課程に航空宇宙システム工学専攻が新設され, 前年度まで大学院後期課程に設置されていた(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)との連携大学院は, 前期課程にも設置され, JAXA と連携して本学大学院の航空宇宙工学分野の教育を充実することとなりました。

また, (独)宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部と連携協力協定を締結し, 航空宇宙機システム分野の研究を共同で実施する体制を整えました。

本研究センターの研究開発の進捗状況や組織および試験設備等の詳細については, 本学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」の項を参照ください。
(<http://www.aprec.muroran-it.ac.jp/>)

目 次

巻頭言ー研究成果の出芽, 基本インフラの充実, 連携協力	
航空宇宙機システム研究センター長	棚次 亘弘
航空宇宙機システム研究センターの組織および設備の整備・拡充	3
航空宇宙機システム研究センター長	棚次 亘弘
連携および共同研究	11
航空宇宙機システム研究センター長	棚次 亘弘
講演等の啓蒙活動の概要および見学者	15
航空宇宙機システム研究センター長	棚次 亘弘
研究成果の概要	
[機体関連]	
小型無人超音速機の空力特性に関する研究	17
航空宇宙システム工学専攻	桑田 耕明
舵面とエンジンを有する小型超音速飛行実験機の空力特性の計測	20
航空宇宙機システム研究センター	溝端 一秀
小型無人超音速機の機体構造に関する研究	23
航空宇宙システム工学専攻	高津 武人
小型無人超音速機プロトタイプ的设计とモックアップの製作ー経過報告	26
航空宇宙機システム研究センター	溝端 一秀
小型無人超音速機の飛行経路解析	27
航空宇宙システム工学専攻	大下 智紀
[エンジン]	
小型ターボジェットエンジンの振動特性	30
航空宇宙機システム研究センター	湊 亮二郎
再生冷却システムに用いる熱分解吸熱反応燃料に関する研究ー研究成果報告	33
航空宇宙システム工学専攻	前田 大輔
グラファイトコーティングによるLNGロケットエンジン内のコーキング抑制	36
航空宇宙機システム研究センター	湊 亮二郎
LNGロケットエンジン燃焼器の概念設計	39
航空宇宙システム工学専攻	笹山 容資
LNGロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究	
ー特に金メッキの特性評価ー	42
航空宇宙システム工学専攻	笹山 容資

[試験設備関連]

予備的軌道装置の設計・試作と減速方法に関する研究 45
航空宇宙システム工学専攻 安田 有佑

[その他]

宇宙用スターリングサイクル発電機の研究 48
航空宇宙機システム研究センター 吹場 活佳

発表論文一覧..... 51

航空宇宙機システム研究センターの組織および設備の整備・拡充

- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)

1. 専任教員の充実

概算要求によって、平成20年度から5年計画で、特別教育研究経費（研究推進）で当研究センターの運営が行われており、この経費で認められている人件費を活用して教員1名を公募によって採用した。航空宇宙分野の熱制御工学の解析および実験研究を担当する。また、学部および大学院で、熱制御工学分野の講義も担当する。表1に平成20年度現在の航空宇宙機システム研究センターの専任教員を示した。

表1：航空宇宙機システム研究センターの専任教員

教員名	役職	研究分野
棚次亘弘	教授	航空宇宙推進・エネルギー工学
東野和幸	教授	宇宙推進・宇宙環境利用工学
(新任) 吹場活佳	講師	航空宇宙分野の熱制御工学

航空宇宙機システム研究センターの研究活動は、全学横断的に行っており、専任教員以外に併任として多くの教員が活動している。

2. 白老エンジン実験場の整備・拡充

平成19年10月に実践的な教育・研究を実施することを目的として設置した当実験場は、平成20年度に下記の設備を整備・充実し、実験を実施した。

1. 白老町からの借地面積を拡大し、総面積は約12,000m²になった。(図1参照)
2. サブサイズの高速走行軌道実験設備(レール幅:0.14m)は、軌道長を50mから100mに延長した。これによって、さらに高速時のデータを取得できるようにした。(図2参照)
3. 新たに白老町から借地した敷地に、フルサイズの高速走行軌道設備の建設を開始した。平成20年度には、軌道長150mを敷設した。残り150mは次年度に敷設する予定である。(図3参照)。
4. 安全に実験を行うため、室蘭キャンパスのA棟地下の実験室に設置されていた小型ジェットエンジン試験設備を当実験場に移設した。この実験を実施するため、既設の計測室と実験室の間の計測および操作系のケーブルを整備し、計測室にデータ取得や評価のための機器を充実した。(図4参照)
5. 各種の実験準備や機材保管のための建屋を新設した。(図5参照)
6. 電力および水等のリソースを整備した。電力は北海道電力から供給され、既設の井戸から

計測室近辺まで水道管を設置し、蛇口を増設した。(図6参照)

7. 実験場の保安および外来者への案内のため、実験場入口ゲートおよび最寄りの公道からの入口に案内板を設置した。(図7参照)

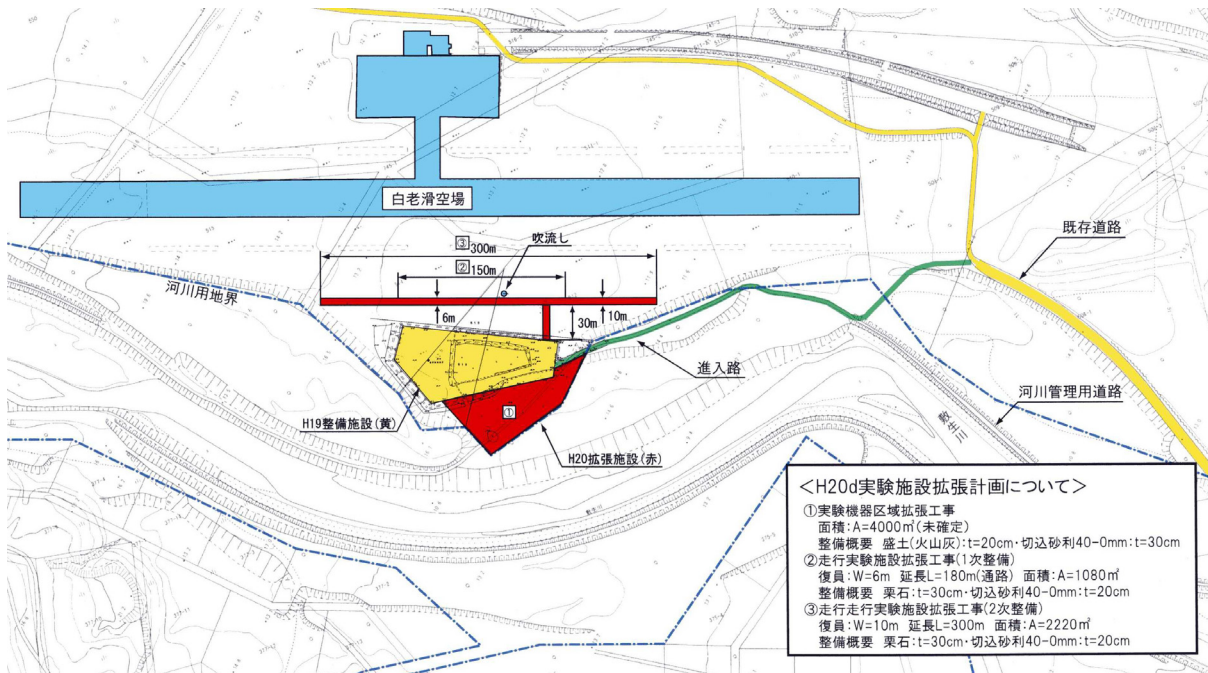


図1:白老エンジン実験場の敷地拡充



サブサイズの実験軌道



軌道に施した防護カバー

図2:サブサイズの高速走行軌道実験設備(レール幅:0.14m, 軌道長:100m)



平成20年度に設置した150mの軌道



平成21年3月工事の完成検査

図3:白老エンジン実験場に建設中のフルサイズ高速走行軌道実験設備
(レール幅:1.4m, 軌道長:300mの内 平成20年度に150mを設置)



小型ジェットエンジン試験室



小型ジェットエンジン計測室

図4: 移設した小型ジェットエンジン試験設備



図5: 実験準備・機材保管の建屋



北海道電力の給電線設置



実験室・計測室付近に新設した給水蛇口

図6: 電力および水等のリソースの整備



実験場入口のゲート



実験場入口横の掲示板



最寄りの公道から実験場への案内掲示板

図7：白老エンジン実験場入口のゲートおよび案内掲示板の設置

3. 超音速風洞の拡充・整備

3.1 真空タンクの増設

平成17年度に設置した超音速風洞には、毎年1基ずつ真空タンク（容積：100m³）を増設して通風時間の延長を図ってきた。今年度で、4基の真空タンクを設置し、通風時間は10秒間程度になり、十分に実用に供せる状態になった。次年度に、最後の1基を増設して完了する予定である。

真空排気装置は、これまで1機が設置されていたが、真空タンクを4基に増設したため、真空排気の時間を短縮して試験の稼働率を向上させるため、1機の真空排気装置を増設した。次年度には、もう1機を増設し、合計3機の真空排気装置を用いて稼働率を更に向上する計画である。最終的には、試験開始までの時間は2時間以内に短縮される予定である。



図 8：4 基に増設した真空タンクと増設した真空排気装置の建屋



図 9：増設した真空排気装置

3.2 模型変角装置の整備

機体の空力特性を把握するために風洞実験を実施する場合、迎え角や横滑り角を変化させ実験をおこなうことになるが、これらの変角を通風中に行うことができると実験の進行上便利である。そこで本年度、サーボモータを用いて模型の変角操作を自動的に行う模型変角装置を導入した。

図 10 に、模型変角用のギアボックスを示す。超音速風洞の模型支持部分は東京大学から譲り受けたものを流用しており、図 10 にある上部のシャフトを回転させることにより模型支持装置のピッチ角を変化させることができる。今回の改修では、このシャフトをサーボモータで回転させることで自動変角を可能にする。

図 11 に、ステッピングモータの取付状態を、表 2 にステッピングモータの品名を示す。ステッピングモータとシャフトはフレキシブルカップリングにて接続している。このカップリングはポリウレタン樹脂を間に挟んでいることにより、軸心のミスアライメントを許容する。またステッピングモータはコントローラ EMP2001 に接続され、さらにコントローラは RS-232C 経由でパソコンに接続される。制御ソフトウェア MEXP01 はグラフィカルなインターフェースを有するプログラ

ミングツールで、MEXP01 上でシーケンス制御プログラムを作成することでステッピングモータを制御することができる。



図 10：模型変角用のギアボックス

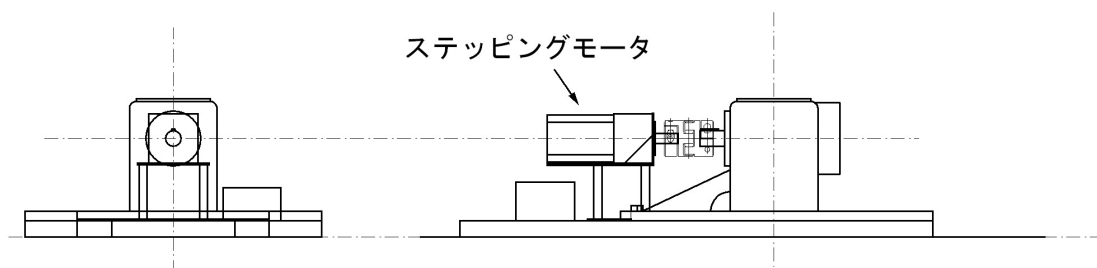


図 11：ステッピングモータ取付状態

表 2：ステッピングモータ仕様

品名	品番
ステッピングモータ	オリエンタルモータ AS98MAE-N7.2
コントローラ	EMP2001-V1
制御ソフトウェア	MEXP01
カップリング	MCS651825

ステッピングモータによる模型変角制御シーケンスの例として、通風時間を 12 秒と仮定し、模型のピッチ角を 2 度刻みで変化させた場合を考える。各ピッチ角で変角と気流の静定に 3 秒程度を確保すると考えた場合、1 回の通風で 4 種の迎え角における計測を行うことが可能である。本装置の迎え角設定精度については 2009 年度に調査予定である。

4. 高速走行軌道設備の整備

4.1 サブサイズ実験軌道の延長

サブサイズ実験軌道は、レール幅が 138mm(中心間距離)で、鉄道模型用のものを利用している。昨年度までは、軌道長が 48m であったが、平成20年度に 100m に延長した。この時、レールを固定する基礎部分も新設した。レールを固定するH鋼を支える支柱の図面を図 12 に示す。支柱は長さの違うものを2種類用意し、地面の高低差(図 13)によって使い分け、レールが水平に設置されるようにした。凍結深度以下に支柱を地中に埋める必要があるため、支柱の最底部が地表面から 60 cm 以下なるように調整した。図2に軌道長を 100 m に延長したサブサイズの高速走行実験軌道の写真を示す。風雨からレールを防護するカバー(緑色)を設けた。

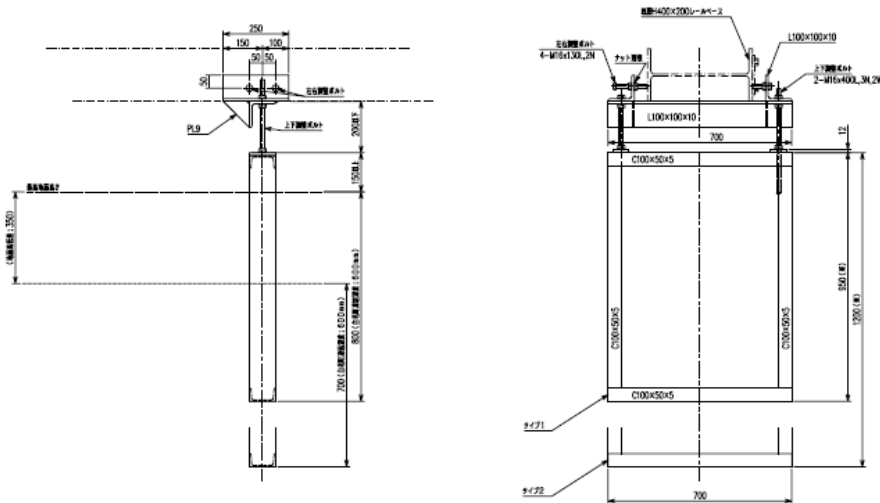


図 12:サブサイズレールを固定する基礎部分の支柱

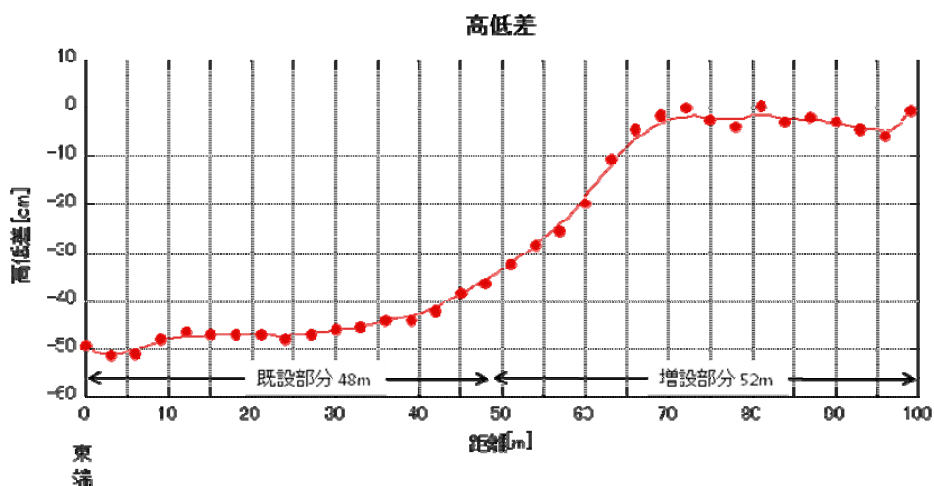


図 13:地面の高低差

4.2 フルサイズ走行軌道の建設

フルサイズ実験軌道は、図1に示すように滑走路に平行に設置する計画で、今年度と次年度の2カ年間で全長 300 m の走行軌道を建設する予定である。今年度は中間部分の 150 m を建設した。

