

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2010

年次報告書2010



2011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

本格的な研究開発が軌道に乗り、有意な成果が出始めました

センター長 棚次亘弘

平成21年度で航空宇宙機分野の研究開発を実施するための基本的なインフラ(超音速風洞、ジェットエンジンテストセル、フライトシミュレーター、白老エンジン燃焼試験場、等)の整備がほぼ完了し、平成22年度にはこれらを活用した研究が軌道に乗り始め、有意な研究成果も出始めました。

特に、小型無人超音速実験機(全長:3m程度)のプロトタイプの飛行試験に成功し、これまで解析や地上試験で得られている特性を実際の飛行環境で確認することができるようになりました。また、フルサイズの高速走行軌道設備を用いた本格的な走行試験も始まり、サブサイズ軌道設備で得られている走行特性から推測された走行状態の確認を行いました。この走行スレッドを利用した大型機体模型の空力特性を計測するための天秤についても研究を始めました。

将来のジェットエンジンやロケットエンジンの推進燃料として有力な候補になっている液化天然ガス(LNG)やバイオエタノールについて、その熱分解特性や燃焼特性を解明する基礎実験と実用を想定した試験を実施しました。これらの研究は、学外の研究開発機関(JAXAやIHI/IA)との共同研究で進めています。本学で実施したLNG燃料の燃焼に関する基礎データは、IHI・IAが設計した10トン級LNG/LOXエンジンの設計に反映され、エンジンの燃焼試験に成功しています。このような民間企業との共同研究(試験)に博士課程の学生が参加し、企業の研究者との交流の中から博士修了者の企業へのキャリアパスの機会も生まれています。

これまで解析、設計を進めてきました反転軸流ファンの試験治具も製作に入り、次年度には反転ファンの特性を解明する試験ができる状態になりました。また、本格的な超音速飛行を目指すジェットエンジンと機体の基本的な構想も進めており、次年度には具体化できる状態になりました。

設備の整備・拡充は、ほぼ完了していますが、計測精度や信頼性を向上させるため、白老エンジン実験場の計測システムおよび超音速風洞設備の計測システム(特に空力天秤)を整備しました。これによって学外の研究機関への設備の共用を促進できることになりました。

また、本学が進めています東京都市大学との連携支援事業を発展させるため、サブサイズの高速走行軌道設備を用いた共同研究の芽も生まれようとしています。

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.muroran-it.ac.jp/aprec/>)

目 次

巻頭言ー基本インフラの整備完了、本格的な研究開発の推進	
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
第二回飛行実験に関する国際シンポジウム開催	5
連携および共同研究	7
講演等の啓蒙活動の概要および見学者	8

研究成果の概要

[機体関連]

小型超音速機飛行実験機プロトタイプ of 飛行試験	10
小型無人超音速機の空力特性に関する研究	17
超音速機のヨーイングアクティブ制御に関する研究	20
小型無人超音速機の機体構造に関する研究	22
小型超音速飛行実験機プロトタイプ of 航法アビオニクスに関する研究	26
吹出しによるデルタ翼の低速空力特性改善	32
小規模飛行試験にもとづくパラフォイルの飛行特性の研究	34
遷音速域におけるエアデータセンサシステムの計測特性	39

[エンジン関連]

小型超音速ジェットエンジンの設計	42
小型ジェットエンジンの燃焼器性能に関する研究	44
反転軸流ファンの空力特性解析	46
アルミニウム/水系反応による高圧水素発生に関する研究	48
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(金属の触媒効果について)	51
バイオエタノールの材料適合性に関する研究(特にアルミ合金について)	53
冷却剤としてのバイオエタノール分解特性に関する研究	56
バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼室, および噴射器の検討	59
((株)IHI(株)、IHI エアロスペースとの共同研究)	
バイオエタノールエンジンの研究(燃焼実験)	62
LNG/LOX ロケットエンジンの研究(燃焼実験)	65

[試験設備関連]

高速走行軌道装置の加減速特性に関する研究	68
超音速風洞の気流検定	74

[その他]

宇宙用スターリングサイクル発電機の研究	77
---------------------	----

発表論文一覧	80
2010 年度 査読付き論文	80
国際会議発表論文	
国内学会発表論文	
2005～2009 年度 査読付き論文	84
国際会議発表論文	
国内学会発表論文	
室蘭工業大学紀要	90

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)

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、特別経費(プロジェクト分)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を採用している。また、定年退職した教授2名を特任教授としてし、引き続いて研究センターの研究、運營業務を担当する。更に、学内経費で、博士研究員を1名を公募によって採用し、主に高速走行軌道設備の整備と関連研究を担当する。以下の表に平成22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。

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	センター長・特任教授	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
高木正平	教授	航空宇宙分野の空力制御工学
杉岡正敏	特任教授	化学反応・燃焼工学
中田大将	博士研究員	宇宙推進工学・エネルギー工学

2. フルサイズの高速走行軌道試験設備の整備・拡充

平成21年度に設置を完了した全長 300m のフルサイズ高速走行軌道を用いて、走行スレッドを設計、試作し、ハイブリッドロケット(固体燃料:プラスチック、酸化剤:N₂O)によって加速する装置を開発した。



図1 フルサイズ高速走行軌道に設置した走行スレッド装置

3. 超音速風洞の拡充・整備

3.1 6分力天秤と計測装置の増設

平成17年度に設置した超音速風洞は、真空タンクの増設による通風時間の延長を図ってきたが、21年度に当初計画を達成した。22年度には、6分力天秤と計測装置を増設して各種の模型に掛かる空気力を精密に計測できるように性能を向上した。



図2 天秤の計測装置



図3 6分力天秤

4. 解析ソフトウェアの整備

飛翔体やエンジンを設計・解析するために航空機製造メーカーで使用されている以下のような本格的なソフトウェアを整備した。

名称	機能
FLUENT	圧縮性・非圧縮性解析、燃焼流、燃料電池等の化学反応流、乱流解析、等の流体解析ソフト解析
FIELDVIEW	CFD(数値流体力学)解析などの解析結果を効果的に可視化する。
NASTRAN	アポロ計画の過程で開発された有限要素法ソフトを商業用ソフトに組み換えたもので、構造解析の標準ソフト。
CATIA	重量計算、重心計算、回転モーメント計算、簡易的な構造解析、等の機能を持つ3次元CADソフト
FINE/Turbo	ターボ機械の翼列流れの解析に特化した流体解析ソフト FLUENTと比較して翼列間の境界条件の取り扱い等に優れ、ジェットエンジン、ガスタービンなどの設計に広く使用されている。
COMPAL AXIAL AxCent Axial Radial	ターボ翼列形状設計ソフト CompalとAxialは翼列間の簡易流路解析を行い、速度三角形や流路形状を設計する。 AxCentはCompalとAxialで設計したデータを用いて詳細な翼列形状を設計するソフト。

第2回「航空宇宙システムに革新をもたらすための飛行実験シンポジウム」開催

高木 正平（航空宇宙機システム研究センター 教授）

本学航空宇宙機システム研究センター主催で、第2回「航空宇宙システムに革新をもたらすための飛行実験シンポジウム」を9月13日に登別グランドホテルで開催しました。

より速く、より安く、より安全に飛行するための革新的な基盤技術の実現を目指して、先進各国では高速航空機開発が進められています。このシンポジウムでは、このような革新的な技術の実証に挑戦する飛行実験プロジェクトの担当者を招へいし、その実験成果を披露して頂き、研究者間の情報交換と活発な討論を行いました。

以上のような趣旨で2005年に第1回のシンポジウムを開催しましたが、その後の研究開発や世界の情勢の変化を踏まえて、今回、第2回目のシンポジウムを開催いたしました。会議では、アメリカから3名、オーストラリアと韓国からそれぞれ1名、また国内からは6名の招待講演をお願いしました。

シンポジウムには学部生および大学院生や若い研究者を含めて、国内外から凡そ100名の参加がありました。

プログラム

The Second Symposium on Flight Tests for the Innovative Aerospace Transportation Systems

9:55～10:00

Opening remarks, Sato, K., (President of Muroran Institute Technology)

10:00 ～ 12:00 (Chair: Takagi, S.)