フルサイズ軌道のレール幅は 1500 mm(中心間距離)で、JR 等の鉄道で使用している 50 kgNレールを用いている。軌道に沿って片側に作業用の測道が設けられている。図 14 に今年度建設した 150 m

区間の軌道の全景写真を示した。

次年度には残り150 mの軌道と西側の端部に安全防護壁等を建設する予定である。この走行軌道を用いた本格的な走行試験は平成22年度から開始する予定である。



図 14：平成20年度に建設したフルサイズ高速走行軌道(全長150 m)の全景
(右側奥に滑走路が見える)

連携および共同研究

- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
 - 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
-

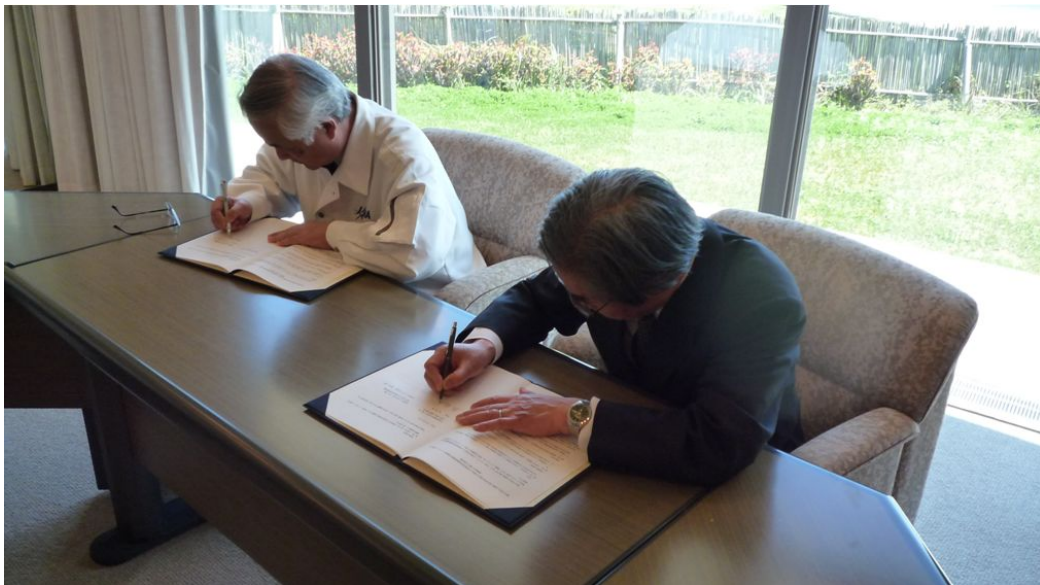
1. JAXA宇宙輸送ミッション本部との連携協力協定締結

室蘭工業大学及び(独)宇宙航空研究開発機構宇宙輸送ミッション本部(機構)がより緊密な連携及び協力により、学術研究の発展、宇宙に関する科学技術及び宇宙輸送システム研究開発の促進等に寄与することを目的として、相互の連携協力に関する協定を締結しました。

(連携協力事項)

大学及び機構は、目的を達するため、以下に定める事項について連携し、協力する。

- (1) 宇宙輸送システムの推進系及び構造系分野を中心とした共同研究等の研究協力
- (2) その他本協定の目的を達成するために大学及び機構が必要と認める事項に関すること



河内山理事(JAXA宇宙輸送ミッション本部長)と松岡学長の連携協力協定書調印

2. 平成 19—20 年度実施の共同研究・受託研究

2.1 JAXA宇宙輸送ミッション本部との共同研究の概要

2.1.1 LNG サルファアタック・コーキングに関する研究: H19 年 11 月—H20 年 3 月.

本研究では、LNG 再生冷却ロケットエンジンにおける、サルファアタックとコーキング特性の解明のため、試験および分析、解析を行った。サルファアタックについての知見は以下のようにまとめられる。

- (1) ガス中の H_2S は常温より金属に吸着し、本試験の流量、濃度等の範囲内では約 400K 以上に

においてガスクロマトグラフでは検出できない濃度まで吸着する。

- (2) エンジン材料の候補の試験片を、メタンと H₂S の混合ガスとともに、高温下の環境に曝したところ、試験片表面に硫黄成分が確認された。また、この硫黄成分は試験片表面で金属と反応し、硫化物を生成していた。

一方、コーキングについての知見は以下のようにまとめられる。

- (1) プロパン熱分解開始温度は Ni 触媒効果のない場合では約 800K になっており、メタン熱分解開始温度と比較して 300K 程低い。Ni 触媒効果がある場合ではプロパン熱分解開始温度はさらに約 600K まで下がった。
- (2) ラマン分析の結果より、試験片表面に析出した炭素の組成は 1000K 等温試験では無定形炭素で、1273K まで加熱した昇温試験では熱分解炭素であった。この炭素は Hastelloy-X では、金属と反応して炭化鉄を生成している。この炭化鉄の反応には、Fe 成分が大きく関与しているものと考えられる。
- (3) 1000K の等温試験では、触媒効果の大きい Inconel600 では、プロパンの濃度が 5vol%になるとコーキング深さが約 442.3 μ m にも及んだ。

これらの結果は、実機においては冷却流路表面粗さの変化による圧力損失の増大や、析出物による流路の狭窄が生じる可能性を示唆するものであった。実機ではコーキングが発生する温度範囲以下で設計する必要性を示唆している。

2.1.2 再生冷却 LNG サルファアタックに関する研究(その2):H20 年 11 月—H21 年 3 月。

本研究では、LNG 再生冷却式ロケットエンジンにおける、サルファアタック解明およびサルファアタック対策としての金メッキの特性評価のため、試験および分析、解析を行った。サルファアタックについての知見は以下のようにまとめられる。

- (1) 銅系合金 (SMC, OMC), 無酸素銅 (OFHC) に生成された金属硫化物は硫化銅 (Cu₂S) であり、その深さは約 1~8 μ m であった。
- (2) 引張破断試験の結果より、Inconel600 では常温での伸びが約 65%, SMC では最大引張応力が約 8%低下しており、この原因にはサルファアタックによる硫黄脆化が考えられる。
- (3) 試験片表面に金メッキを施した場合、試験後の硫化銅の深さは約 10~100nm まで減少し、伸びや最大引張応力にも変化が見られなかった。

これらの結果は、サルファアタックがエンジン構造強度を低下させる可能性を示唆するものであった。また、金メッキはサルファアタックによる金属硫化物の生成並びに構造強度低下に対する防止策として有効であることを示している。

2.2 (株)IHI, (株)IHIエアロスペースとの共同研究の概要

2.2.1 再生冷却 LNG エンジン コーキング検討と基礎試験および電鍍技術調査:H19 年 5 月—H19 年 9 月。

本研究では、メタン熱分解特性を明らかにするため、実験ならびに理論解析を実施した。また、実験データから分析を行い、メタン熱分解温度やノズル材料候補であるニッケル系金属素材 3 種

の触媒効果による析出温度、析出量への影響などを評価した。その結果、以下のことが明らかになった。

- (1) メタン転化率の挙動より、メタン単体の熱分解開始温度は約 800℃であったが、ノズル等材料候補である Inconel718, Inconel600, A286 の触媒効果での熱分解開始温度は約 650℃である。また Ni 含有量はメタン熱分解反応量増大や熱分解開始温度の低温化への触媒効果が著しいことがわかった。
- (2) EPMA 分析の結果、メタン熱分解反応により金属試料表面に炭素成分が約 2~6 μm の厚さで析出する。また、XRD 分析の結果より試料内部組成は変化しないが A286 では鉄成分と炭素成分が結合し、表面の結晶構造が変化した可能性がある。
- (3) ラマン分析の結果、析出した炭素成分は熱分解炭素と無定形炭素である。熱分解炭素は無定形炭素が加熱され結晶構造が変化し、生成されたと考えられる。
- (4) ガス成分分析の結果、本実験条件では、触媒の有無に関わらず検出されたガス成分が同じことから触媒効果の有無に関らずメタン熱分解反応機構は変化しない。
- (5) 素反応解析により求めたメタン熱分解開始温度は 800℃~900℃の間であり、実験値とほぼ一致することからメタン熱分解開始温度を理論的に示せる可能性が見出せた。

本実験範囲ではメタン熱分解反応に伴うコーキングによる冷却溝の狭窄は見られないと考えられる。しかし、金属材料の触媒効果によりメタン熱分解開始温度は約 150℃低下するため、主燃焼器やノズル設計において考慮する必要がある。

2.3 (株)IHIからの受託研究概要

2.3.1 ニッケル電鍍組織の研究：H19年11月—H20年3月

一般的にロケット燃焼室内筒の銅合金には冷却用溝があり、外筒は燃焼圧と冷却液圧を支えるニッケル (Ni) 電鍍を用いている。これに SUS 製又は Inconel 製マニホールドを溶接する。この再生冷却燃焼室における主構成要素である外筒製造方法にはニッケル電鍍を用いて、内筒素材である銅合金に厚づけする方法があり構造がシンプルなため、信頼性確保などの観点からこの形式が望ましい。本研究ではニッケル電鍍の製造面から引張特性の結晶方向依存性やマニホールド等装着に伴う溶接部の熱影響による微小クラックが発生に対しての耐熱影響の向上などの課題に関して、電鍍工程改善前後の供試体について組織分析や不純物の影響評価などを詳細に実施し、さらにその機構について考察をくわえたものであり、今後設計及び製造時の指針になりえる。ここで厚づけニッケル電鍍における工程改善点は主に以下の通りである。

- (1) 厚肉電鍍における内部応力緩和
- (2) サルファ等のコンタミ成分の削減

電鍍製造工程においてアノードから出る硫化ニッケルのスライムの硫黄成分がカソード側に混入することを防止する必要性はよく知られている。

さらに、スルファミン酸ニッケル電鍍浴の管理条件のうち、ヒーターの局部熱発生、極間距離の不適合、浴組成変動、アノードとカソードの面積比の不適合などに起因するスルファミン酸加水分解などが起こることで、浴はヒドラジンスルホン酸やアゾジスルホン酸などの酸に変化し、ひいてはこれらの酸から生じる硫化物がカソード側に付着すると推測される。

本研究では上述したように、工程改善した試験片には硫黄成分が極めて少なく、電鍍に対する

溶接の困難さを解消する見通しがたったが、その詳細要因分析と考察をくわえ、さらにスモールパンチ測定方式による評価方法の確立はかった。

詳細分析結果として、電子ビーム溶接継手の引張強度が 45°方向の引張でもっとも高くなり、これは電鍍結晶が[001]方向に大きく配向し成長しているためである。設計製造時に Ni 電鍍特性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、スモールパンチ (SP) 試験での破断変位 δ_f が小さく、延性に乏しいことがわかった。このことが溶接時の微小クラックの原因になっていた。

溶接構造における強度、伸び向上の方法が明確になり、溶接線に対するニッケル電鍍面の角度を制御することでロケット燃焼室製造のうえで信頼性確保等に寄与できる見通しが得られた。

講演等の啓蒙活動の概要および見学者

○ 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

航空宇宙機システム研究センターの専任教員および併任教員は、依頼講演、高校訪問、オープンキャンパス、大学開放推進事業に協力しています。平成 20 年度に行いましたこれらの活動の概要を表 1 にまとめました。ここでは、主に社会に対する啓蒙や本学の広報に関する活動を示しました。学会やシンポジウム等の研究に関する活動は除いています。

表 1：航空宇宙機システム研究センターが協力した啓蒙・広報活動の概要

学外依頼講演				
講演者	依頼先・場所	日時	講演内容	参加者数
棚次亘弘	室蘭市拡充期成会講演会 室蘭市役所	2008年7月18日	室蘭工業大学における航空宇宙分野の教育・研究活動	約60名
棚次亘弘	武蔵工業大学 戦略的の大学支援事業 武蔵工業大学 世田谷キャンパス	2009年2月25日	宇宙輸送システムの現状と将来展望	約70名
東野和幸	武蔵工業大学 戦略的の大学支援事業 武蔵工業大学 世田谷キャンパス	2009年2月25日	軌道上環境利用と衛星推進系の現状と課題	約60名
高校訪問				
訪問者	訪問高校	日時	訪問時の内容	参加者数
棚次亘弘	旭川凌雲高校	2008年7月2日	模擬講義・面談	約30名
棚次亘弘	旭川東高校	2008年7月3日	面談	3名
溝端一秀	紋別北高校	2008年8月21日	模擬講義・面談	約25名
溝端一秀	札幌開成高校	2008年12月10日	模擬講義・面談	約25名
湊 亮二郎	旭川北高校	2008年8月26日	模擬講義・面談	約40名
オープンキャンパス				
実施担当者	実施内容	日時	実施場所	参加者数
東野和幸 溝端一秀 湊亮二郎	オープンラボラトリー(模擬講義と施設見学) Access to Space(宇宙輸送と宇宙利用)	2008年8月1日	学内	約90名
	キャンパスツアー(施設見学)	2008年8月1日		約70名
大学開放推進事業				
事業名	実施内容	日時	実施場所	参加者数
ロケット・ジェット・飛行機わくわく教室	「青少年のための科学の祭典室蘭大会」に協賛 ペットボトルロケット教室、ジェットエンジン・デモ運転	2008年9月14日	室蘭市青少年科学館	約100名
	室蘭岳山麓総合公園利用促進協議会主催「だんぱら秋フェスティバル」に協賛 ペットボトルロケット教室、ラジコン飛行機教室	2008年9月15日	室蘭岳山麓総合公園	約200名

航空宇宙機システム研究センターには、報道機関の取材、国外の大学関係者、中学・高校の教諭や生徒が見学されます。見学は、主に、超音速風洞設備、フライトシミュレーター、小型ジェットエンジンテストセル、高速走行軌道実験設備、白老エンジン実験場です。

平成 20 年度に訪問された学外の見学者を表 2 に示します。見学者の総数は約 180 名でした。

表2：航空宇宙機システム研究センターを訪問された見学者

見学者			
見学者	日時	見学内容	見学者数
室蘭市立本室蘭中学校（3年生5名及び引率教員）	2008年7月2日	施設見学	6
はぐるま会交流会 昭和38年卒同期会	2008年9月11日	施設見学	21
HTB 北海道テレビ 藤島保志	2008年9月15日	特別番組「北海道遺産物語・第二章」取材	2
朝日新聞 杉本記者	2008年9月22日	地方大学のユニークな取り組み取材	1
室蘭栄高校	2008年10月15日	プロビデンス・プログラム	60
鷺別中学校生徒・教諭	2008年10月16日	施設見学	5
大麻高校(江別)父兄 PTA進路委員会	2008年10月17日	プロビデンス・プログラム	20
河南理工大学 理事長 他	2008年10月31日	施設見学	6
UHB北海道文化放送 岡田記者	2008年11月10日	スパーニュース取材	2
登別 明日中等教育学校	2008年12月10日	施設見学	6
釜山大学	2008年12月22日	施設見学	
華中科技大学 副学長、学生部長 他	2009年1月10日	施設見学	11
文科省 研究振興局 産学連携課 技術移転推進室 小谷和浩室長	2009年1月6日	施設見学	1
産業人材育成ネットワーク視察会(北海道経済部労働局人材育成課)	2009年1月29日	施設見学	25
タイ チェンマイ大学 訪問団 Angkasith(アンカサイト)学長 他	2009年2月6日	施設見学	9

溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)

吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)

○ 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻)

飯村 拓哉(航空宇宙システム工学専攻)

渡辺 侑也(航空宇宙システム工学専攻)

1. 緒言

室蘭工業大学では大気中を高速度で飛行する為の革新的な基盤技術を創出することを目指して研究が進められており、研究された基盤技術は小型無人超音速有翼機に搭載されて飛行実証される計画である。この小型無人超音速有翼機には、滑走路からの離陸、加速上昇、超音速巡航飛行、亜音速旋回飛行、および帰還飛行という飛行プロファイルが想定されている。

これまでの研究では、この飛行プロファイルを達成する為、様々な機体形状を提案し評価してきた。その結果、超音速飛行可能と予測される機体形状として M2006 形状が提案された。この形状は、設計マッハ数を 2.0 とし、超音速飛行を重視した設計となっている。

M2006 形状をベースライン形状として、昨年度まで、基礎空力特性データの取得による全飛行プロファイルでの揚力、推力並びに縦の静安定を評価した。また、昇降舵を設置することにより縦の静安定を維持した亜音速飛行、遷音速飛行、超音速巡航飛行、離着陸飛行の可能性を評価した⁽¹⁾。しかし、上記飛行プロファイルのうち、帰還飛行のため重要な亜音速旋回性能については未だ評価されていなかった。

そこで本年度は、全飛行プロファイルにおいて安定して飛行する為のローリングとヨーイングの静安定性、ならびに亜音速旋回性能の評価を行う為に、補助翼と方向舵を設置し、ローリングとヨーイングの操縦性評価のための風洞試験を実施した。

2. 舵面の設計

2.1 補助翼

補助翼とは、一般的に主翼後縁部分にある空力舵面であり、機体のローリング制御に使用される。左右の舵面に逆位相の舵角を付けることによってローリングモーメントを発生させる。補助翼は、主に亜音速域での旋回のために用いられ、遷・超音速では機体姿勢の細かい調整に用いられるものと考えて、亜音速性能を重視した設計を行う。

一般的な航空機では、補助翼の最大舵角は 30deg.以下とされている⁽¹⁾。これは舵角の大きさとヨーイングモーメントの大きさがほぼ線形となる舵角の範囲であり、この範囲では大きな剥離は発生しないと考えられる。従って、動圧が小さく大きな舵角が必要と考えられる亜音速域では、剥離しない領域に余裕を見て補助翼の最大舵角を 20deg.と設定する。遷・超音速域では、姿勢調整

のみに補助翼を使用すると想定していること、並びに動圧が高いことから小さい舵角でも十分と予測されるので、最大舵角を 10deg. と設定する。

補助翼を設計する際の基準として、翼端が描く螺旋角のタンジェント($pb/2V$)を適用する。一般的に有人亜音速機では、最大舵角で螺旋角のタンジェントが 0.09 以上になるときに旋回性能が良好であるとされている⁽²⁾。本研究では全速度領域で十分な操縦性を確保できるように、最大舵角を遷・超音速領域での最大舵角 10deg. と考え、このとき螺旋角のタンジェントが 0.09 になるように補助翼を設計した。

2.2 方向舵

方向舵とは、一般的に垂直尾翼の後縁部分にある空力舵面であり、ヨーイング方向の姿勢制御を担う。方向舵も補助翼と同様の使用を想定しているため、亜音速域性能を重視して設計する。また補助翼同様、亜音速域では最大舵角を 20deg.、遷・超音速域では最大舵角を 10deg. とする。

3. 試験結果

3.1 ローリング静安定

Fig.1 に横滑り角 β に対するローリングモーメント係数 C_l の値を示す。Mach 0.3~2.0 においてすべて右下がりとなっており、ローリングの静安定が確保されていることが分かる。従って全飛行速度領域においてローリングの静安定が確保されることが判明した。

3.2 ヨーイング静安定

Fig.2 に偏揺れ角 ψ に対するヨーイングモーメント係数 C_n の値を示す。Mach 0.3~2.0 においてすべてローリングモーメント曲線の傾きが負となっており静安定が確保されていることが分かる。これより全飛行速度領域においてヨーイングの静安定が確保されていることが判明した。

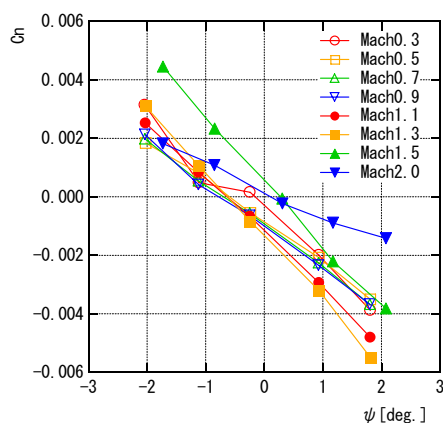


Fig.1. Yawing moment curve.

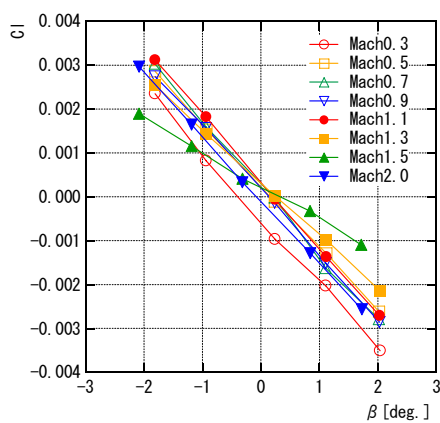


Fig.2. Rolling moment curve.

3.3 ローリング操縦性

Fig.3 は、迎角 AoA に対する螺旋角のタンジェント $pb/2V$ の値を示す。舵角 10deg. では螺旋角

のタンジェントは 0.07~0.08 程度であり，設計基準 0.09 の 80~90%の値になることが解る．機体の左右対称性から舵角-10deg.にしても同様の値が得られると考えられる．このことから補助翼の舵角 10deg.において，概ね良好なローリング操縦性が獲得されるものと判断される．

3.4 ヨーイング操縦性

Fig.4 に方向舵の舵角変化に対するヨーイングモーメント係数の値を示す．横軸に偏揺れ角 ϕ ，縦軸にヨーイングモーメント係数 C_n を示している．舵角 10deg., 20deg.では，トリム位置すなわちヨーイングモーメント係数がゼロになる偏揺れ角はそれぞれ約-8deg., -16deg.である．機体の左右対称性を考慮すると，舵角 $\pm 10deg.$, $\pm 20deg.$ ではそれぞれトリム位置は偏揺れ角 $\pm 8deg.$, $\pm 16deg.$ であると予測できる．

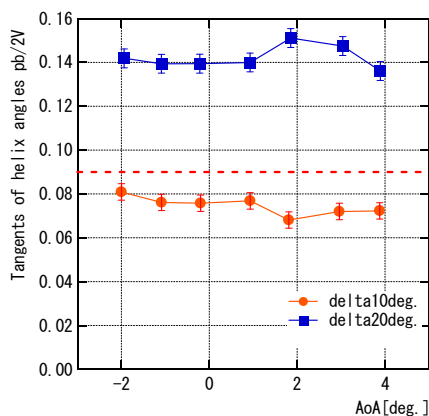


Fig.3. Tangents of helix angles pb/2V vs. angle of attack at Mach 0.7.

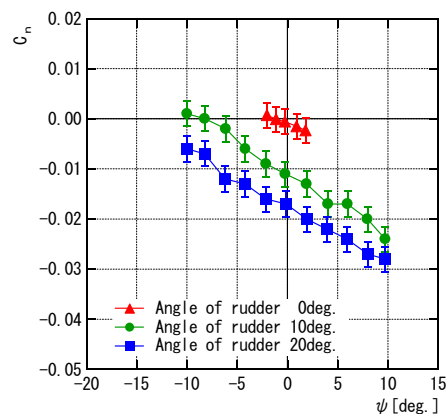


Fig.4. Yawing moment curve at Mach 0.7.

4. 結言

本研究では，M2006 形状のローリング並びにヨーイングの静安定と操縦性の評価を目的として，風洞試験を行った．その結果，以下のことが明らかになった．

- 1) 全飛行速度領域においてローリングおよびヨーイングの静安定が確保されている．
- 2) ローリングの操縦性は，亜音速領域では既存の航空機において良好とされている性能の 80~90%程度は確保できると考えられる．
- 3) 舵角 $\pm 20deg.$ までの操舵によってトリムの取れる偏揺れ角は，約 $\pm 16deg.$ である．

今後は，今回の風洞試験によって得られた舵面性能の評価結果をもとにして，旋回性能を評価する予定である．

参考文献

- (1) 工藤麻耶，「小型無人超音速有翼機の昇降舵による安定性に関する研究」，JAXA/ISAS 宇宙輸送シンポジウム，2008.
- (2) Courtland D. Perking and Robert E. Hage, AIRPLANE PERFORMANCE AND CONTROL, 1949.

研究成果報告 一舵面とエンジンを有する小型超音速飛行実験機の空力特性の計測 (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)

- 溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
- 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)
- 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻)
- 飯村 拓哉(航空宇宙システム工学専攻)
- 渡辺 侑也(航空宇宙システム工学専攻)
- 坪井 伸幸(JAXA/ISAS 准教授)

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、全幅 1.6m 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。この超音速有翼機の飛行プロファイルとしては、ランディングギアを用いた滑走・離陸、加速上昇、超音速巡航、亜音速旋回、帰還飛行、および進入・着陸を想定している。

これまでの研究では、この飛行プロファイルを達成するために様々な機体形状の候補を考案し、その空力性能を風試によって評価してきた。その結果、超音速飛行可能な機体形状として Table 1 および Fig.2 に示された「M2006 形状」を提案した。その設計マッハ数は 2.0 である。これを当面のベースライン形状としており、風洞試験による基礎空力特性データ（揚力係数、抗力係数、およびピッチングモーメント係数）に基づいて、推力余裕の解析に基づく加速性能の予測、および昇降舵によるピッチング(縦)の静安定を維持した飛行および離着陸の性能評価が実施された。

本年度は、空力および飛行性能に関して残されている評価項目の内、ローリング(横)とヨーイング(方向)の静安定性と制御性を取り扱った。そのために風試模型にエルロン(補助翼)とラダー(方向舵)を設置し、風洞試験を実施した。

エルロンによるローリング運動性能の基準としては「翼端が描く螺旋角のタンジェント $pb/2V$ 」を適用した。パイロットにとっては、この値が一定であれば飛行速度によらず同じ運動性能を持つように感じられる。有人亜音速機では、最大舵角で螺旋角のタンジェントが 0.09 以上であれば旋回性能が良好であるとされる。本研究では、全速度領域で十分な操縦性を確保できるように、舵角 10deg のときに螺旋角のタンジェントが 0.09 になるようにエルロンの形状・寸法を設計した。ラダーの設計基準としては単位舵角あたりに生じるヨーイングモーメント係数 $C_{n_{\delta r}}$ を用いた。一般的な航空機では、 $C_{n_{\delta r}} = -0.001$ であれば良いとされており、本研究でもこの値を得ようラダーの形状・寸法を設定した。舵面を設置した M2006 の三面図を Fig.1 に示す。

次に風洞試験の結果を示す。まず、Fig.2 に横滑り角 β に対するローリングモーメント係数 C_l の値を示す。Mach0.3~2.0 においてすべて右下がりとなっており、本無人超音速有翼機は、そ

の全飛行速度領域においてローリングの静安定が確保されるものと判定される。Fig.3 に偏揺れ角 ϕ に対するヨーイングモーメント係数 C_n の値を示す。Mach0.3~2.0 においてすべて右下がりとなっており、本無人超音速有翼機は、その全飛行速度領域においてヨーイングの静安定が確保されるものと判定される。

操舵による機体姿勢の制御性については、動圧の低い亜音速条件で評価することが必要であるため、マッハ 0.7 での試験結果を示す。Fig.4 に、翼端の描く螺旋角のタンジェント $pb/2V$ の値を示す。図中のエラーバーの幅は、計測値の標準偏差の 3 倍である。舵角 10deg では螺旋角のタンジェントは 0.07~0.08 程度であり、設計基準 0.09 の 80~90% の値になっている。このことから、エルロン舵角 10deg によって、一般的な航空機として概ね良好なローリング操縦性が得られることが解る。Fig.5 にラダーの舵角変化に対するヨーイングモーメント係数の変化の様子を示す。横軸は偏揺れ角 ϕ 、縦軸はヨーイングモーメント係数 C_n である。図中のエラーバーの幅は計測値の標準偏差の 3 倍である。舵角 10deg, 20deg では、トリム位置すなわちヨーイングモーメント係数がゼロになる偏揺れ角はそれぞれ約 -8deg, -16deg となる。機体の左右対称性を考慮すると、舵角 ± 10 deg, ± 20 deg ではそれぞれトリム位置は偏揺れ角 ± 8 deg, ± 16 deg であることが推定できる。

以上の通り、本研究では、本超音速有翼機体にローリングとヨーイングの静安定が確保されること、設計したエルロンおよびラダーによって十分な姿勢制御性が得られることが明らかとなった。今後はこの評価を元にして旋回性能や片肺時の姿勢制御性、等を検討する予定である。

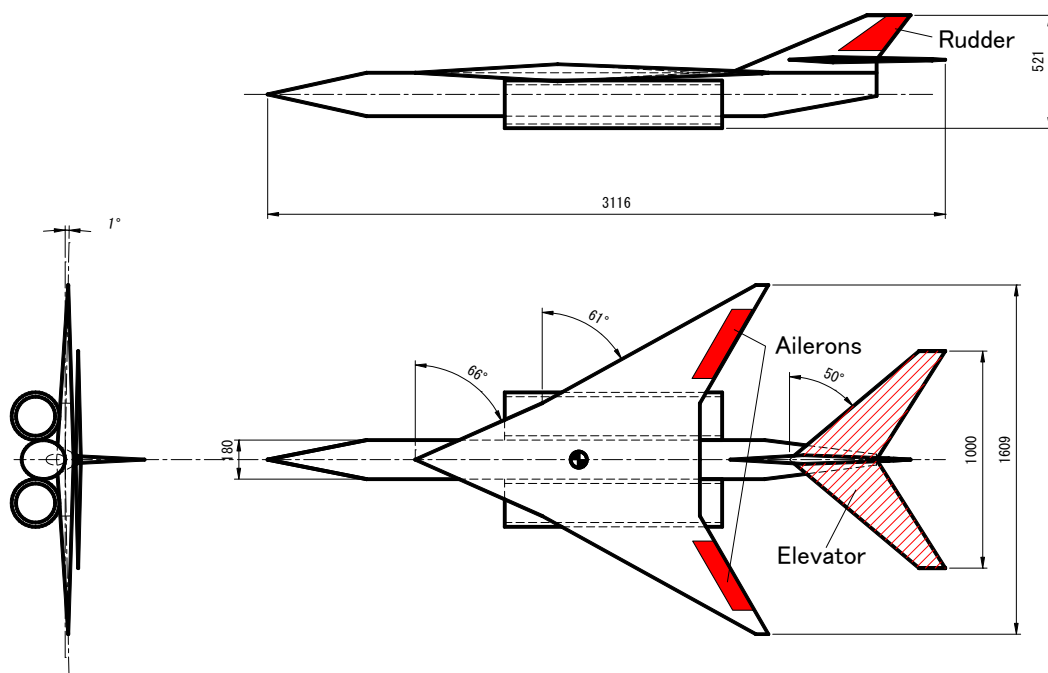


Fig. 1. Ailerons and a rudder on the M2006 configuration.

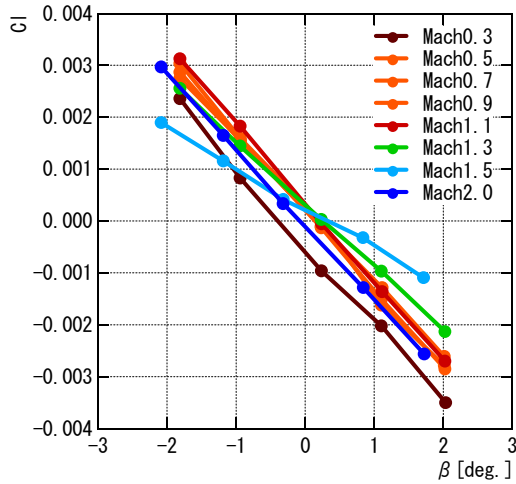


Fig. 2. Rolling moment coefficient.