1. D-SEND, a Flight Test Plan of Low Sonic Boom Design Concept Using Stratospheric Balloon, Tomita, H., (JAXA, APG, Japan)
2. An Optimal Loitering Flight Simulation of Solar Powered HALE UAV, Lee, D-H., (Seoul National University, Korea)
3. Study on Hybrid Rocket in Tokai University, Nakagawa, I., (Tokai University, Japan)
4. Development of Aerial Robots for Advanced Control Research, Tsuchiya, T., (The University of Tokyo, Japan)

12:00 ～ 13:00 Lunch

13:00 ～ 15:00 (Chair: Maita, M.)

5. Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle and its Prototype, Mizobata, K., (Muroran Institute Technology, Japan)
6. MAV Flight Tests in Turbulence, Watkins, S., (RMIT University, Australia)
7. Small-scale Flight Experiment by CAMUI Type Hybrid Rocket, Nagata, H., (Hokkaido University, Japan)
8. Development of a Hypersonic Turbojet Engine for Flight Experiment, Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Hongo, M., Harada, K., Masaki, D., Sawai, S., Maru, Y., (JAXA, APG, Japan)

15:00 ～ 15:15 Intermission

15:15 ～ 16:45 (Chair: Tanatsugu, N.)

9. Test flight, operation and utilization of suborbital spaceplanes utilizing public/private partnerships, Lauer C., (Rocketplane Incorporated, USA)

- 10. Orbital Hybrid Rocket Vehicle Launched From F-15 Air Platform, Karabeyoglu, A., (Space Propulsion Group, USA)
- 11. Flight Testing X-51A, Lindsey, M., (AFRL/RZAT, USA)

17:30 ~ 19:00 Reception



Lindsey, M (Flight Testing X-51A)

Lauer C. (Rocketplane Incorporated, USA)

室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター
Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center (APReC)

2010年9月13日 (月) 於 登別グランドホテル
第2回
航空宇宙輸送システムに革新をもたらすための
飛行実験シンポジウム
The 2nd Symposium on Flight Tests for the Innovative Aerospace Transportation Systems

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)

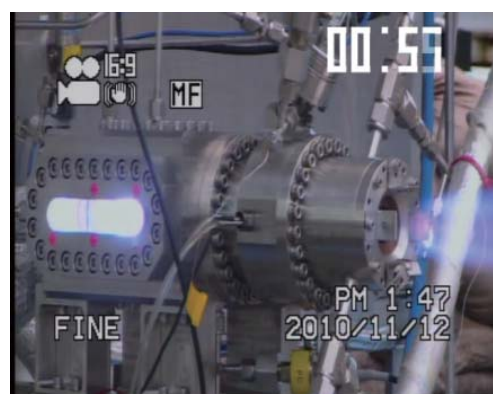
1. 平成22年度実施の共同研究・受託研究

1.1 (株)IHI、(株)IHIエアロスペースとの共同研究概要

1.1.1 LNG ロケットエンジンの研究(燃焼実験)

契約期間: H22年5月—H23年3月

設計試作したLOX/LNGロケットエンジンの主燃焼器およびGG噴射器エレメントにおける各種設計パラメータの燃焼特性への影響評価と、数値解析との比較用映像データ取得も目的としてエレメント燃焼試験を実施した。



燃焼効率や燃焼安定性等解明燃焼試験

1.1.2 バイオエタノールエンジンの研究(燃焼試験)

契約期間: H22年11月—H23年3月

世界的に見て開発実績が無い LOX/バイオエタノールロケットエンジンについて、推進剤の着火特性や混合特性などの重要燃焼特性の映像データを含む基礎データ取得と評価のため、主燃焼器エレメントを各種設計試作し燃焼試験を実施した。また、GG-ATRのGG燃焼特性データも取得した。



燃料噴射エレメントの燃焼試験



計測室内(白老エンジン実験場)

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22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
東野和幸	HASTIC 北海道大学学術交流会館	2010年5月31日	室工大における将来型航空宇宙輸送機への革新的技術への挑戦	約100名
棚次亘弘	(社)北海道機械工業会室蘭支部 ホテルザンルート室蘭	2011年2月23日	室蘭工業大学における航空宇宙機研究開発	約50名
高校訪問				
訪問者	訪問高校	日時	訪問目的	参加者数
東野和幸	深川西高校	2010年9月10日	模擬講義	約80名
溝端一秀	札幌国際情報高校	2010年11月10日	模擬講義	約30名
吹場活佳	釧路江南高校	2010年8月26日	ブース説明会	不明
	釧路湖陵高校	2010年8月27日	ブース説明会	不明
湊 亮二郎	黒沢尻北高校	2010年9月27日	教諭面談	教諭1名
	水沢高校	2010年9月27日	教諭面談	教諭1名
	一関第一高校	2010年9月27日	教諭面談	教諭1名
	陸前高田高校	2010年9月28日	教諭面談	教諭1名
	大船渡高校	2010年9月28日	教諭面談	教諭2名
	釜石高校	2010年9月28日	教諭面談	教諭1名
	宮古高校	2010年9月29日	教諭面談	教諭2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 高木正平 溝端一秀 吹場活佳 湊 亮二郎 中田大将 樋口 健	オープンラボ (模擬講義、見学) Access to space	2010年8月7日	学内	約100名
プロビデンスプログラム				
訪問者	実施内容	日時	実施場所	参加者数
東翔高校	研究センター見学	2010年7月16日		11名
静岡県立下田高校	超音速飛行を体験しよう 研究センター見学	2010年10月14日	学内	約25名
滝川高校	研究センター見学	2010年10月19日	学内	約20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22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81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	日時	見学内容	見学者数
北海道経済産業局長、他	2010年7月9日	研究センター活動説明、見学	3
INC(アイ・エヌ・シー・エンジニアリング) 技監、営業部長、統括部長	2010年8月27日	研究センター活動説明、見学	3
(社)北海道中小企業家同友会西胆振支部	2010年9月11日	研究センター見学	10
日本航空宇宙学会 北部支部	2010年9月14日	白老エンジン実験場見学	20
室工大技術部職員	2010年9月27日	白老エンジン実験場見学	31
秋田県立横手城南高等学校 教諭	2010年9月29日	研究センター見学	2
月島機械(株)代表取締役社長、他	2010年10月13日	研究センター見学	5
ノーステック財団、(株)帝国設計事務所	2010年10月18日	研究センター見学	4
JAXA輸送システム本部	2010年11月12日	白老エンジン実験場見学	3
(注)小中高校生の見学は除いています。			

小型超音速機飛行実験機プロトタイプ機の飛行試験

- 溝端 一秀(もの創造系領域 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 特任教授)
-

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、文科省の特別教育研究経費(研究推進)によって、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進している。この研究開発の一環として小規模でも実際の飛行環境で飛行実証するための実験機(フライング・テストベッド FTB)の研究開発を進めてきた。この実験機は離陸からマッハ2(音速の2倍の速度)程度の超音速飛行を経て着陸するまでの一連の飛行ができるように設計されている。超音速飛行を目指すため、超音速飛行時の空気抵抗を低減する目的から主翼・尾翼にダイヤモンド翼型を採用し、主翼には大きな前縁後退角(66° ないし 61°)が与えられている。このため離着陸を含む低速飛行が比較的難しくなっている可能性がある。また、滑走中や離着陸の低空飛行中の地面干渉は風洞試験等では予測困難である。

そこで、飛行試験によってその低速飛行特性を検証することを主たる目的として、小型超音速飛行実験機と同等形状のプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を2009年度に設計・製作した。2010年度夏期に、このプロトタイプ機体を用いた飛行試験を白老滑空場で実施した。その目的、実施期間、および実施場所は以下の通りである。

試験目的:

- 1) 亜音速域の基本的飛行性能(離陸、加速・上昇、旋回、進入・着陸)の把握
- 2) 亜音速の実飛行状態での空力特性の解明
- 3) 亜音速域における操舵入力に対する運動応答性の解明
- 4) 今後主体的に飛行試験を実施するための各種経験の蓄積

実施期間: 2010年8月8日(日)~13日(金) 6:00~12:00

実施場所: 白老滑空場(白老町北吉原)

2. 小型超音速飛行実験機のプロトタイプ機体

- 形状: 小型超音速飛行実験機 M2006 形状を基本とし、低速空力安定を確保するために尾翼の面積を増やし後退角を低減している。その三面図を図2-1に示す。さらに、製作上の都合と重心調整のために機首を210mm、機尾を80mm延長している。製作された機体の外観を図2-2に示す。
- 寸法: 全長 3.1m、全幅 1.6m、全高 0.85m
- 重量: 乾燥重量 22.2kg、燃料重量 4.6kg、離陸重量:26.8kg
- 構造: CFRP(炭素繊維強化プラスチック)によるセミモノコック(半張殻)構造
- エンジン: JetCat P160SX ターボジェットエンジン×2基、最大推力 33kgf

- 燃料搭載量： エンジン一発当たりメインタンク 1500cc、サブタンク 1200cc、ホッパータンク 200cc、計 2900cc。2 つのエンジンで総計 5800cc。
- 通常飛行速度： 200km/hr～350km/hr
- 最高飛行可能速度： 370km/hr
- 離陸速度： 100km/hr 程度
- 操縦方法： 地上のパイロットの手動による無線操縦
- 愛称： 公募にもとづき「オオワシ」1号機としている。

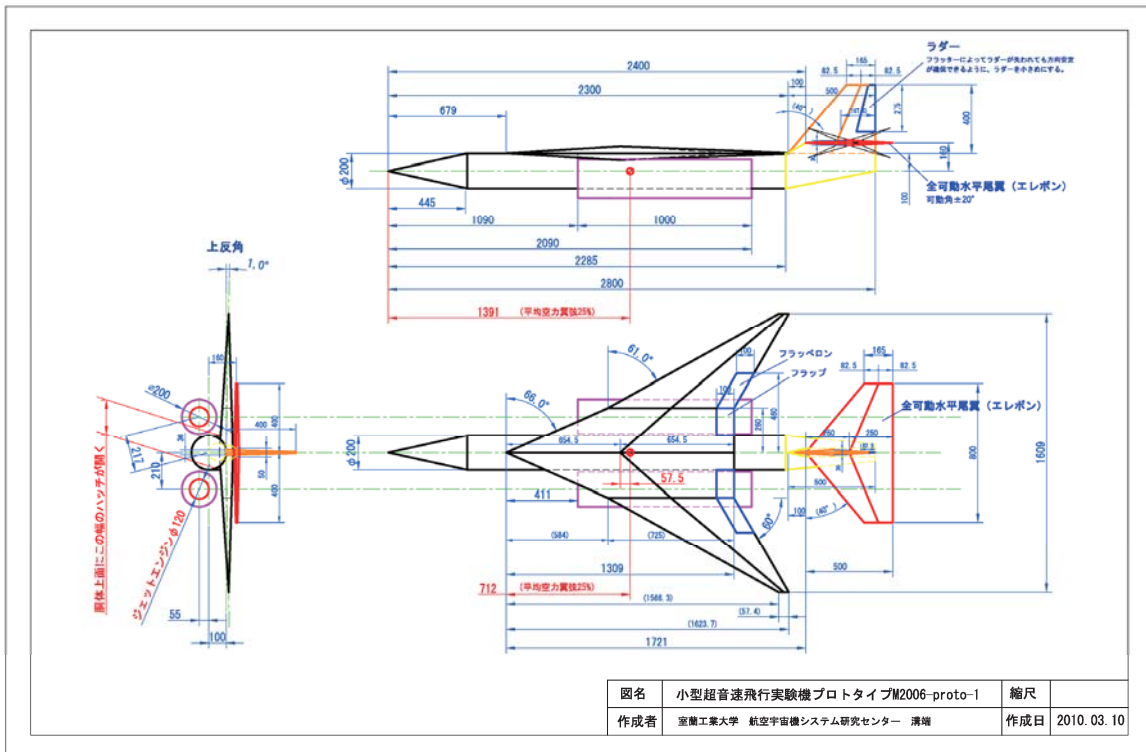


図2-1 プロトタイプ機体の三面図



図2-2 プロトタイプ機体の外観

3. 計測項目と計測機器

試験目的1, 2, 3に対応した計測項目を表3-1に示す。○は必須、△はあればベターである。実際のオンボード計測では、一貫してすべての項目を計測・記録する。

表3-1 計測項目の一覧

試験目的	飛行方法	オンボード計測を要する事項							別途の地上計測を要する事項	
		位置	速度	加速度	角速度	迎角 動圧	推力	操舵 信号	機体 の形 状・ 寸法	質 量・ 慣性 モー メント
1) 基本的飛行性能の実証・把握	基本的な離陸・旋回・着陸	○	○	△	△	△	△		○	
2) 実飛行状態での空力特性の解明	定常飛行中に迎角を種々に変える		○	○	○	○	○		○	○
3) 操舵入力に対する機体運動応答性の解明	種々の周期・振幅の操舵入力		○	○	○	○	○	○	○	○

機体に搭載するアビオニクス機器は以下の通りである。

1) 拡張 Sylphide: 東大航空宇宙工学科鈴木・土屋研から譲受したものであり、以下の機器から構成される。

- アビオニクス Sylphide: GPS/INS センサーによる計測データ、圧力センサーボードの出力データ、および操舵信号ボードの出力データを SD メモリに収録できる。着陸後 SD メモリを PC に挿入して計測データを PC に吸い出す。
- 圧力センサーボード: 7kPa の差圧センサー3個および 151kPa の絶対圧センサー(圧力高度計)1個からなる。
- 操舵信号ボード: 無線操縦受信機からサーボモータに供給される操舵信号(3.3V パルス)を取り出して記録する。12チャンネル中8チャンネルを記録する。

2) 5孔ピトー管: 新規に設計・製作した。先端の半頂角は超音速飛行に適した 16° 。この5孔ピトー管と圧力センサーボードによってエアーデータセンサー(ADS)を構成し、対気速度、迎角、および横滑り角を計測する。

3) JetCat ECU

ジェットエンジンのコントローラであり、直近 15 分間のエンジン作動状態の履歴が記録される。着陸後 ECU から PC に回転数履歴情報を吸い出す。別途の地上作動試験によって、

回転数と推力の関係を割り出す。

4) 東京計器・振動ジャイロ姿勢センサー内蔵の小型ロガー(試供品)

GPS/INS のみの機能。着陸後 USB 接続でデータを PC に吸い出す。

5) 超小型ビデオカメラ

機首下面にマジックテープで貼り付け、機体からの視界を記録する。

これらの機器で計測できる項目の一覧を表3-2に示す。

表3-2 搭載アビオニクス機器で計測できる項目の一覧

アビオニクス機器	計測できる事項					備考
	位置 (GPS)	加速度、角速度 (INS)	対気速度、 迎角、横滑り角	操舵信号	エンジン回転数	
拡張 Sylphide (GPS、INS、圧力センサー、操舵信号ボード) + 五孔ピトー管	○	○	○	○	×	
JetCat エンジンの ECU					○	
東京計器・振動ジャイロ姿勢センサー内蔵小型ロガー	○	○	×	×	×	
小型ビデオカメラ						機体からの視界を撮影

また、地上で計測すべき項目は以下の通りである。

- 1) 機体の重量： 機体を体重計に載せて測る。
- 2) 機体の重心： 主翼の左右下面を指で支えながら釣り合いの取れる位置を探す。
- 3) 操舵信号と舵角の関係： 舵面の端に記録紙(厚紙)を設置し、操舵して記録紙に舵面の輪郭線を描く。同時並行でアビオニクスに操舵信号を記録する。これによって操舵信号と舵角の関係を割り出す。
- 4) 機体の慣性モーメント： 機体固定座標軸(ロール軸、ピッチ軸、ヨー軸)のそれぞれが鉛直方向に一致するよう2~3本のロープで機体を吊り下げ、これらの軸(つまり鉛直線)まわりの回転振子運動の周期を計測し、その値から各軸周りの慣性モーメントを推算する。

4. 飛行経路および飛行方法

1回5分間程度の飛行を午前中に2回、6日間で12フライトを計画する。飛行経路は図4-1の赤線のとおりであり、滑走路の南側のエリアを飛行させる。離着陸方向が向かい風となるように、東風の場合は時計回り、西風の場合は反時計回りに飛行させる。飛行高度は 100m 程度である。飛行方法(飛行パターン)は、試験目的に対応させて表4-1の通りとする。また、無線操縦電波が途切れる所謂ノーコンの際の自動操縦方法を機上の無線操縦受信機に設定する。