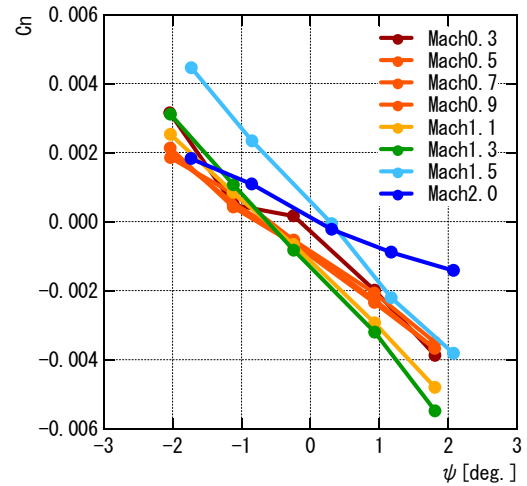


Fig. 3. Yawing moment coefficient.

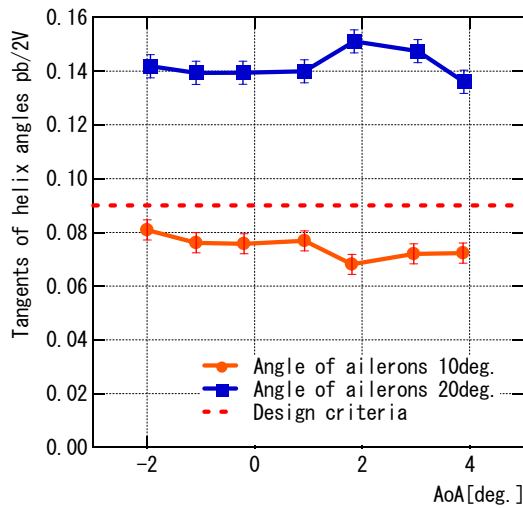


Fig.4. Tangent of the helix angle at Mach 0.7.

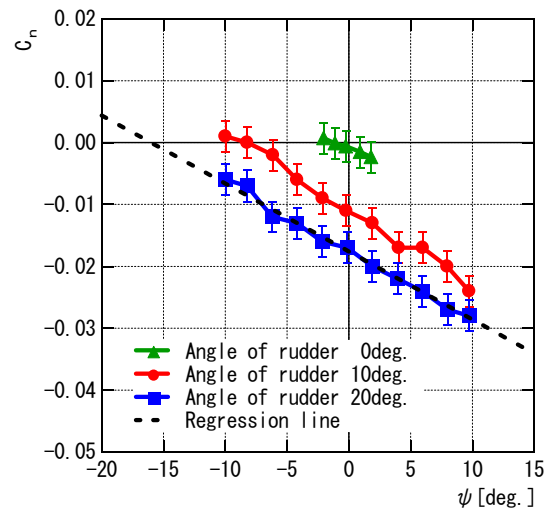


Fig.5. Yawing moment coefficient at Mach 0.7.

参考文献

- (1) 桑田耕明, 笹山容資, 飯村拓哉, 渡辺侑也, 棚次亘弘, 溝端一秀, 吹場活桂 (室蘭工大), 坪井伸幸 (JAXA/ISAS), 「小型無人超音速有翼機の横および方向の姿勢安定と操縦性に関する風洞試験」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009.
- (2) 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工大), FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な亜音速機の試作, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009.
- (3) 工藤麻耶, 「小型無人超音速有翼機の昇降舵による安定性に関する研究」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2008 年 1 月.
- (4) C. D. Perking and R. E. Hage, Airplane Performance Stability and Control, John Wiley & Sons, 1949.

溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)

今井 駿(機械システム工学専攻)

○ 高津 武人(航空宇宙システム工学専攻)

片岡 秀教(機械システム工学科)

1. はじめに

1.1 研究目的

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、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。研究された基盤技術を実際に飛行体システムに搭載して飛行実証する事が必要であることから、全長約 3m、重量 200kg 程度、推力 200kgf 程度のエンジンを搭載しマッハ 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）としての小型無人超音速機を設計・試作する計画を進めている。

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、本研究では、自作 GFRP 試験片の引張試験と同 GFRP 桁の曲げ試験を実施し、複合材の物性値の予測や FEM 解析手法の検討を行っている。また、小型無人超音速機のプロトタイプの主翼をモデルとした模擬主翼構造を製作し、静強度試験と NASTRAN による FEM 解析を比較することによって、FRP 複合材構造体の強度試験方法の整備および構造強度の検証を行なっている。

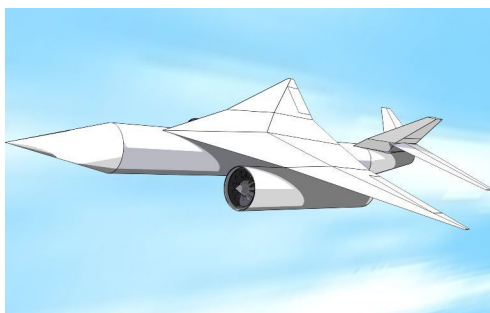


図 1：小型無人超音速機の機体形状



図 2：プロトタイプのコックアップ



図 3：模擬主翼構造

2. 研究成果

2.1 自作 GFRP 試験片の引張試験および自作 GFRP 桁の曲げ試験

GFRP 試験片の物性値測定では、ヤング率、ポアソン比共にばらつきが見られた。これは、試験片固定部の滑り等によるものと考えられる。曲げ試験では、複合材料工学における材料力学的手法⁽¹⁾より求めたヤング率の理論値 $E=12.3$ と $E=8.63$ を用いて主応力を算出した。実験値を比較してみると、 $E=8.63\text{GPa}$ の場合における①の場所での主応力が解析値とほぼ一致した。②では差が見られたが、歪みゲージの範囲が広がったため広い範囲で歪みを読み取り、これらの要因で誤差が生じたのではないかと考えられる。

以上の結果から、引張試験では理論値と実験値はおおむね近い値を示したものと確認できたが、桁の曲げ試験では限定的な条件でしか一致性を確認することができなかった。引張試験で得たヤング率を曲げ試験に用いる場合は適切に補正する必要がある。

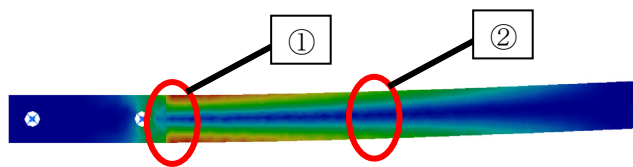


図 4：桁の曲げ解析結果

表 1：GFRP 桁の曲げ試験結果

	theoretical value	Analytic value	experimental value for $E=12.3\text{GPa}$	experimental value for $E=8.63\text{GPa}$
①	4.73MPa	4.61MPa	6.84MPa	4.8MPa
②	2.45MPa	2.54MPa	2.72MPa	1.91MPa

2.2 模擬主翼構造の静荷重試験結果

模擬主翼構造の静荷重試験より、外翼側よりも内翼側で大きい変位量を示す傾向が確認できた。これは、主翼断面の弾性軸が翼根では後方に偏っているためと考えられる。そこで、5kgf 荷重時を基準として変位の計測値から翼弦方向の捻れの中心を求めると、図 6 のようになり、捻れ中心が後縁近傍にあることが解る。ただし、計測された変位量には翼幅方向に分布する撓み量および捻れのほかに翼断面形状の変形も含まれているため、各断面で翼弦方向に複数の計測点を設けて一層詳細に変位分布を計測する必要がある。

最後に、NASTRAN による変位解析結果と試験結果より算出したたわみ推定量の比較を図 7 に示す。図 7 のそれぞれの折れ線は図 5 における測定点 A~E に対応している。グラフより、C2 については以下のグラフの通り良好なすり合わせを行う事が出来た。しかし、他の箇所については実験値側が大きく、概ね 2~4mm 程度のオーダーで差異が発生する。今後、モデルの改良や治具部でのガタつきを排除し、精度を上げる必要がある。特に、ガタつきについては致命的な誤差を生ずるため、優先的に改善する必要がある。

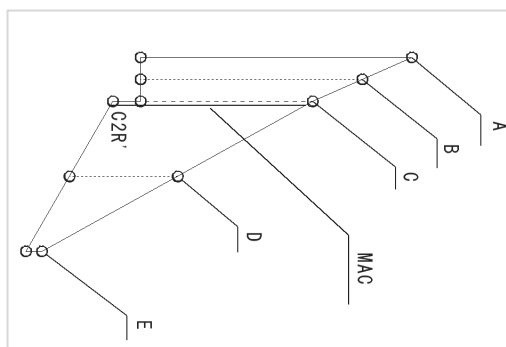


図5：主翼模擬構造の変位測定位置

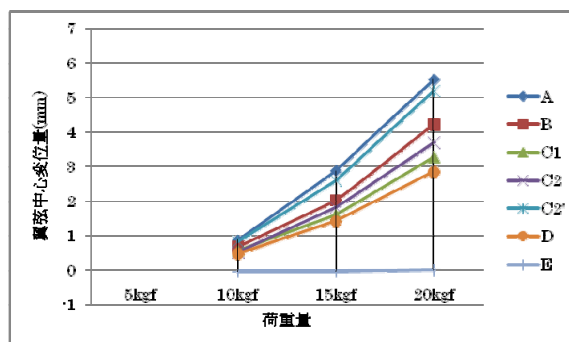


図6：50%翼弦における変位量

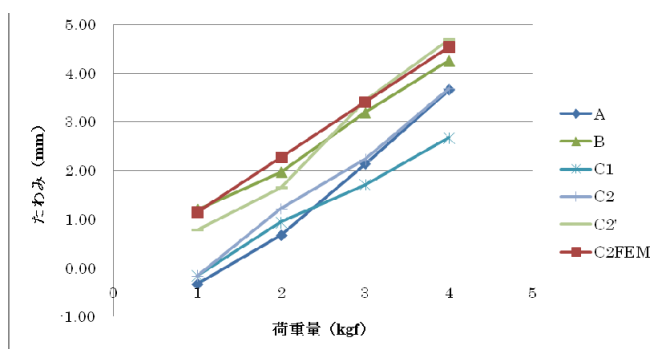


図7：試験および FEM 解析のたわみ推定量の比較

3. まとめ

自作 GFRP 試験片の引張試験では理論値と実験値がおおむね近い値を示すこと、GFRP 桁の曲げ試験では測定箇所①では $E=8.63\text{GPa}$ の場合の実験値が理論値・解析値に良く一致することが確認できた。ただし、GFRP 桁の曲げ試験では測定箇所②では一致が良くない。理論や FEM 解析では疑似等方性を仮定しているのに比して、実験で用いた GFRP 材は異方性を有するためと推察される。今後は GFRP の製作上のバラツキも考慮した上で、測定した物性値の取り扱いについて検討する必要がある。

また、模擬主翼構造を設計・試作し、静強度試験によって前縁・後縁の変位を計測し、変形挙動を調べた結果、以下の事項が判明した。

- 1) 後退翼であるため、捻れ中心は後縁近傍にある。
- 2) 捻れ中心が後縁近傍にあるとはいえ、後ろ桁だけでは強度上不利であり、翼厚の大きい箇所前縁に前桁を設けることは強度上極めて有効である。
- 3) その場合、荷重倍数 6 程度までの空力荷重に耐える。

参考文献

- (1) 三木光範・福田武人・元木信弥・北條正樹、「複合材料」、共立出版株式会社、1997

小型無人超音速機プロトタイプ的设计とモックアップの製作 ー経過報告

- 溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
- 高津 武人(航空宇宙システム工学専攻)

極超音速航空機やスペースプレーンには、超音速・極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・極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、上述の超音速実験機体と同一の形状・サイズのプロトタイプ機体を用いて、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 程度）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構造部材および CFRP 外皮からなるセミモノコック構造とする。その構造案を図 1 に示す。また、構造部材の配置、整備性、おおまかな強度、搭載品の配置、等の検証のためにモックアップを製作した。その外観を図 2 に示す。

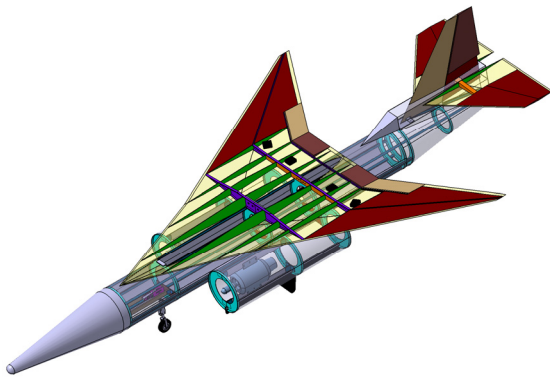


図 1. プロトタイプ機体の構造案



図 2. 機体のモックアップの製作

この構造案を元にして、平成 21 年度にはプロトタイプ機体を製作する計画である。また、今後多様な予備的な飛行試験に対応できるよう飛行可能領域（エンベロープ）を徐々に広げるのに併せて、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。

参考文献

- (1) 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工大), 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な亜音速機の試作」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009.

小型無人超音速機の飛行経路解析 — 研究成果報告

溝端 一秀 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)

長尾 友 (航空宇宙システム工学専攻)

○ 大下 智紀 (航空宇宙システム工学専攻)

1. はじめに

本研究では、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・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。また、亜音速飛行試験を想定した解析においては、亜音速試験用のエンジンのデータを使用している。

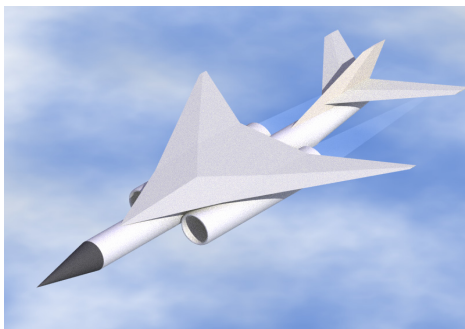


図 1 M2006 型の概観

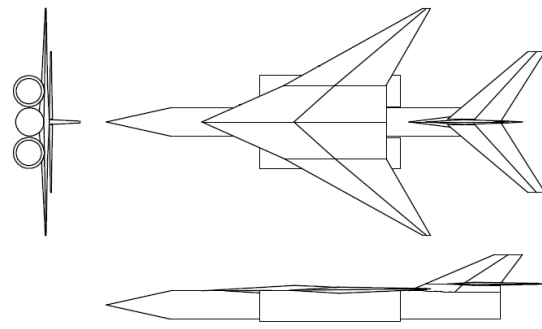


図 2 機体三面図

表 1. 機体諸元

Axial Length	3.000 m
Diameter of Fuselage	0.180 m
Wing Span	1.609 m
Wing Area	0.995 m ²
Aspect Ratio	2.71

表 2. 重量推算値

	Case1:subsonic	Case2:supersonic
Fuel Mass	2.4 kg	35.0 kg
Dry Mass	15.3 kg	130.9 kg
Payload Mass	1.7 kg	8.1 kg
Take off Mass	19.4 kg	174.0 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。

$$\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \varphi - r\dot{\varphi}^2 = \frac{F_r}{m}$$

$$2\dot{r}\dot{\theta} \cos \varphi + r\ddot{\theta} \cos \varphi - 2r\dot{\theta}\dot{\varphi} \sin \varphi = \frac{F_\theta}{m}$$

$$r\ddot{\varphi} + 2\dot{r}\dot{\varphi} + r\dot{\theta}^2 \cos \varphi \sin \varphi = \frac{F_\varphi}{m}$$

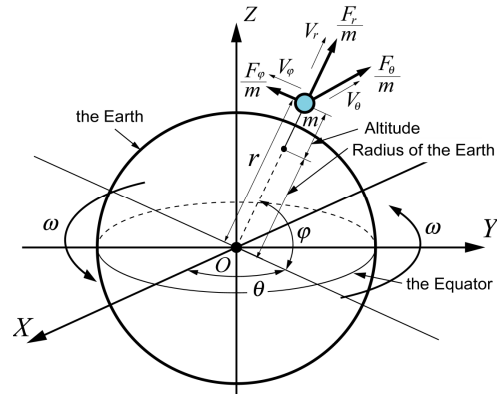


図 3.3 自由度慣性極座標

4. 解析結果

本研究においては、亜音速飛行試験、超音速飛行試験を想定した解析を行った。

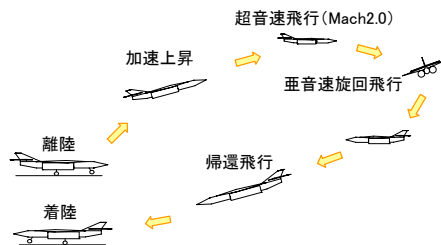


図 4. 超音速飛行試験飛行プロファイル

4.1 解析結果 1: 亜音速飛行試験を想定した解析

亜音速飛行試験を想定した解析を行った。無線操縦の電波は約 2km 程度しか届かないため、その距離範囲での滑走・離陸・飛行・着陸の解析としている。搭載エンジンとしては、模型飛行機用のターボジェットエンジン二基（最大推力 16kgf×2）を想定している。解析結果の一例として、飛行経路の鳥瞰図を図.5 に示す。また、飛行速度の履歴を図.6 に示す。これらの解析結果より、片道 2500m 程度の帰還飛行が可能であることが示されている。離陸滑走距離は約 300m、最大高度は約 500m となっている。最大飛行速度は約 130m/s である。