図4-1 飛行経路の概略

表4-1 飛行方法

試験目的	実施予定日	フライト No.	飛行パターン 上段:飛行経路 下段:機体運動	飛行パターンの模式図
1) 基本的飛行性能の実証・把握	8月8日	M2006-01	操縦者に一任	操縦者に一任
		M2006-02	操縦者に一任	
2) 実飛行状態で の空力特性の解明 (CL、CD、 CMなど)	8月9日	M2006-03	水平直線飛行	横から見た図
		M2006-04	速度を変える飛行	
	8月10日	M2006-05	高度を変える飛行	横から見た図
		M2006-06		
3) 操縦入力 に対する機 体運動応答 性の解明 (応答遅れ、 周波数特 性、等)	8月11日	M2006-07	水平直線飛行	正面から見た図
		M2006-08	細かいロール運動を 与える飛行	
	8月12日	M2006-09	水平直線飛行	上から見た図
M2006-10		細かいヨー運動を 与える飛行		
8月13日	M2006-11	水平直線飛行	横から見た図 	
M2006-12	細かいピッチ運動を 与える飛行			

飛行をやり直す場合はフライト番号にA、B、・・・を付す。

ノーコンの場合の飛行方法の設定

エンジン	止める
舵面	トリム位置
脚	出す
ドロークシュート	放出しない

5. 飛行試験の結果

気象状態等を鑑みて8月8日にフライト No.2006-02 を、8月10日に No.2006-02A を実施した。その結果を表5-1に示す。また、離陸前の滑走路での点検作業の様子を図5-1に、離陸直後の加速上昇中の様子を図5-2に示す。フライト No.2006-02 について GPS 測位による飛行経路を図5-3に、また、エアードータセンサーによる対気速度、迎角、横滑り角の履歴を図5-4に示す。

それぞれのフライトで6週の周回飛行をしている。旋回中は揚力を補うために迎角を増やす操縦をしており、そのため抗力が増して速度が減じている。一方直進飛行中は迎角を小さくして速度を上げる操縦をしており、速度ピークが観察される。これらは有翼飛行体の操縦方法および運動応答として正常である。このように、滑走、離陸、加速・上昇、旋回、および直進飛行において良好な飛行性能が確認された。最大速度は約58m/sec (210km/hr)であった。

着陸時には、操縦者の判断により迎角を20°程度まで増やすフレア(機首上げ)操作を採っている。このフレア操作が過大であったため着陸時の機体姿勢が不安定となり、ハードランディングとなった。これは、本実験機のように後退角の大きい主翼の場合、迎角が過大となると翼端失速を生ずる性質があるためと推定される。フレアを抑えた着陸方法を適用する必要がある。

フライト No.2006-02A の着陸の際に主翼端を損傷し、その修復に時間を要したため、No.2006-03以降のフライトは延期とした。

6. まとめ

M2006 形状の小型超音速飛行実験機の低速飛行特性を検証するために、2009年度に製作したプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を用いて白老滑空場で飛行試験を実施した。操縦は地上パイロットによる無線操縦とした。滑走、離陸、加速・上昇、旋回、直進飛行において概ね良好な飛行性能が確認された。着陸方法に課題が残り、フレアを抑えた着陸方法を適用する必要があると認められた。

今回実施できなかった実飛行状態での空力特性および操舵入力に対する運動応答性の解明のための飛行は、次回以降の飛行試験にて実施する予定である。

今回の飛行試験の実施に当たっては、白老滑空場(滑走路ならびに建屋)の使用について、白老町殿ならびに日本航空専門学校殿のご協力を賜った。また、搭載アビオニクスについて、東大航空宇宙工学科鈴木・土屋研殿ならびに東京計器株式会社殿のご協力を頂いた。この場を借りて御礼申し上げる。

表5-1 飛行試験の実施結果

実施日	フライトNo.	離陸時刻	着陸時刻	飛行時間	周回数	確認された飛行性能
2010年 8月8日	2006-02	11:29:01	11:33:34	4分33秒	6周	滑走、離陸、加速・上昇、旋回、直進飛行において概ね良好。 着陸フレア時に機体姿勢不安定のためハードランディング。 脚を損傷した。
2010年 8月10日	2006-02A	11:21:30	11:25:42	4分12秒	6周	滑走、離陸、加速・上昇、旋回、直進飛行において概ね良好。 着陸フレア時に機体姿勢不安定のためハードランディング。 脚および主翼端を損傷した。



図5-1 離陸前の滑走路上での点検作業



図5-2 加速上昇中の機体



図5-3 GPS 測位による飛行経路

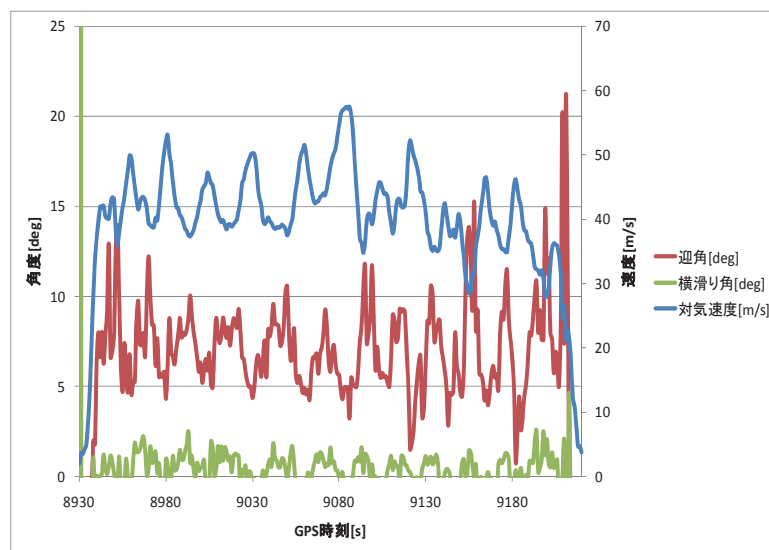


図5-4 計測された対気速度・迎角・横滑り角

小型無人超音速機の空力特性に関する研究

○ 平田 裕(航空宇宙システム工学専攻 M1)
高木正平(航空宇宙機システム研究センター 教授)
高田 晃輔(機械システム工学科 B4)

1. 緒言

当センターでは, Flying Test Bed (FTB)の位置付けである小型超音速飛行実験機(通称 M2006)の開発を行っており, この機体は超音速飛行を可能にする後退翼を採用している. しかし, 後退翼は主流方向に対して等圧勾配が直交していないため, 翼に沿って発達する境界層内に横流れが誘導される. 横流れ速度は翼面と一様外部流では零となることから, その速度分布には必ずどこかに変曲点が存在し, 流体力学的に極めて不安定である. このため, 通常の超音速翼では前縁近傍から境界層の乱流化が達成され摩擦抵抗が大きくなる. そこで本研究では, 前縁近傍の境界層遷移を人工的に遅延あるいは逆に促進する手法の実証を最終目標に掲げている. 本年度は, その初期段階として, 横流れ不安定制御のための基礎データ収集を目的とし, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所(以下 ISAS)の高速気流設備にて, 層流境界層を乱流に導く横流れ不安定に起因する2つの不安定モード¹⁾, 縦渦の観測と進行波の検出を行った.

2. 実験概要

本実験は, ISAS 高速気流設備である遷音速風洞測定部に, 超音速翼型の前縁を模擬した斜め円柱模型を用いて実施した. 模型は $\phi 50$ 及び $\phi 40$ の2種類を用意し, 図1に $\phi 50$ 斜め円柱模型の平面図を, 図2には模型を測定部に設置し, 横流れ進行波を検出するための熱線プローブを取り付けた様子を示す. マッハ数は $0.7 \sim 1.3$ の範囲で実験を行い, 実験項目は以下の通りである.

1. オイルフローによる縦渦の可視化
2. 熱線風速計による進行波の検出
3. ナフトレンによる昇華法を用いた遷移点観測

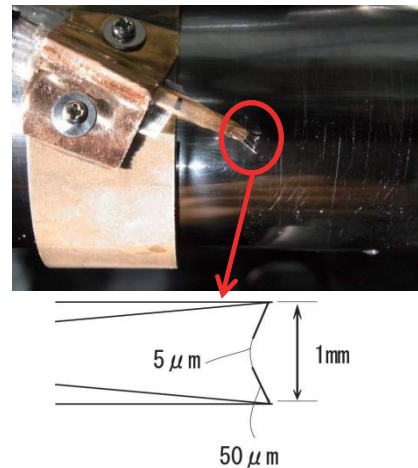
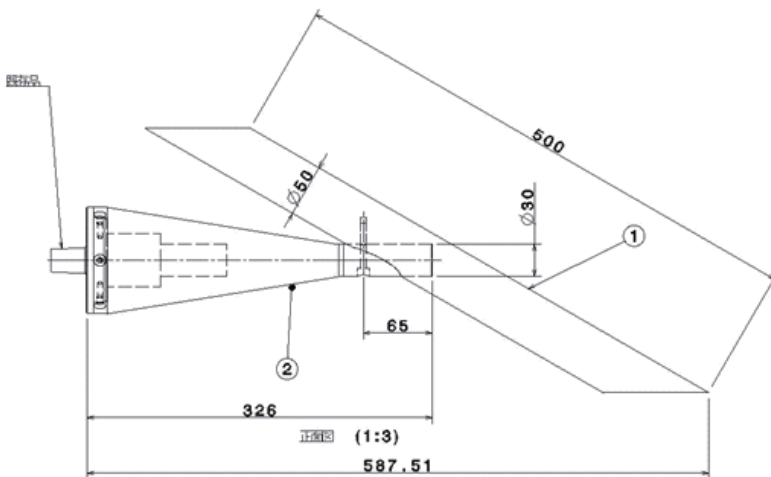


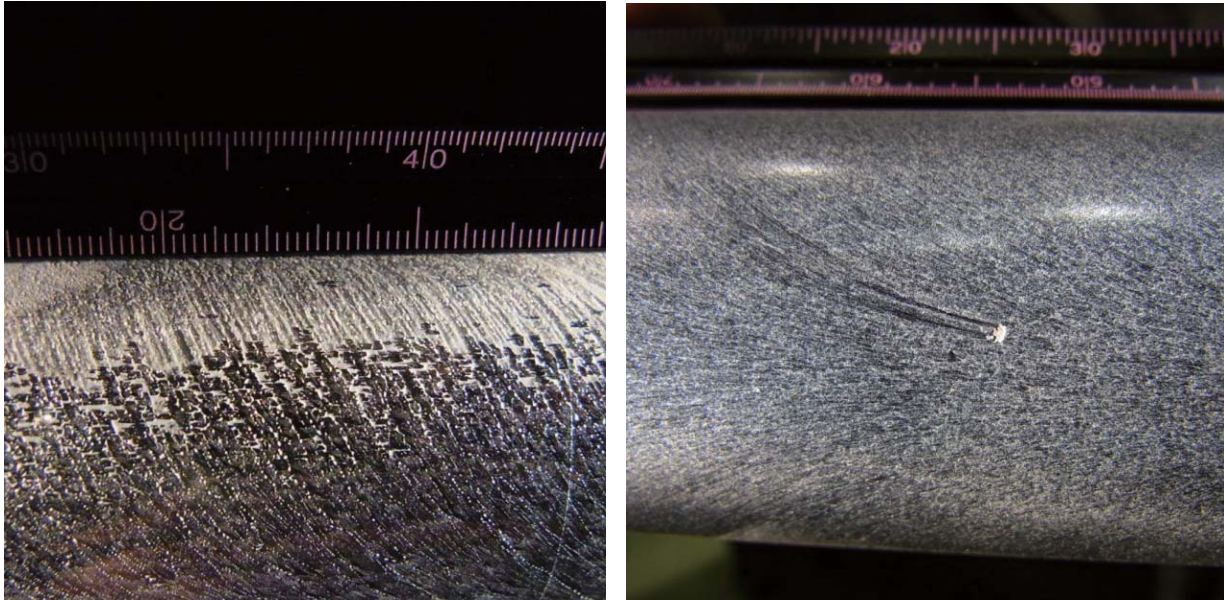
図2. 熱線プローブ

図1. $\phi 50$ 斜め円柱模型

3. 実験結果

3.1 オイルフローによる可視化結果

人工粗度を貼付しない場合、 $\phi 40$ 模型表面では図3(a)のような縦渦の痕跡が確認された。また、粗度を貼付した場合の攪乱の成長する様子が図3(b)から確認できた。撮影した写真から画像解析を行い、縦渦の波長を求め表2に纏めた。理論値とは境界層厚さの4倍とした値である。



(a) 孤立粗度なし

(b) 孤立粗度あり(付着線近傍に貼付した人工粗度)

図3 マッハ数 1.3 における縦渦の可視化結果

表2 縦渦の波長

通風 No.	設定マッハ数	流速[m/s]	模型直径[mm]	理論値 [mm]	実験値 [mm]
1	0.7	226.4	$\phi 40$	0.71	0.86
2		226.0		0.72	0.90
3	1.3	380.3		0.51	0.54
4		382.9			0.31
5	0.7	226.4		0.71	0.58
6	1.3	379.6		0.51	0.84
27	0.4	132.8		0.96	0.70
28		132.1			0.86
29	0.3	99.4	$\phi 50$	1.24	測定不能
30		99.2			測定不能
31		100.3			測定不能

3.2 進行波計測及び遷移点観測

熱線風速計を用いて横流れ進行波の検出を試みたが、進行波と同定できる変動を確認できなかった。また、層流と乱流ではナフタレンの昇華速度の違いを利用する昇華法を用いて遷移点観測をおこなったが、ナフタレンを模型表面に十分厚く塗布できなかったためか、昇華の差は確認できなかった。

3.3 気流変動の評価

一様流における気流変動の評価を熱線風速計で行った。その結果、質量流量変動で約0.3~0.5%の変動が残留していることが確認でき、各マッハ数に対する結果を表3に示した。なお、変動の評価に当たっては、時間的制約から熱線の感度較正ができなかったため、質量流変動と温度変動の感度比は、従来の実験結果²⁾から推定した。

表3 質量流量変動

設定マッハ数	変動の割合[%]	質量流変動[%]
0.3	1.18	0.42
0.4	0.92	0.33
0.5	1.08	0.39
0.6	1.39	0.50
0.7	1.37	0.49
0.8	1.26	0.45

4. 結言

本実験は、オイルフローによる可視化で縦渦の波長を確認し、横流れ不安定の際発生する進行波を捉えることで横流れ不安定制御のための基礎データの蓄積を目的とした。結論は以下の通りである。

- (1)可視化によって横流れ不安定の定在モードである縦渦については、その痕跡は確認ができたが必ずしも明確でなかった
- (2)孤立粗度を前縁近傍に貼付した場合も、定在型の縦渦の明確な成長は確認できなかった
- (3)可視化の結果を画像解析することで縦渦の波長を算出できた
- (4)熱線風速計による計測では横流れ不安定の進行型モードである進行波は確認することができなかった

以上の結果から、定在モードの縦渦についてはその存在を確認できたが、その痕跡が明確でなかったこと、また進行型モードについては、検出できなかった理由として、風洞に残留している一様流の気流変動が大きく、微小な攪乱成長から遷移する境界層の遷移過程とは異なる経路をたどっている可能性が考えられる。

5. 今後の展望

同様な測定項目で、気流の変動が極めて小さい本学超音速風洞において実験を計画している。また、高周波応答特性を持つ熱線風速計の開発とその較正法も確立し、本学超音速風洞の気流評価や横流れ進行波の計測を行い、機会があればISASの高速風洞の気流評価を行う予定である。

参考文献

- 1) Stability and transition of three-dimensional boundary layers: William S. Saric, Helen L. Reed and Edward B. White, *Annual Review of Fluid Mech.*, Vol.35, 2003, pp.413-440.
- 2) 笠木伸英, 木村龍治, 西岡通男, 日野幹雄, 保原充: 流体実験ハンドブック, 朝倉書店, 2009, p111-115.