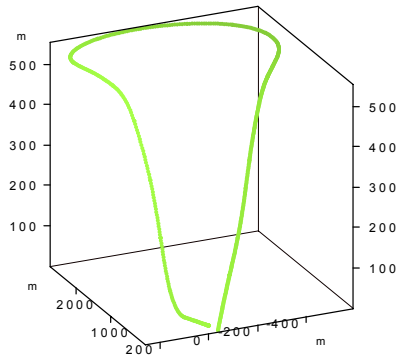


図 5. 経路の鳥瞰図

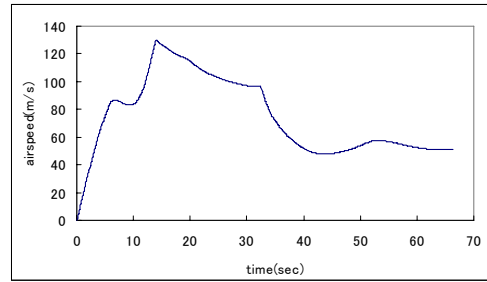


図 6. 飛行マッハ数推移

4.2 解析結果 2: 超音速飛行試験を想定した解析

超音速飛行試験を想定した解析を行った。エンジンとしては目下開発中の超音速飛行用エンジン Mu-170 を想定し、その熱サイクル解析による性能予測データを使用している。この性能予測によれば、タービン入り口温度の制約から最大飛行可能マッハ数は高度 10000m で約 1.6 となっている。そのため、この作動限界を考慮した解析を行った。飛行経路の鳥瞰図を図.7 に示す。また、飛行マッハ数の履歴を図.8 に示す。飛行高度約 12000m で最大飛行マッハ数約 1.6 に到達していることがわかる。また、離陸地点から約 60km 飛行して帰還することが可能であることがわかる。この飛行で使用する燃料は約 30kg であると推算された。

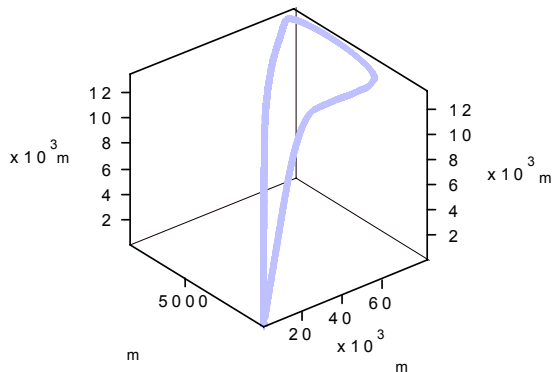


図 7. 経路の鳥瞰図

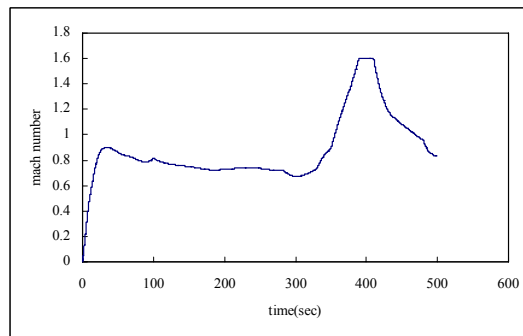


図 6. 飛行マッハ数推移

5. まとめ

小型無人超音速機の亜音速および超音速飛行性能を予測することを目的として、風洞試験による空力データ、構造設計による重量データ、およびエンジンの性能推算データを使用して三自由度飛行経路解析を行った。その結果、滑走・離着陸・亜音速飛行・超音速飛行が可能であることが予測された。

超音速飛行に関しては、当面のエンジン設計においてタービン入口温度の制約から最大飛行マッハ数が 1.6 に制限されており、エンジンの改良設計が必要である。

小型ターボジェットエンジンの振動特性

- 湊 亮二郎(航空宇宙機システム研究センター 助教)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 竹田 広人(機械システム工学専攻)
- 木村 崇宏(機械システム工学科)

1. 背景と目的

現在室蘭工大では、次世代の航空宇宙輸送技術の飛行実証を目的として、小型無人超音速機の研究開発を進めている。同機のエンジンには、反転軸流ファンによる小型ターボジェットエンジンを搭載させることが想定されている。

このエンジンの開発では、回転体の振動制御は重要な課題であり、中でも危険速度の予測と軸受に作用する荷重の推算は、エンジン全体の基本設計から運転寿命まで関わる事項である。そのため伝達マトリックス法による危険速度と軸変位の予測が不可欠になってくる。

本研究では、小型ターボジェットエンジンの振動解析のため、伝達マトリックス法による解析コードを開発し、その精度検証のため J850 ターボジェットエンジンによる試験を行った。本研究では、危険速度に関しては2次の危険速度に焦点を当てて、エンジンの作動回転数を上げて試験を行った。なぜなら伝達マトリックス法は、高次の危険回転数の方が予測困難なためである。これにより、小型反転軸流ファンターボジェットエンジンの設計に必要な振動解析コードの開発を試みた。

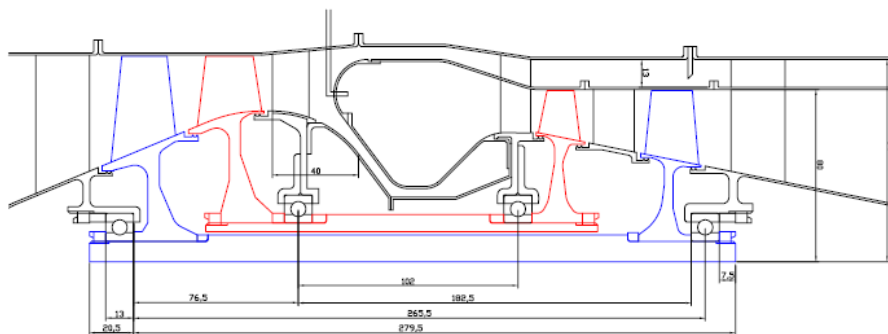


図 1：小型反転軸流ファンターボジェットエンジンの概念図

2. 解析方法と実験方法

2.1 ジェットエンジンにおける振動解析

伝達マトリックス法は、ガスタービンのような回転体の振動特性を、比較的簡単に解析することが可能で精度も高い。危険速度については、回転体の自由振動解析によって求めることができ、軸変位については、回転体に不釣り合い量を仮定した強制振動解析を行うことによって求めるこ

とが出来る．詳細な解析方法は回転機械の解説書を参考にされたい^{1,2)}．

J850 ターボジェットエンジンの振動解析では，幾つかの物理量が不明確であったため，実験的な計測とモデル化を試みた．例えば圧縮機の慣性モーメントは，機械工学便覧にある方法により，実験的に測定した³⁾．軸受のラジアル剛性については，文献4より軸受のアキシャル剛性の6倍と近似できるので，それより推算した．減衰係数に関しては，Oリングによる減衰係数と油膜による減衰係数はそれぞれ1.0及び0.2~3.0 kg s/mmと実験的に求められていることから，Oリングと油膜についてのみ減衰係数を考慮して，1.0~30.0 Ns/mmと変化させて解析を行った．不釣り合い量に関しては，一般のジェットエンジン，ガスタービンの不釣り合い等級がG2.5クラスなので，最高回転数を130000rpmとして逆算した．

2.2 J850 ターボジェットエンジンにおける振動計測

本研究では，開発した振動解析コードの検証のため，白老エンジン試験場にてJ850ターボジェットエンジンの振動計測を行った．図2にエンジンの概観写真を示す．計測したデータは，a) 圧縮機とタービンの入口・出口の温度と圧力，b) 空気流量，c) 回転数，d) エンジンケーシングの軸方向及び周方向の振動加速度，e) エンジンシャフトの軸変位，である．

本研究で用いた，振動計測システムを図3に示した．振動加速度は，加速度センサーにより信号を計測した後，アンプを介してFFT解析装置に取り込まれる．軸変位は圧縮機入口部の軸先端部で，渦電流計によって計測しアンプを介してパソコンに取り込まれる．

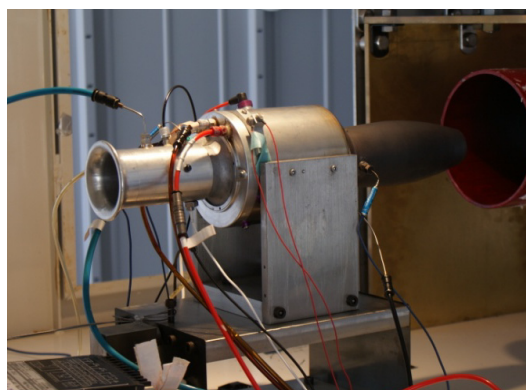


図2：J850ターボジェットエンジン

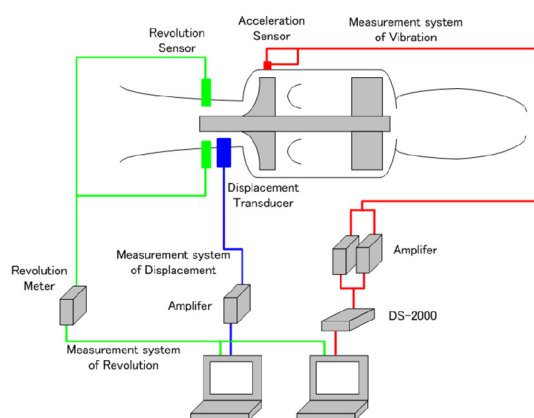


図3：振動計測システム

3. 結果とまとめ

エンジン燃焼試験で計測した振動加速度をキャンベル線図にしたものを図4に示す．図4より振動が大きくなっている回転数は，50000，75000，95000，及び120000rpmであることが分かる．ハンマリング試験により，75000rpmについてはタービン静翼の固有振動数であることがほぼ特定された．この軸変位の結果から，1次と2次の危険回転数がそれぞれ50000rpmと95000rpmに対応すると考えられる．一方，伝達マトリックス法による自由振動解析の結果，1次と2次の固有振動数は，それぞれ49000rpmと103000rpmに存在していることが分かり，実験と解析が精度良く一致していた．

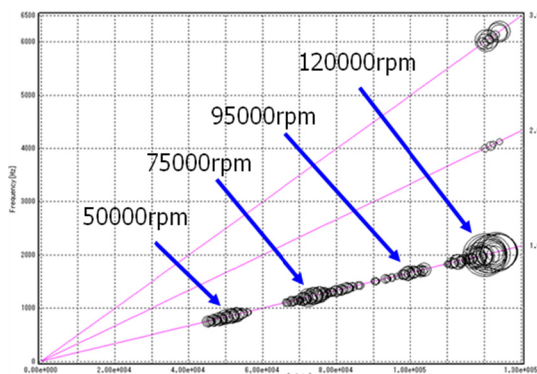


図 4 : J850 エンジンのキャンベル線図

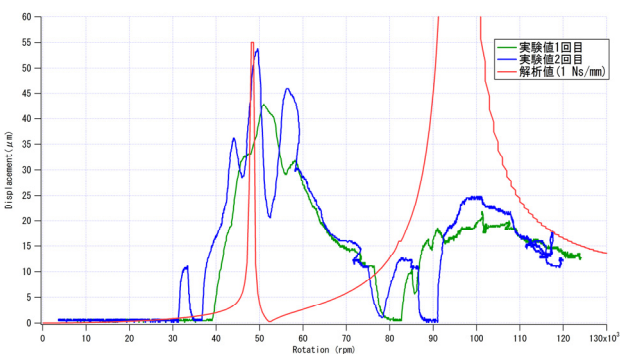


図 5 : 強制振動解析と軸変位計測結果との比較

図 5 に強制振動解析による軸変位と、実験による軸変位計測結果を比較してみた。この時の減衰係数は 1.0 Ns/mm である。実験では 1 次の危険回転数付近の軸変位は $55\mu\text{m}$ であった。図 6 より解析による軸変位予測は、一次の危険回転数付近で定量的にも良く一致していることが分かる。しかしながら、二次の危険回転数付近における軸変位の解析値は、実験値と定量的な差が大きい。これは伝達マトリックス法が対象を線形的に扱っており、非線形性が強く表れる 2 次以上の危険速度では精度が落ちたためと考えられる。しかしながら本研究で開発された振動解析コードは、危険速度の予測と一次危険回転数における軸変位の予測には有効であり、今後の改良によって反転軸流ファンターボジェットエンジンの設計ツールに適用可能と考えられる。

参考文献

- (1) 谷口修, 振動工学ハンドブック, 養賢堂 (1977)
- (2) 山本敏夫, 石田幸男, 回転機械の力学, コロナ社, (2001)
- (3) 機械工学便覧第 6 編 (1977) pp.14
- (4) NSK 技術資料, アンギュラー玉軸受の特性, 日本精工社

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

東野 和幸(航空宇宙システム研究センター 教授)

湊 亮二郎(航空宇宙システム研究センター 助教)

磯田 浩志(航空宇宙システム工学専攻)

○ 前田 大輔(航空宇宙システム工学専攻)

1. 研究概要・目的

現在、空気吸い込み式エンジンを搭載した次世代型宇宙往還機が計画されているが、超音速・極超音速での飛行の際にはエンジン及び機体表面の発熱が問題となる。近年この対策として熱分解吸熱反応燃料(Endothermic Fuel ; EF)と呼ばれる炭化水素系燃料を用いた再生冷却システムが注目されるようになってきた。

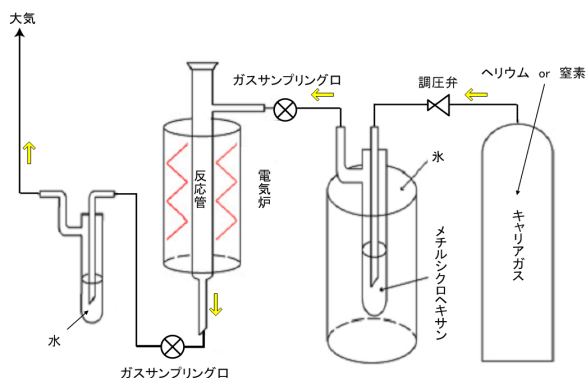
再生冷却システムに用いられる冷媒として液体水素が多く研究されてきたが、炭化水素系燃料は密度が大きく常温であることから、液体水素には無い多くの長所を持つ。比推力で液体水素に劣るが、700K以上の高温環境下で熱分解し、吸熱反応によって冷却効果を増大させることが可能である。

ただし、炭化水素は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ため実験による検証が必要である。本研究では代表的なEFとして知られるメチルシクロヘキサンの熱分解特性を把握し、EFの基本特性を明らかにすることを目的とする。

2. 実験

2.1 装置及び方法

実験には流通式加熱反応装置及びガスクロマトグラフを使用した。図1に実験装置の概略図及び主要機器の写真を示す。0°Cに保持したメチルシクロヘキサンをキャリアガスでバブリングし、



(a) 実験装置概略

電気炉で連続的に加熱・分解させる。加熱後のガスを反応管直後のガスサンプリングロより採取し、FID形式及びTCD形式ガスクロマトグラフを用いて分析する。キャリアガスには不活性ガスであるヘリウムまたは窒素(水素定量時)を使用する。