超音速機のヨーイングアクティブ制御に関する研究

高木 正平 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

○ 平田 裕 (航空宇宙システム工学専攻 M1)

高田 晃輔 (機械システム工学科 B4)

1. 緒言

現在の航空機は、ラダーとそれを動かす油圧機構などによりヨーイングをコントロールしている。しかし、主翼表面の境界層制御によりヨーイングコントロールが可能になると、主翼表面の摩擦抵抗を低減できるだけでなく、微小粗さを作り出す電気アクチュエーターなどを用いるため、既往が単純化され機体は軽量化される。超音速流における主翼摩擦抵抗は、3次元の孤立粗さを用いて横流れ不安定から発生する縦渦と進行波の成長を抑制し、摩擦抵抗を低減できる可能性がある。逆に不安定を促進する粗度間隔を与えることで乱流遷移が促進され、摩擦抵抗を増やす事も可能である。このような高度な境界層制御の実現には、詳細な流れ場の把握が必要不可欠である。そこで、単純化した翼の模型を用いて縦渦の波長計測を行い、境界層遷移を抑制、あるいは促進する粗さの間隔を把握し、制御に用いるMEMS (微小電気デバイス: 図1参照) の設計に必要なデータを取得する。

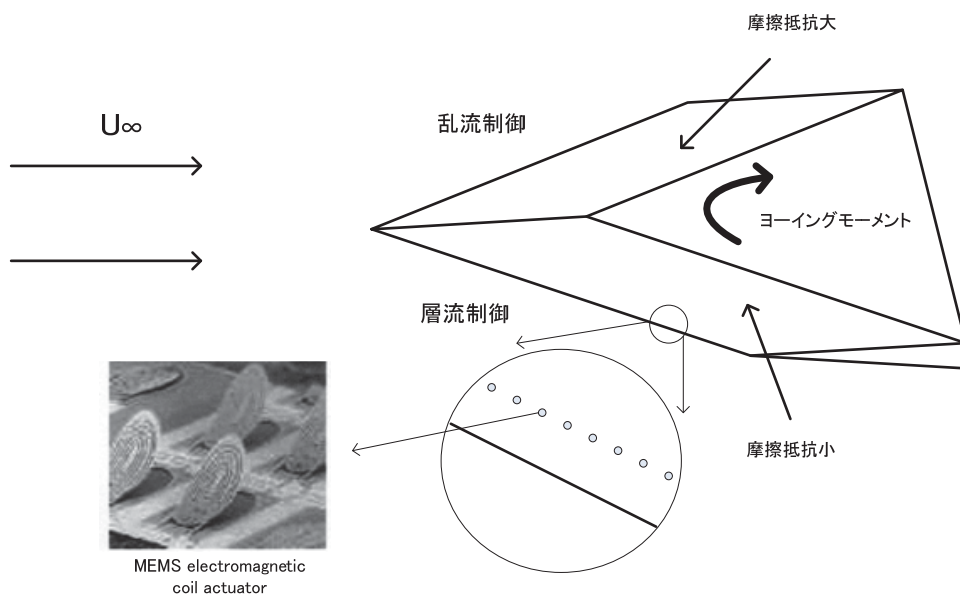


図1 ヨーイング制御の様子

2. 実験予定

現在までに、本学で開発中の M2006 (通称:オオワシ) の主翼を翼弦の50%までを模擬し、流れ場の単純化のためテーパーをなくした 61 度後退くさび翼模型を製作した。模型の写真を図2に示す。製作した模型を用いて本学超音速風洞にて風洞実験を行い、マッハ数2で行う。



図2 61度後退くさび翼模型

2.1 蛍光オイルフロー法

翼表面の流れ場をオイルフローにより観察し、翼表面の流線の確認及び、横流れ不安定により生じる縦渦の波長を計測する。従来は酸化チタンを流動パラフィン等に混ぜていたが、縦渦構造は1mm以下と非常に小さいと推定されるため、より粒子径の小さい蛍光剤を用いた蛍光オイルフローを用いて可視化を行う。

2.2 熱線風速計

横流れに起因する不安定には進行波型と定在波型があり、理論では進行波型不安定の方がより増幅率が高いと予測されている。しかし、超音速流において進行波は未だかつて検出されていない。横流れ不安定は外乱に極めて敏感であり、主流の乱れや表面粗さに大きく影響されるため、進行波の検出には外乱の小さな環境が望まれる。本学の中型超音速風洞は十分にその条件を満たしていると思われ、熱線風速計による超音速での進行波の検出が期待される。進行波を検出しやすくするため、人工的な擾乱を導入し、3チャンネルの熱線風速計を用いて進行波をとらえ、その位相速度を検出に挑戦する。

2.3 高速熱線風速計の開発

横流れ不安定から成長する進行波の中心周波数は100KHz程度であると推定される。そのため高い周波数応答性を持った熱線風速計の開発を進めている。また熱線風速計による気流変動を評価する試験を行い、その動作及び応答性確認を行う予定である。

3. 次段階

実験で得られた縦渦の波長や進行波の周波数分布、中心周波数を線形安定解析の結果と比較し、横流れ不安定に起因するものである事を確認する。また、線形安定解析の結果より、境界層遷移の抑制、もしくは促進に適する粗さの間隔を把握し、アクティブ制御に用いるMEMSの設計に移行する。

○ 樋口 健(もの創造系領域 教授)

片岡 秀教(航空宇宙システム工学専攻 M2)

1. 概要

本学では小型無人超音速実験機の研究・開発を進めており、近い将来に超音速で飛行する実験機を製作する。しかし、機体構造の強度・剛性の手法が未だ構築がされていないため、機体構造の評価手法を構築する必要がある。そこで、本研究ではM2006 プロトタイプ機(以下オオワシ 1号機と呼ぶ)の主翼構造を用いて構造評価手法の構築を目指す。オオワシ 1号機の主翼供試体を用いて静荷重試験を行い、また Patran/Nastran を用いて静荷重解析を行い、実験値と解析値を比較することで超音速飛行時に翼にかかる荷重入力での主翼応力を予測する。これにより、超音速機設計の強度・剛性の検討をすることができる。

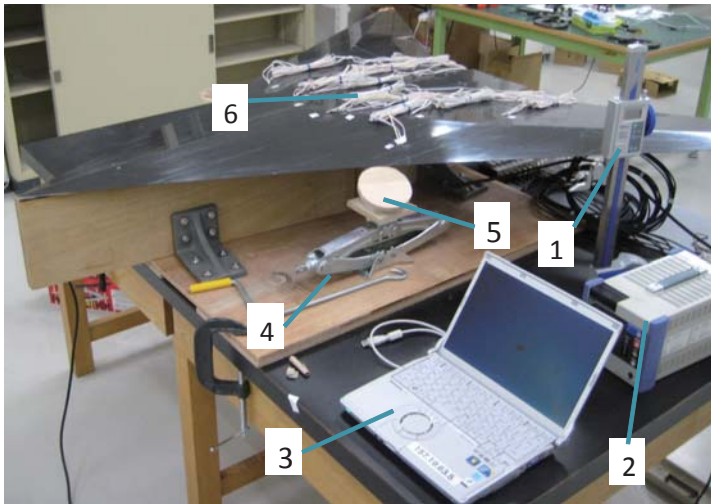
まず、主翼供試体を用いた静荷重試験を行う。本学では大規模な荷重負荷装置や多チャンネルの計測装置を備えていないため、自動車の手動ジャッキとロードセルを両翼モデルの対称の位置に置き、予測される空気力学的荷重と設計上の荷重倍数を模擬した大きさの荷重を与えて試験を行う。今回の実験では、終局荷重に耐え得るかではなく、評価手法の構築を目指す研究であるため、また翼モデルを失わないために、終局荷重までは与えない。本実験に供される翼モデルは、オオワシ 1号機と同等の部材および材料で製作された主翼供試体であるが、細部については実機と相違がある。

次に、MD Nastran/MD Patran を用いた有限要素法解析を行い、ここで得られた解析値と、主翼供試体の荷重試験で得られたデータを比較し、今後の超音速機設計評価方法を検討する。

実験においては、荷重に対する変位およびひずみが線形であることが確認された。実験値と解析値はともに定性的に妥当なものであったが、実験値と解析値の定量的比較においては必ずしも一致を見ず、試験供試体の構造確認、材料強度試験、解析モデルの再検討が必要であることが分かった。

2. 実験

静荷重試験には図 1 に示す主翼供試体を用いて実験を行った。この主翼供試体は 2010 年 8 月に行われた亜音速飛行実験で使用した機体であるオオワシ 1号機と同等の主翼であり、翼幅 1.6m、翼中心部の翼弦長は 1.3m である。主翼外板は、CFRP 表皮(クロス材 1ply)で芯材(厚さ 2mm バルサ材)を挟んだサンドイッチ板である。主桁は、外板と同じく CFRP 表皮(クロス材 2ply)で芯材(厚さ 3mm バルサ材)を挟んだサンドイッチ構造である。リブは厚さ 3mm のベニヤで形成されている。左右の翼を結合するために、厚さ 3mm の CFRP 積層板を用いて左右の結合を担っている。荷重位置 50%翼弦および 25%翼弦に対する主翼前縁および後縁の変位量を図 2, 3 に示す。後縁にはエルロンとフラップがあるため変位測定位置が制約される。



- 1.たわみ測定用ハイトゲージ
- 2.ユニバーサルレコーダ
- 3.データ収集用パソコン
- 4.自動車用パンタジャッキ(2 か所)
- 5.ロードセル(2 か所)
- 6.ひずみゲージ(10ヶ所)

図1 主翼供試体と実験装置

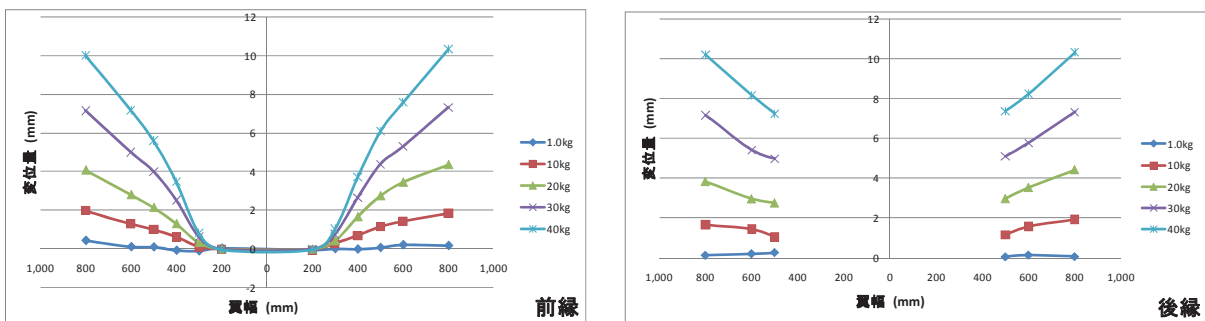


図2 負荷位置 50%翼弦に対する前縁と後縁の変位量

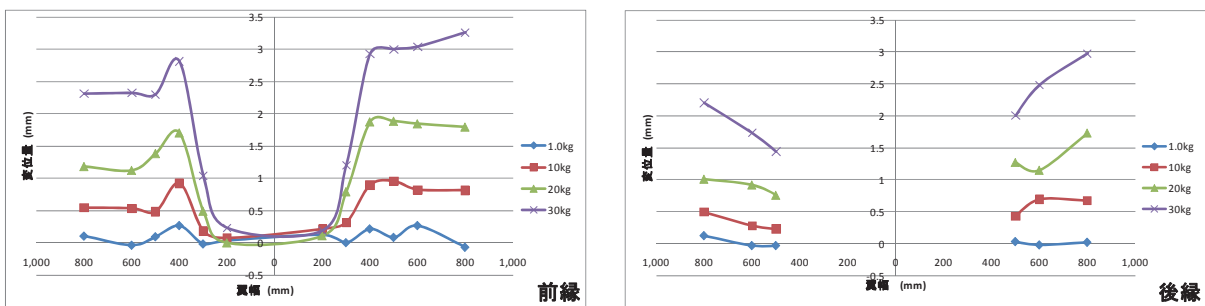


図3 負荷位置 25%翼弦に対する前縁と後縁の変位量

3. 解析

表面板や桁やリブで構成される主翼構造の有限要素解析を行った。本研究で使用する解析ツールは、CATIA V5:3 次元 CAD(解析モデル形状の作成), MD Patran(プリ・ポストプロセッサ), MD Nastran(ソルバー)である。翼の対称中央面に拘束位置があり, 左右対称に集中荷重がかかるため, 片翼のみでの解析した。1辺 3mm の三角形シェル要素を用い, 要素数は約 28 万個, 節点数は約 15 万節点である。荷重条件としては, 荷重試験で与えた荷重パターンと, 実際的な揚力分布を考慮したパターンの 2 パターンで解析を行った。

50%翼弦長に荷重負荷をかけた場合の変位量の分布, 25%翼弦長に荷重負荷をかけた場合の変位量の分布, 翼端に荷重負荷をかけた場合の変位量の分布, 揚力分布荷重をかけた場合の変位量の分布を図 4~7 に示す。本解析は線形解析であるので, 荷重が増えてもカラーバーは変化しない。揚力分布を荷重として与えた場合のねじれ角の解析値を図 8 に示す。

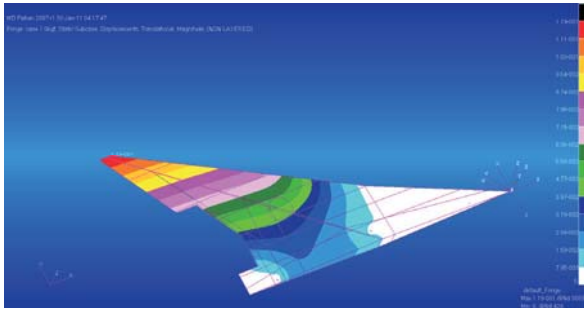


図4 50%翼弦負荷に対する変位分布

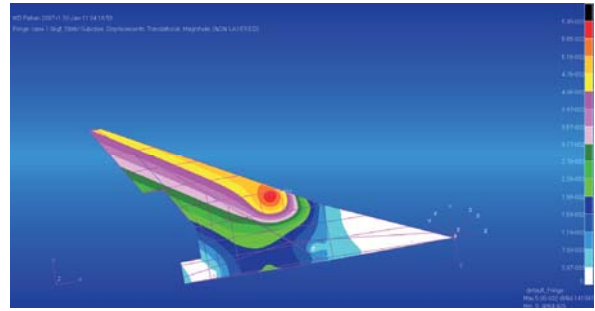


図5 25%翼弦負荷に対する変位分布

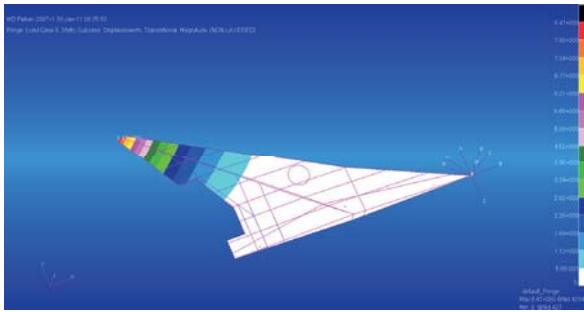


図6 翼端負荷に対する変位分布

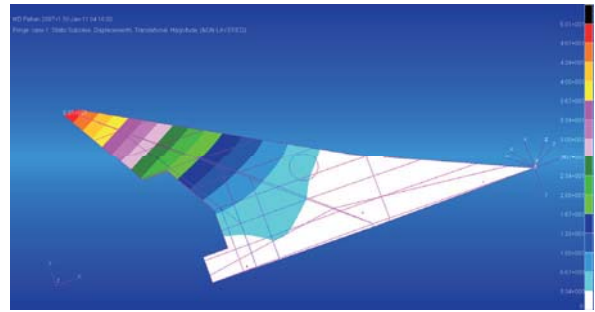


図7 揚力分布荷重に対する変位分布

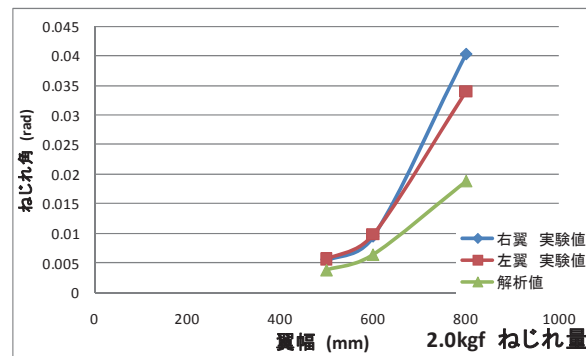


図8 揚力分布荷重に対するねじれ角

4. 実験と解析の比較

50%翼弦に40kgf負荷した場合の前縁と後縁の変位量の解析値と実験結果の比較を図9に示す。25%翼弦に30kgf負荷した場合の前縁と後縁の変位量の解析値と実験結果の比較を図10に示す。翼端に集中荷重2kgfを負荷した場合のねじれ量の解析値と実験結果の比較を図11に示す。いずれも実験値と解析値には約2倍の開きがある。