反応管内の触媒保持はガラスウールもしくは石英ウールで触媒を挟み込むことで行う。温度は触媒位置で計測する。



(b) 電気炉



(c) ガスクロマトグラフ

図 1 : 実験装置

2.2 実験条件

実験は触媒なし条件及びニッケル触媒条件について行う。極超音速機の燃料配管には INCONEL alloy 600 に代表されるように、耐熱性・耐腐食性に優れたニッケル合金が使用されることが多い。INCONEL alloy 600 ではニッケルの割合は 72.0 % 以上であり、純ニッケルの触媒効果を検証することでニッケル合金の触媒効果の基準とすることができる。触媒にはニッケル粉末 2.0 g を用いる。触媒は温度条件ごとに新しいものと交換する。

※ 触媒なし条件では、反応管内部に触媒使用時と近い状態を再現するため、石英砂の粉末 2.0 g を触媒と同様に配置する。

3. 実験結果

3.1 触媒なし条件

実験の結果、メチルシクロヘキサンは約 500 °C から分解を始めることが確認された。700 °C では体積比でほぼ 100 % が分解するという結果が得られた。メチルシクロヘキサンはそのほとんどが低級炭化水素に分解することが確認された。吸熱量の大きい脱水素反応が起きていることを示す水素については 600 °C から検出された。水素の発生量は温度上昇と共に増加している。

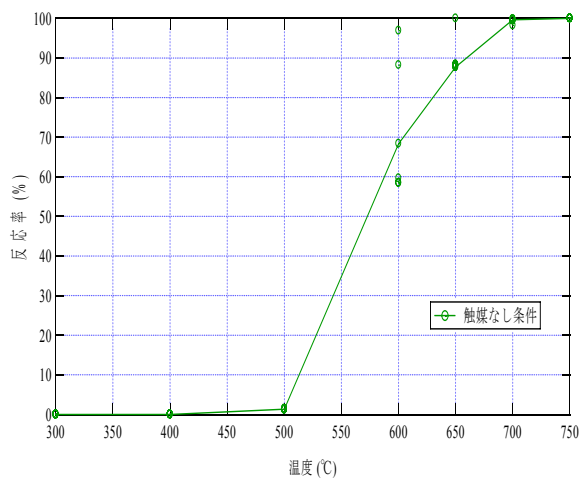


図 2-1 : 反応温度と反応率の関係

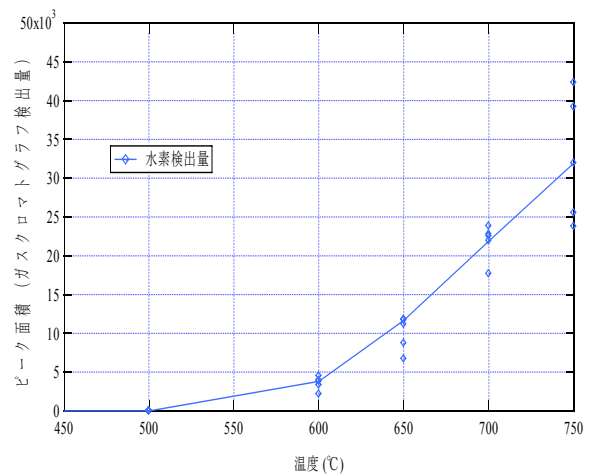


図 2-2 : 反応温度と水素の発生状況

3.2 ニッケル触媒条件

ニッケル触媒を使用した場合、メチルシクロヘキサンは約 300 °Cから分解を開始することが確認された。触媒効果の持続時間は短く、活性は時間の経過とともに失われる。また、触媒効果の持続中はメチルシクロヘキサンのほぼ 100 %が低級炭化水素であるメタンに分解することが確認された。

4. まとめ

本研究では流通式加熱反応装置を用いて代表的な EF であるメチルシクロヘキサンの熱分解実験を行い、触媒なし条件及び耐熱合金を想定したニッケル触媒条件での熱分解特性を検証した。その結果、以下のことが確認された。

(1)触媒なし条件

- ・ 分解開始温度は約 500 °Cである
- ・ 平均 76 %の選択率で低級炭化水素に分解する
- ・ 脱水素反応開始温度は約 600 °Cである

(2)ニッケル触媒条件

- ・ 分解開始温度は約 300 °Cである
- ・ 触媒の活性が損なわれるまではほぼ 100 %の選択率で低級炭化水素であるメタンに分解する
- ・ ニッケル触媒の持続時間は約 15～30 分と短い

メチルシクロヘキサンの分解特性はニッケル触媒の有無により大きく変化することが示された。触媒効果の変化については、熱分解の際に生成したカーボンが触媒表面に付着することが原因と考えられる。

EF を用いた再生冷却システムを実現させるためには、吸熱量の大きい脱水素反応を促進させる触媒が必要となる。今後は理想的な触媒の究明及びより流量の多い実験を予定している。

謝辞

本研究における実験の実施に関しまして本学 応用化学科 教授 杉岡正敏先生、技術職員 小林隆夫先生ならびに反応科学研究室の皆様より多くのご支援ご協力を賜りましたことに深く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) H. LANDER, A. C. NIXON,
“Endothermic Fuels for Hypersonic Vehicles,” *Journal of Aircraft*, 1971, Vol. 8, 4.
- (2) He Huang, Louis J. Spadaccini, David R. Sobel, “Fuel - Cooled Thermal Management for Advanced Aeroengines,” *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, April 2004.
- (3) Tim Edwards,
“Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion: 1903-2003,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, November-December 2003.
- (4) 蛭澤 直人, “熱分解吸熱反応燃料を用いた宇宙航空輸送システムの概念検討,” 室蘭工業大学 修士学位論文, 2007.

グラファイトコーティングによる LNG ロケットエンジン内のコーキング抑制

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

杉岡 正敏(応用化学科 教授)

小林 隆夫(応用化学科 教授)

○ 湊 亮二郎(航空宇宙システム研究センター 助教)

大屋 俊輔(応用化学専攻)

笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)

1. 本研究の背景と目的

近年、液体ロケットの燃料として、液化天然ガス(以下 LNG)に注目が集まっている¹⁻³⁾。LNG は液体水素と比較して、高密度、高沸点、低コストであるため、運用性や貯蔵性に優れているという特性を持っている。しかし再生冷却型ロケットエンジンに適用した場合、LNG の熱分解に伴うコーキングの発生が問題になってくる⁴⁾。加えてロケットエンジン材料であるニッケル系耐熱合金が、触媒として作用することも知られており、この触媒効果によって熱分解開始温度が 200K 近く下がることが報告されている⁵⁾。そこで本研究ではグラファイトコーティングによって、エンジン材料表面を覆い、触媒効果を抑制することでコーキングを防ぐことを提案した。

グラファイトは炭素の中でも規則性を有する結晶構造を持っており、活性炭のような化学活性を有していない。そのためグラファイトを金属表面に施せば、金属の触媒効果を抑制することができるものと考えられるためである。

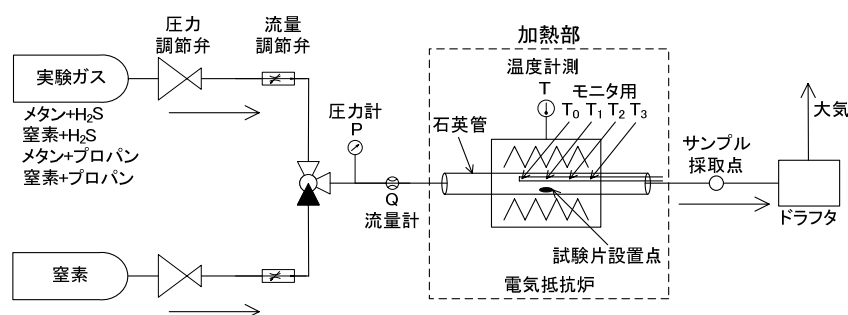


図 1 : グラファイトコーティング試験装置概略図

2. 試験方法

本研究では、第 1 図に示すような固定床流通型反応装置を用いて試験を行った。加熱炉内の加熱管は透明な石英管(内径 20mm, 長さ 1000mm)を用いており、電気抵抗炉によって所定の温度まで加熱される。エンジン材料を模擬した試験片(長さ 10mm×幅約 10mm×厚さ約 2mm)はアルミナ製燃焼ボートに 5~10 枚入れて、電気抵抗炉の中心部に位置するように石英管内に設置した。

試験ガスには、純メタン、メタンとプロパンの混合ガスである擬 LNG ガス、及び窒素 95vol%

とプロパン 5vol%の混合ガスの3種類を用いた。グラファイトコーティングなどで表面処理したInconel600を加熱管内に入れて、その触媒効果を検証する他、炭素自身の触媒効果を検証するため活性炭、無定形炭素及びグラファイトも試料として供した。

試験ガスを加熱し、その成分を熱伝導度型検出器ガスクロマトグラフによって分析した。また試験ガスの熱分解については、次の式(1)のようなメタン転化率を定義して、各々の熱分解を評価することにした。

$$\text{メタン転化率} [\%] = 100 \times \left(1 - \frac{\frac{A_{CH_4}}{\lambda_{CH_4}}}{\frac{A_{CH_4}}{\lambda_{CH_4}} + \frac{A_{H_2}}{\lambda_{H_2}}} \right) \quad (1)$$

A と λ はそれぞれガスクロマトグラフの出力ピーク面積と熱伝導率であり、添え字は化学種を示している。

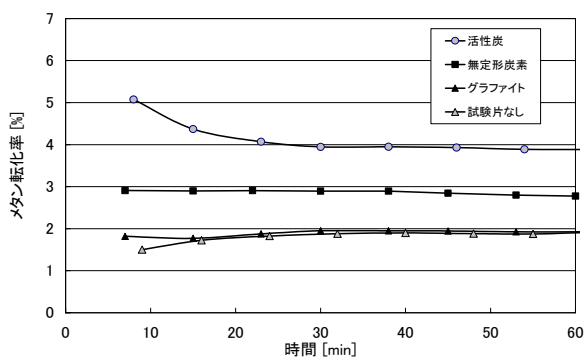


図 2：炭素触媒によるプロパン 5vol%擬 LNG ガスの 700°C 熱分解特性

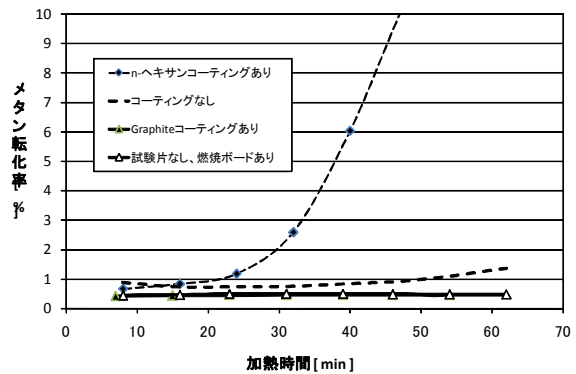


図 3：プロパン 5vol%擬 LNG ガスの 627°C 加熱時の熱分解特性

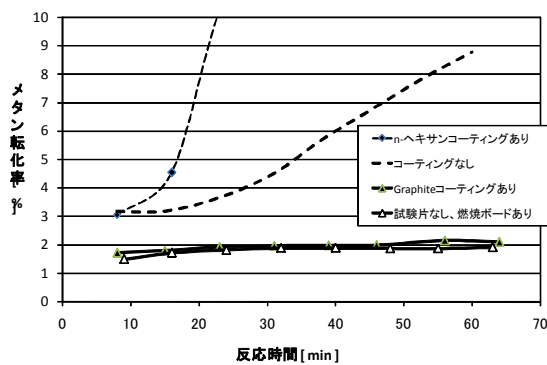


図 4：プロパン 5vol%擬 LNG ガスの 700°C 加熱時の熱分解特性

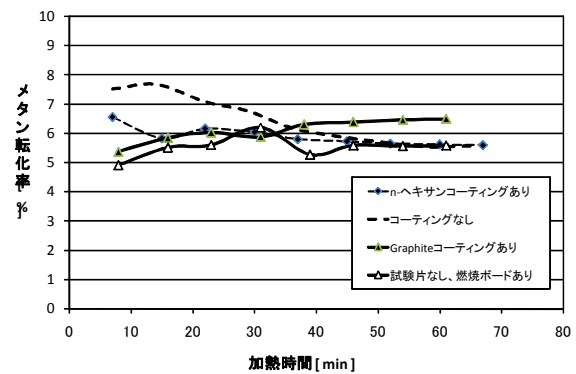


図 5：プロパン 5vol%擬 LNG ガスの 800°C 加熱時の熱分解特性

3. 実験結果とまとめ

最初に本研究では、炭素析出物による触媒効果を検証するため、活性炭、無定形炭素及びグラファイトの触媒効果を実験的に評価してみた。図 2 は各炭素化合物について、700°C 定温試験におけるプロパン 5vol%擬 LNG ガスのメタン転化率の時間履歴を示したものである。活性炭を試料に用いた場合のメタン転化率は、最終的には 4vol%程度に落ち着いた他、無定形炭素でのメタン転

化率は、試験中は終始 3%であった。それらに対してグラファイトを試料に用いた場合では、前二者と比較してメタン転化率が低く、試料なしの場合とほぼ同じレベルであった。これらの結果より活性炭と無定形炭素にはプロパンの熱分解反応に対する触媒効果が存在するが、グラファイトにはそれが確認されておらず、熱分解反応に対する活性作用が無いことが分かる。

図 3,4 及び 5 はそれぞれ 627°C, 700°C及び 800°Cにおけるプロパン 5vol%擬 LNG ガスのメタン転化率の時間履歴である。800°C定温加熱試験では 4 つの条件で全てメタン転化率が同じレベルに落ち着いている。これは 800°Cではメタンの熱分解は温度に依存しているためと考えられる。一方 700°C以下ではグラファイトコーティングの試験片では、試験片がない場合と同等のメタン転化率になっており、Inconel 600 の触媒効果を効果的に抑制していることが分かった。また 700°Cでは n-ヘキサンコーティングとコーティング無しの条件では、時間と共にメタン転化率が上昇している。ラマン分析によって試料表面の炭素を分析したところ、これは 700°Cの加熱条件で析出した炭素には、結晶構造が異なっており、化学的な活性を有するためと考えられる。

以上の結果より、グラファイトコーティングが、LNG 再生冷却型ロケットエンジンのコーキング抑制に効果的な技術であることが示された。

参考文献

- (1) Brown, C.D. “Conceptual Investigations for a Methane Fueled Expander Rocket Engine”, AIAA Paper 2004-4210.
- (2) Schuff, R., Maier, M., Sindiy, O., Ulrich, C. and Fugger, S. “Integrated Modeling and Analysis for a LOX/Methane Expander Cycle Engine Focusing on Regenerative Cooling Jacket Design.” AIAA Paper 2006-4534.
- (3) Crocker, A. M. and Peery, S. D. “System Sensitivity Studies of a Lox/Methane Expander Cycle Rocket Engine.” AIAA Paper 98-3674.
- (4) 東野和幸他：LNG ロケットエンジンのメタンコーキング特性に関する基盤研究，日本航空宇宙学会論文集，第 57 巻, 664 号, (2009), pp.210-216.
- (5) 東野和幸他：LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック及びコーキングに関する基礎研究，日本航空宇宙学会論文集（投稿中）

エンジン – LNG ロケットエンジン燃焼器の概念設計

- 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)
 - 立川 藍子(航空宇宙システム工学専攻)
 - 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
-

1. 緒言

近年、液体ロケットエンジンの推進剤候補として、液化天然ガス(以下 LNG)が注目を集めている。LNG は液体水素と比較して、高密度で機体の小型化が可能になる、沸点が高く漏れにくいいため扱い易く貯蔵性に優れる、低コストである等の利点を有する。また、炭化水素系燃料であるが燃焼する際に煤がほとんど発生しないという利点もある。

しかし、LNG はこれまでロケット燃料として実用化されておらず、LNG 推進系の実現には多くの技術課題があり、エンジンシステムに対しては燃焼特性、冷却特性、材料との共存性が挙げられる。また、LNG 特有の化学的な技術課題として、サルファアタック (LNG 硫黄成分による腐食) やコーキング (LNG 炭化水素成分の熱分解に伴う煤の発生) といった問題がある。特に再生冷却エンジンにおいてサルファアタックやコーキングは燃焼性能、燃焼安定性、再生冷却性能、構造強度へ影響を及ぼす可能性が懸念されている。

そこで、本センターではサルファアタックやコーキングの基礎研究を実施すると共に、上述した技術課題を統合したエンジンシステムの成立性評価を目的とし、推力 1ton 級の LNG ロケットエンジンの設計を進めている。本稿では、推力 1ton 級の LNG ロケットエンジンの実現のため、概念設計を実施した結果について述べる。

2. 設計思想・要求項目

本ロケットエンジンの設計思想は以下に示す 4 点である。

- ① 燃焼特性や冷却特性、材料との整合性等のエンジンシステムの技術課題を総合したエンジンシステムの成立性を評価する。
- ② LNG を燃料とした再生冷却エンジンの特性を研究する。
- ③ 基礎研究から得られた知見 (LNG 特有のサルファアタックやコーキング等) の実証試験における供試体として使用
- ④ 製作後、エンジンは高速走行軌道装置の推進器として利用 (運用と共にエンジン長寿命化の研究を実施)

また、本ロケットエンジンには以下のような要求項目、制約条件を設定した。

- ① 地上推力 1000kg(1ton)級
- ② ガス加圧式
- ③ スロットリング可能
- ④ 燃焼圧力 4.5MPaA 以上

以上に示した設計思想，要求項目・制約条件を考慮した LNG ロケットエンジン概念図を図 1 に示す．また，点火器はガス（CNG と GOX）供給である．

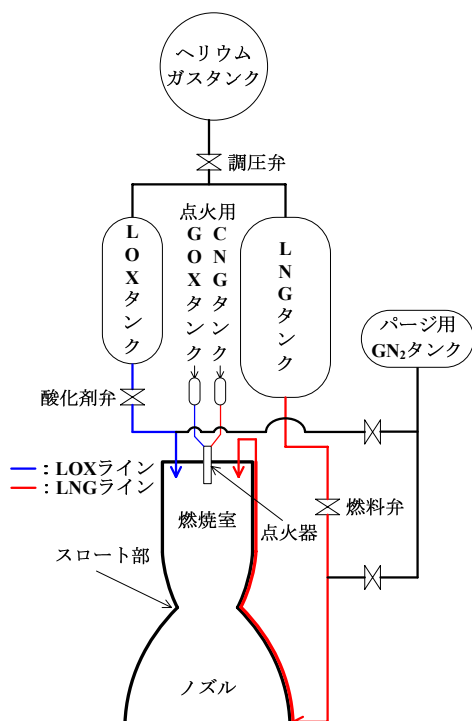


図 1 : LNG ロケットエンジン概念図

3. LNG ロケットエンジン燃焼器の概念設計

3.1 理論理論性能計算

本設計では，エンジン理論性能計算は本エンジンの設計思想，要求項目，理論燃焼解析結果を考慮し，TEQWORKS を用いて実施した．その結果を表 1 に示す．

表 1 : エンジン理論性能計算結果

項目	記号	単位	数値
地上推力	F	kg	1000
燃焼圧力	(Pc)ns	Pa	4.50E+06
混合比	MR	-	3.3
理論膨張比	ϵ	-	15.0
地上比推力	Isp[(Is)ts]	s	259.4
真空中比推力	Isp[(Is)ts]	s	323.0
熱分解ガスの定圧比熱	Cp	J/(kg·K)	3165.5
理論推力係数	Cf	-	1.7
特性排気速度	c*	m/s	1846.8
ノズル出口圧力	Pe	Pa	41703.0

3.2 エンジン燃焼器形状計算

燃焼器形状計算はエンジン理論性能計算結果，過去の経験値や実在するエンジンの値，NASA SA-125³⁾に記載されている適用範囲などを利用し，燃焼室，ノズルスカートについて計算することで実施した．形状計算の結果より得られたLNGロケットエンジン燃焼器の形状を図4に示す．

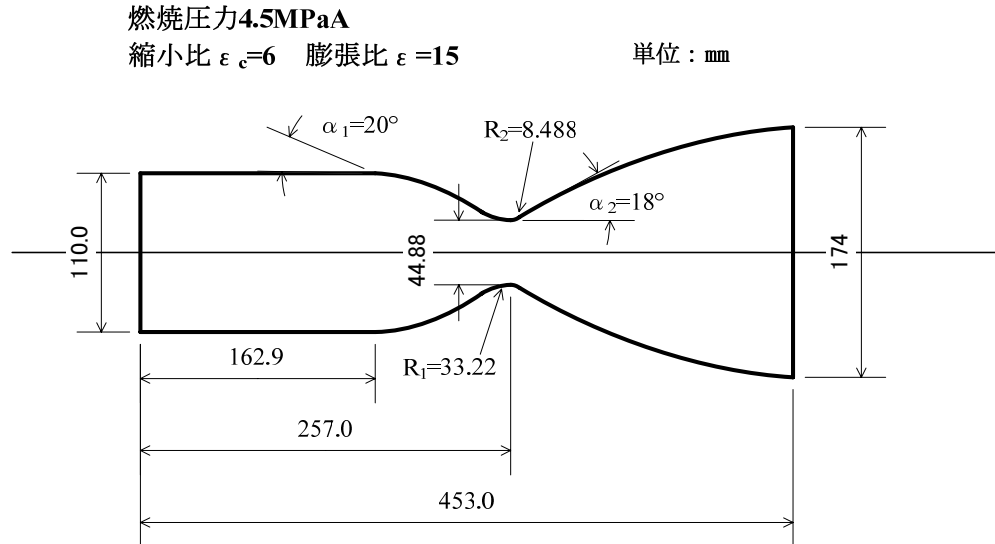


図4：燃焼室形状計算結果

4. 結言

本研究では，エンジンシステムの成立性評価を目的としたLNGロケットエンジン燃焼器の概念設計を実施し，エンジン性能やエンジンサイズを検討した．その結果，本エンジンの地上比推力は約259s，推進剤質量流量は約3.9(kg/s)，燃焼器全長は約453mm，ノズル出口直径は約174mmであった．今後は概念設計結果を用いて，再生冷却溝やインジェクターの形状設計を実施し，その後再生冷却性能の評価を実施する予定である．

参考文献

- (1) Sanford Gordon and Bonnie J.McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, NASA SP-273, 1971.
- (2) NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA (CHEMICAL PROPULSION), LIQUID ROCKET ENGINE NOZZLES, NASA SP-8120, 1976.
- (3) Dieter K.Huzeland David H.huang, DESIGN OF LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINES, NASA SP-125, 1967.

共同研究報告 – LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究 –特に金メッキの特性評価–

- 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 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(もの創造系領域 講師)
- 東 伸幸(宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部)
- 青木 賢司(宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部)
- 小林 完(宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部)
- 沖田 耕一(宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部)

1. 緒言

現在、宇宙航空研究開発機構（以下 JAXA）を中心に進められている LNG を冷却剤とする再生冷却エンジンの研究では、開発リスク低減のため同エンジン特有の技術課題に対し、将来を見据えた基礎データの取得が行われている。その重要課題として、LNG 中に微量に含まれる硫黄成分による燃焼室銅合金の腐食(サルファアタック)の問題が挙げられている。これはサルファアタックが発生することで再生冷却溝流路の狭窄や材料強度の低下等の影響が懸念されているためである。

サルファアタックの研究開発リスクを低減するため、H19 年度にサルファアタックに関する基礎データの取得を目的とした準静的試験¹⁾や極力実機作動に近い圧力、温度環境での流動試験²⁻³⁾が実施された。これら試験のうち、準静的試験では燃焼室、ノズルスカート、配管の材料候補である銅合金(SMC, OMC)や純銅(OFHC)、ニッケル合金(Inconel600)、ステンレススチール(SUS316)表面における金属硫化物の生成が確認され、流動試験では OMC 表面における金属硫化物の生成並びに金属硫化物の剥がれ現象が確認され、エンジン実機におけるサルファアタックの進行が懸念された。

本報では、エンジン材料表面への金の無電解メッキを選択し、耐サルファアタック特性評価のため実施した実験的研究成果について記述する。耐サルファアタック試験では、LNG 中に含まれる硫黄成分のうち、最も銅合金に対し腐食性が高いと推測されている硫化水素(以下「 H_2S 」)やメチルメルカプタン (以下「 CH_3SH 」)⁴⁾と LNG 主成分であるメタンとの混合ガスを用いて燃焼室、ノズルスカートの材料候補である SMC, OFHC, OMC, Inconel600 に対するサルファアタックの影響を確認した。その後、銅合金である SMC と OMC に施した金メッキによる耐サルファアタック特性を確認した。

2. 試験装置

本研究で用いた試験装置の概要を図 1 に示す。供試ガスと置換用窒素の供給圧力と流量は、それぞれ調圧弁と流量調節弁によって調節され、三方切替弁によって供給する気体を選択できる。

加熱管は透明な石英管(内径 20mm, 長さ 1000mm)であり, 電気抵抗炉を用いて所定の温度まで加熱される。試験片は電気抵抗炉の中心部に位置するように石英管内に設置した。電気抵抗炉下流にあるサンプル採取点はガス成分のサンプルを採取するために設けている。ドラフタは排ガス回収のため設けている。ドラフタに回収された排ガスは希釈され, 塩化亜鉛により無毒化し, 大気開放する。

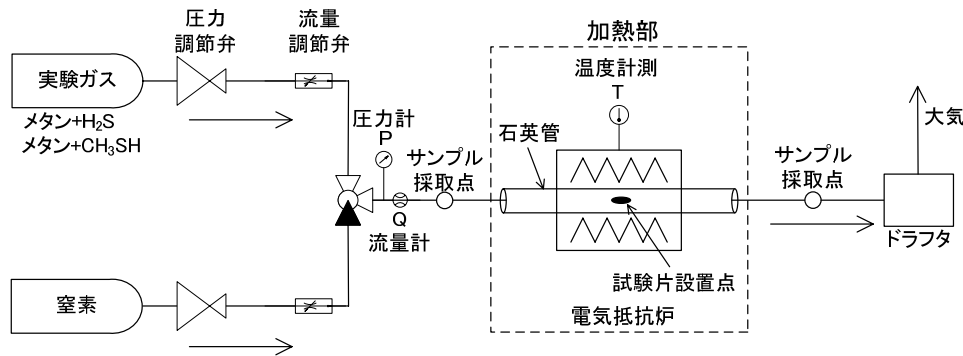


図 1 : 試験装置概要

3. 試験結果概要

本研究では, LNG 再生冷却ロケットエンジンにおけるサルファアタックの影響や, 金メッキによる耐サルファアタック特性評価のため, 試験および分析を実施した。本研究から得られた知見は以下のようにまとめられる。

- (1)金メッキを施していない場合, いずれの金属材料も H_2S や CH_3SH と反応し, 試験片表面全体に金属硫化物 (硫化鉄: FeS , 硫化銅: Cu_2S , 硫化ニッケル: NiS) が生成される。
- (2) CH_3SH 反応率はいずれの金属でも H_2S 反応率と比較して高い値を示し, 且つ CH_3SH を用いた試験前後の質量変化は H_2S を用いた試験と比較して約 1~3 倍大きいことから, CH_3SH は H_2S と比較して金属に吸着しやすいことが判明した。ただし, 金属硫化物の深さに対する CH_3SH は H_2S 影響の差異は確認されていない。
- (3)金属の材料強度はサルファアタックの影響により Inconel600 では伸びが約 65%, SMC では最大引張応力が約 8%低下し, これらの原因は硫黄脆化であると考えられる。
- (4)SMC や OMC は金メッキを施した場合, 金メッキを施していない場合と比較して H_2S 反応率が最大で約 80%低下し, 金属への H_2S の吸着を低減できることが確認された。また, H_2S と金属の反応に伴い生成される水素は確認されないため, H_2S と金属の反応が低減された。
- (5)金メッキ試験片では, 試験片表面の一部で金属硫化物が生成された。この原因は金メッキ欠損部や加熱により生じた亀裂を起点とした金メッキの剥がれであると考えられる。
- (6)生成された硫化銅の深さは金メッキを施していない場合では 1~8 μm , 金メッキ処理を施した場合は約 10~100nm であり, 金メッキにより硫化銅の生成深さが低減された。

以上の結果は, 金メッキが金属硫化物の生成や材料強度の低下を引き起こすサルファアタックの防止策として有効である可能性を示唆するものであった。ただし実機エンジン環境は高压, 高流量環境である。そのため, 本試験では確認されていない流体せん断力により, 金メッキや金属硫化物剥ぎ取られる現象が生じる可能性がある。そこで, 実機エンジン環境を模擬した環境において試験を行い, 金メッキの特性評価を行うことが次の課題となっている。また, 本試験結果で

は金メッキの一部はピンホール等の欠損部や加熱により生じる亀裂を起点とした剥がれが生じ、剥がれ部に金属硫化物が生成されていた。そのため、実機に金メッキを適用する際には、ピンホールや亀裂の発生を防止するためメッキ厚み等を増すことが考えられる。

参考文献

- (1) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 湊亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東伸幸: LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究, 日本航空宇宙学会第 52 回宇宙科学技術連合講演会集, 2008, pp.1412-1417.
- (2) 東伸幸, 佐藤正喜, 只野誠, 升岡正, 森谷信一, 青木賢司, 川島秀人, 吉田誠, 沖田耕一, 田村貴史, 丹生謙一: LOX/メタン再生冷却エンジンにおけるサルファアタック・コーキング影響評価試験, 日本航空宇宙学会第 52 回宇宙科学技術連合講演会集, 2008, pp.1418-1423.
- (3) N, Azuma. M, Sato. M, Tadano. M, Sato. T, Masuoka. S, Moriya. K, Aoki. H, Kawashima. M, Yoshida and K, Okita. : Compatibility of Methane Fuel with LOX/Methane Engine Combustion Chamber Cooling Channels, AIAA Paper 2008-4838, AIAA/ASME/SAE/ASEE 44th Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 20-23, 2008, Hartford.

- 安田 有佑(航空宇宙システム工学専攻)
 - 神津 亜実(航空宇宙システム工学専攻)
 - 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
 - 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
-

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、及び推進機を搭載し、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 100[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 高速走行軌道装置諸元比較表

	Full scale (plan)	Full size test rail	Sub size test rail
Rail width[mm]	1,400	1,400	138
Rail length[m]	3,000	300	100
Total thrust[kgf]	5,000	(TBD)	16
Sled weight[kg]	500	(TBD)	20
Propulsion system	Rocket engine	Rocket engine or Jet engine	Model-class turbo jet engine
Location	(TBD)	Shiraoi Experimental Field	Shiraoi Experimental Field
Max speed	Mach 2	Mach <1	85[km/h]



図 2 フルスケール高速走行軌道装置

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 3）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。

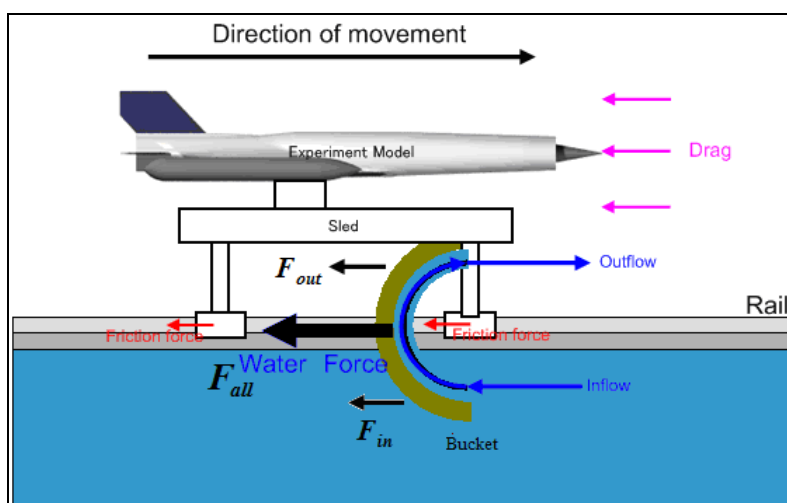


図 3：水ブレーキシステム

3. 走行試験概要及び結果

実際にスレッドを走行させ、スレッドの速度（減速加速度）を計測することで、水制動による減速性能を評価した。減速性能の評価に関しては、走行スレッドに搭載するバケットを 2 種類用意し、形状の違い、側壁の有無で、各 3 回、合計 12 回の走行実験を行った。速度（減速加速度）に関しては、スピードガンを用いて計測を行った。

全ての走行において加速度は、 $0.5 G$ というほぼ一定の値を示した。スレッド重量が 21 kg 、エンジン推力が 15 kgf なので、これらを運動方程式に代入すると $0.7 G$ と算出できる。計測値とは約 $0.2 G$ の差があるが、これは空気抵抗やレールとの摩擦など、抗力の影響であると考えられる。

減速加速度については $0.5 \sim 1.9 G$ まで記録したが、計測したデータの数が少なくバラつきもあるため、一概に各バケットの制動性能とは言えない結果になった。減速加速度から推算した制動力と理論制動力との比を取ると $20 \sim 40\%$ であった。

速度に関しては、全てにおいて制動区間進入時に最高速度を記録している。今後、スレッドの軽量化、空気抵抗やレールとの摩擦などの抗力を低減することで上昇が見込める。

4. まとめ

飛行実証の前段階として、高速環境下における機能・性能を地上において実証する高速走行軌道装置のサブスケールモデルを製作し、走行試験を行った。貯水路に張った水の掬い出しによる反力を利用した水制動について、減速性能の評価を試みた。本実験では、バケットの形状を変更して数回の試験を行ったものの、水制動力を精度よく評価することができなかった。今後は制動力の評価に再挑戦するとともにスレッドの軽量化や様々なバケット形状での実験に取り組む予定である。

宇宙用スターリングサイクル発電機の研究

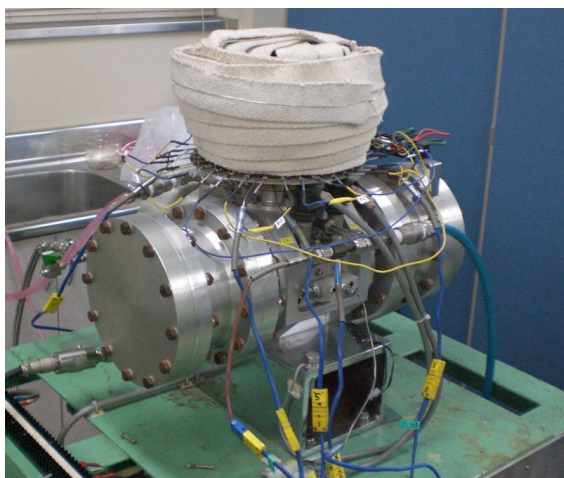
- 吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 塚野 徹 (航空宇宙システム工学専攻)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

1. はじめに

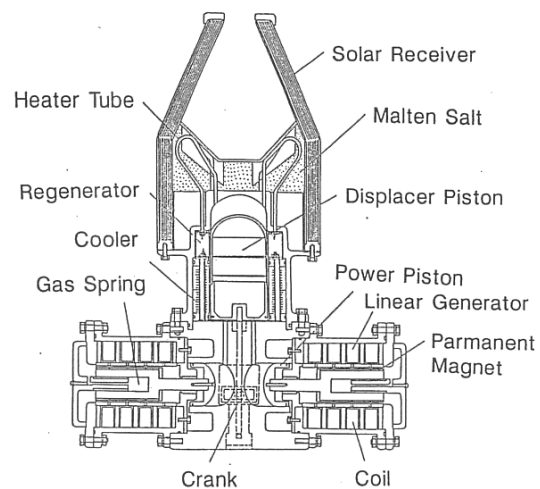
スターリングエンジンは高温部、低温部の温度差を利用して高効率で運転することのできる熱機関である。ディーゼルエンジンなど他の熱機関と異なり、作動流体をエンジン内に封じ込めて熱の出入りのみで運転することができるため、宇宙空間における発電用として利用できる可能性がある。現在宇宙用の発電機関としては太陽電池がよく用いられるが、太陽電池の熱変換効率は20%程度にとどまる。一方スターリングエンジンでは30%を超えるものが地上で実用化に近い形で運用されている。また宇宙放射線に強いといったメリットもある。本研究では過去に宇宙用として開発されたスターリングサイクル発電機を電気ヒータを熱源として運転し、その性能を把握する。

2. 装置概要

本研究で用いたスターリングサイクル発電機の外観および断面を図1に示す。装置上部に電気加熱によるヒーターがあり、これが高温熱源となる。ヒーターチューブの下部には蓄熱式の再生熱交換器があり、さらにその下部に冷却部がある。冷却は水冷による熱交換で行われる。これらの高温部と低温部は中央のディスプレイサイリンダに繋がっており、DC モーターによって駆動するディスプレイサピストンが内部の作動流体を高温部と低温部の間で交互に移動させている。これにより、圧力変化が生じ、一对の対向式パワーピストンによってリニア発電機が駆動され、発電する。



a) 外観



b) 断面図

図1：スターリングサイクル発電機

実験装置概要を図 2 に示す。高温部のヒーターへの投入電力は交流電源の電圧とヒーターの抵抗値から求める。高温部と低温部の温度測定は熱電対を用い、作動流体圧力はひずみ圧力計を用いる。これらはアンプを通して PC でデータを取得する。ディスプレイサの DC モータを駆動する直流電源の電力を読み取り、発電周波数を回転数とする。発電コイルからの発電電力は抵抗回路を利用して計測し PC で記録した。負荷抵抗としては白熱電球を用いた。

表 1 に前述の運転条件を示す。本発電機は水素ガスを使用するように設計されているが、本研究では安全のためヘリウムガスを使用して運転した。

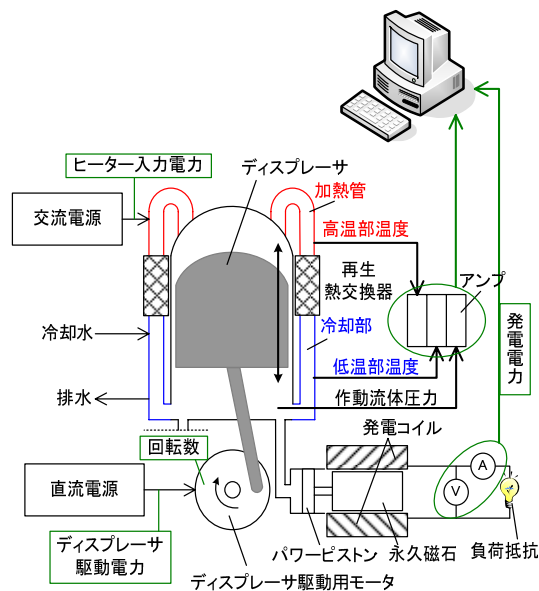


図 2：実験装置概要

表 1：運転条件

作動流体	ヘリウム
作動流体圧力	0.2～1.0 MPaA
高温部温度	230～600 °C
低温部温度	10 °C
エンジン回転数	11.1～20 Hz

3. 実験結果

実験結果を図 3, 4 に示す。封入した作動流体圧力を 1.0 MPaA で固定し、高温部温度を変化させたときの発電電力をディスプレイサの回転数ごとに整理したものを図 3 に示す。図より、高温部の温度を高くすることにより発電電力が大きくなることがわかる。また、温度を上昇させることによる発電電力の増加の勾配は、ディスプレイサ回転数が高いほど急な勾配となる。

作動流体圧力 1.0 MPaA、ディスプレイサの回転数 20 Hz で固定したときの高温部温度の変化に伴う発電効率の変化を図 4 に示す。発電効率 η は以下のように定義した。

$$\eta = \frac{P_{out} - P_{dis}}{P_{in}}$$

P_{out} ：発電電力， P_{in} ：ヒーター投入電力

P_{dis} ：ディスプレイサ駆動電力

図 4 より、高温部温度を上げることにより発電効率が増加しているのがわかる。なお、発電効率が負の値を示しているのは、ディスプレイサ駆動電力に比べ、発電電力が小さいためである。この他、作動流体の圧力を変化させて実験を行い、圧力の増加に伴い発電電力が増加することが明らかになった。

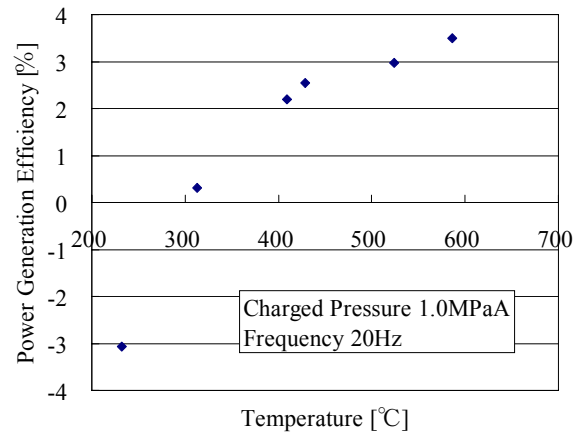
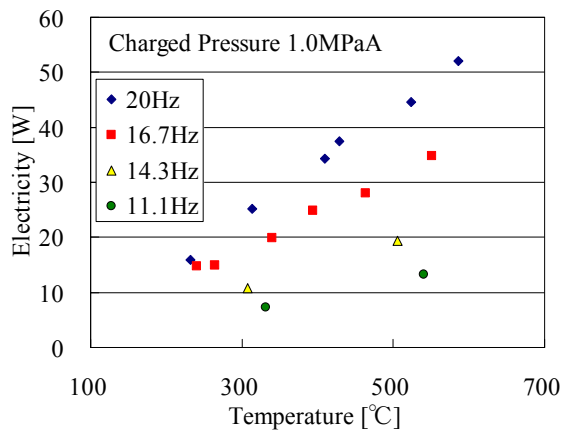


図3：高温部の温度変化による発電電力の変化 図4：高温部の温度変化による発電効率の変化

4. まとめ

本研究では、宇宙利用を目指したスターリングエンジン発電機の運転性能試験を行い、以下の結果を得た。

- ・最高発電電力：53 W
- ・最高効率：3.5 %

また、定性的な傾向として以下のことが言える。

- ・高温部温度の上昇に伴い発電電力が向上する。
- ・作動流体圧力の上昇に伴い発電電力が向上する。
- ・エンジン回転数の上昇に伴い発電電力が向上する。

現段階では装置出力である発電電力も装置の効率もまだまだ低く、実用レベルであるとはいえないが、運転条件を変化させることで出力の向上が期待できる。現在、作動流体としてヘリウムを用いているが、水素を用いることでも出力の向上が期待できると思われる。

参考文献

- (1) 塚野徹，吹場活佳，棚次亘弘：宇宙用スターリングサイクル発電機に関する実験的研究，第53回宇宙科学技術連合講演会講演集（CR-ROM），2009.

発表論文

査読付き論文集

- [1] 棚次亘弘, ” 室蘭工業大学における航空宇宙分野の実践教育”, 工学教育, 第 56 巻, 第 5 号, pp. 79-83, 2008.
- [2] 湊亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, ” 吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と供試体の挙動”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 659, pp. 580-589, 2008.
- [3] 吹場活佳, 井上翔, 佐藤哲也, 大久保英敏, ” 予冷ターボジェットエンジンにおけるジェット噴射を用いた熱交換器の除霜”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 657, pp. 464-470, 2008.
- [4] 渡邊真也, 湊亮二郎, ” 多数非劣解集合からの設計支援手法の開発—ジェットエンジン最適化を通して”, 人工知能学会論文誌, 24 巻 1 号, 2009.
- [5] Katsuyoshi Fukiba, Shou Inoue, Hidetoshi Ohkubo and Tetsuya Sato, “A New Defrosting Method Using Jet Impingement for Precooled Turbojet Engines,” *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Volume 23, Number 3, pp. 533-542, 2009.
- [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, 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”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, pp. 210-216, 2009.
- [7] Minato. R, Mizobata, K., and Kuwada, K., "Experimental Measurements of Starting Loads and Model behaviors in the Indraft Supersonic Wind Tunnel," *Transaction of the Japan Society for Aeronautics and Space Science*(掲載決定).

国際会議発表論文

- [1] K, Higashino. M, Sugioka. T, Kobayashi. R, Minato. Y, Maru. Y, Sasayama. M, Otsuka. T, Makino. and H, Sakaguchi, “Fundamental Study on Coking Characteristics of LNG Rocket Engines,” AIAA-2008-4753, AIAA/SME/ASME/ASEE 44th Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 20-23, Hartford, 2008.
- [2] Watanabe, S. and Minato, R., “Development of a Design Support System that can Efficiently Utilize Non-Dominated Solutions,” Joint 4th International Conference on Soft Computing and Intelligent Systems and. 9th. International Symposium on advanced Intelligent Systems (SCIS & ISIS 2008), CD-paper, 2008.
- [3] Minato, R., “Study of Subscale Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane in Muroran Institute of Technology”, International Symposium of Advanced Engineering, Pusan, 2009.

国内学会発表論文

- [1] 溝端一秀, 東野和幸, 湊亮二郎, 新井隆景, “FTB としての小型超音速飛行実験機の構想”, 日本航空宇宙学会第 39 期年会講演会, 調布, 2008 年 4 月.

- [2] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 湊亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東伸, “LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究”, 第 52 回 宇宙科学技術連合講演会, 淡路, 2008 年 11 月.
- [3] 東野和幸, 駒崎慎一, 木元健一, 坂口裕之, 石橋利幸, “ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究”, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 淡路, 2008 年 11 月.
- [4] 湊亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, “超音速風洞試験におけるスターティングロードの計測と推算”, 第 52 回宇宙科学技術連合講演, 淡路, 2008 年 11 月.
- [5] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, “円錐状ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力計測による機体姿勢の算出”, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.
- [6] 坪井伸幸, 吹場活佳, “前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析”, 宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.
- [7] 坪井伸幸, 吹場活佳, “超臨界燃焼流れにおける数値解析: 低速高レイノルズ数に対する解析とその課題”, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [8] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, “FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な超音速機の試作”, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [9] 吹場活佳, 前田大輔, 磯田浩志, 東野和幸, 湊亮二郎, “吸熱反応を利用した再生冷却に関する基礎研究 ー室蘭工業大学における取り組みー”, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [10] 桑田耕明, 笹山容資, 飯村拓哉, 渡辺侑也, 棚次亘弘, 溝端一秀, 吹場活佳, 坪井伸幸, “小型無人超音速有翼機の横および方向の姿勢安定と操縦性に関する風洞試験”, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [11] 東野和幸, 杉岡正敏, 日比野政裕, 小林隆夫, 笹山容資, 大屋俊輔, 立川藍子, 三輪峻之, “次世代型ロケット用燃料としての LNG の特性”, 第 9 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2009 年 2 月.
- [12] 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田徹, “前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析: ハイブリッドロケット燃焼器内流れの解析に向けて”, 第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会, 長崎, 2009 年 3 月.
- [13] 安田有佑, 溝端一秀, 棚次亘弘, 神津亜実, “サブスケール高速走行軌道装置を用いた予備的走行実験”, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [14] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, “気球を用いた微小重力実験機による超音速飛行実験と機体姿勢計測”, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.

室蘭工業大学紀要

[1] 室蘭工業大学紀要第 58 号 航空宇宙機システム研究センター特集号 平成 21 年 2 月
ISSN 1344-2708

1. 小型推進エンジンプロジェクトグループ

- (1) 湊 亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, “反転ファンターボジェットエンジンの研究”
- (2) 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メタンコーキング特性に関する基礎研究
- (3) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境 昌宏, 湊 亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東 伸幸, “LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究”
- (4) 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資, 木元健一, 坂口裕之, 石橋利幸, “ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究”
- (5) 高橋将人, 磯田浩志, 棚次亘弘, 東野和幸, 湊 亮二郎, “熱分解吸熱反応燃料に関する研究”
2. 小型無人実験機プロジェクトグループ
- (6) 溝端一秀, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 丸 祐介, 湊 亮二郎, 棚次亘弘, 新井隆景, 坪井伸幸, “小型超音速飛行実験機の空力特性”
3. 地上・飛行試験設備支援グループ
- (7) 丸 祐介, 宮瀬宗彦, 安田有佑, 棚次亘弘, 溝端一秀, “サブスケール高速走行軌道装置の試作と走行実験”
- (8) 湊 亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, “吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と評価”

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 2008

2009 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/>