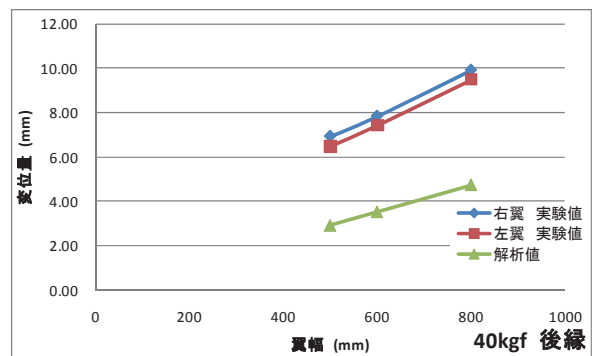
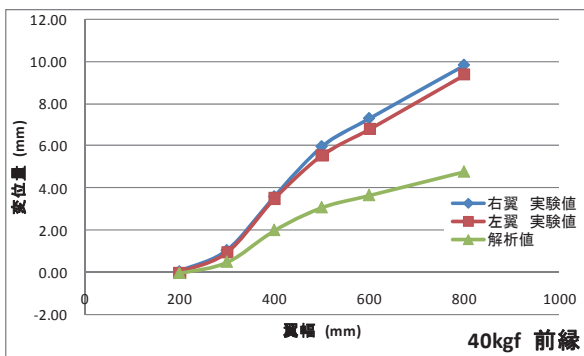


図9 50%翼弦に40kgf負荷した場合の前縁と後縁の変位量

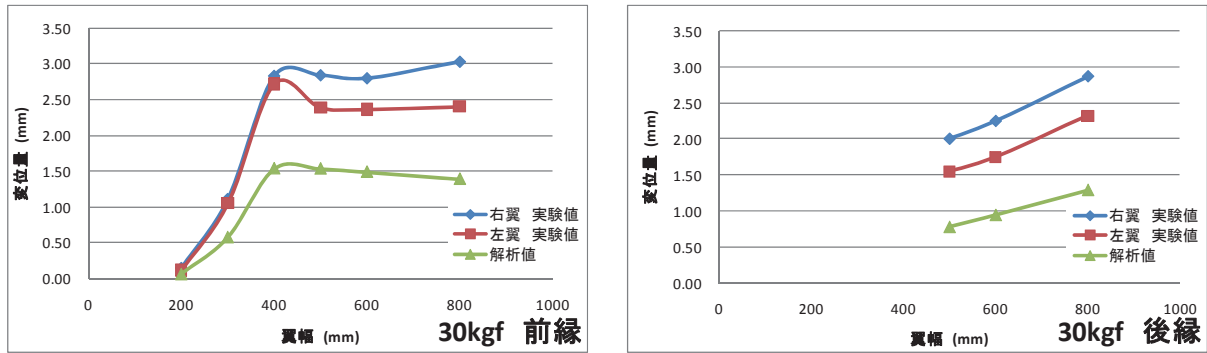


図 10 25%翼弦に 40kgf 負荷した場合の前縁と後縁の変位量

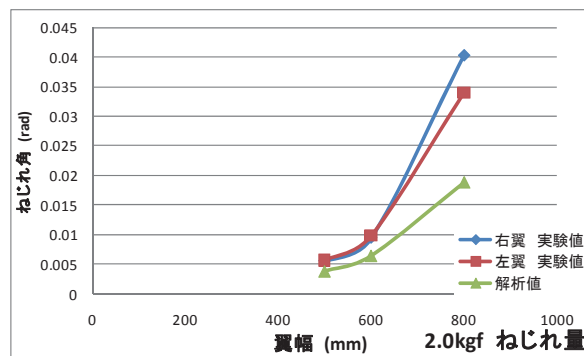


図 11 翼端に集中荷重 2kgf を負荷した場合のねじれ角

5. まとめ

本研究では、小型無人超音速実験機の超音速飛行時の構造設計の評価手法の確立を目的として、供試体を用いた荷重試験と有限要素法による解析を行い、以下の結果が得られた。

- ・解析と実験の比較において、荷重に対して変位量の増加傾向は一致しており、最大変位が生ずる場所も一致を見た。しかし、変位量の定量的比較に関しては一致が見られず、解析値と実験値に約 2 倍の開きが見られた。
- ・ねじれ角に関しても解析値と実験値において約 2 倍の開きが見られた。
- ・ひずみに関しても、解析値と実験値において約 2 倍（～場所によっては約 4 倍）の開きが見られた。
- ・50%翼弦と 25%翼弦に荷重を与えた時のねじれ角に関して、右翼と左翼ではスパン方向に関してねじれ量の増え方が同じでないことが分かった。これは、供試体の見えない内部における左右非対称性または破損を暗示していると考えられる。

以上のことから、有限要素解析モデルの再検討の他に、主翼供試体に関しては、寸法確認、内部構造の差異の確認、および材料物性値の再検討が必要である。

今後の課題を以下に列挙する。

- ・主翼試験供試体の固定方法の再検討
- ・主翼試験供試体の形状、板厚分布、内部構造、対称性、破損の有無の再確認
- ・解析モデルと物性値の検討
- ・クーポンレベルの引張試験で材料強度の取得
- ・主翼構造の終局荷重の予測
- ・主翼構造の最終強度確認のための破壊試験

小型無人超音速機プロトタイプの航法アビオニクスに関する研究

- 溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)
- 吹場 活佳 (航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 小野 正貴 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 上村 威揮 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 佐藤 淳哉 (機械システム工学科 4年)
- アイザル アイザド (機械システム工学科 4年)

1. はじめに

2010年8月の小型超音速飛行実験機プロトタイプ(オオワシ1号機)の飛行試験では、GPS/INSセンサー、エアードータセンサー(ADS)、操舵信号ボード、エンジン ECU、等の機器が機体に搭載され、機体の運動履歴が記録された。本研究では、これらの機器のうち GPS/INS センサーおよびエアードータセンサーについて、その作動特性を明らかにすることを目的として各種の地上試験を実施する。

2. GPS/INS センサー

2.1 原理と特徴

全地球測位システム(GPS)と慣性航法装置(INS)を複合した航法装置であり、短時間では精度が良いが時間とともに航法誤差が発散する INS と、長時間にわたって精度が安定しているが短時間で誤差が大きい GPS の、相互の弱点を補って安定した精度の航法データを得ることができる。

2.2 機器構成

東京大学航空宇宙工学科鈴木・土屋研究室の設計・製作による「UAV データ収集システム(通称 Sylphide)」(以下 Sylphide と記す)と東京計器株式会社製の GPS/INS センサー VSAS-T1 搭載のロガー(以下東京計器ロガーと記す)を用いる。いずれも試作品であり、作動特性の検証と較正試験を要する。飛行試験のフライト No.2006-02A においてこの2つのアビオニクスを機体に同時搭載したときの様子を図2-1に示す。

Sylphide は1軸の半導体慣性センサー(半導体加速度計および半導体ジャイロを内蔵)3個および GPS 受信機1個を搭載している。東京計器ロガーは3軸の振動ジャイロ、加速度計、および磁気方位センサとGPS受信機を搭載している。いずれも、加速時計で3軸の加速度を、ジャイロで3軸の角速度を計測し、これらを後処理で時間積分して速度や姿勢角を得る。同時並行で GPS 受信機で位置を計測する。

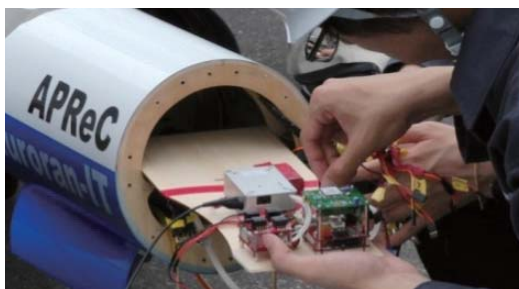


図2-1 オオワシ1号機に搭載された GPS/INS センサーと GPS アンテナ

2.3 飛行試験における GPS データ

フライト No.2006-02 では Sylphide のみを搭載し、取得データは GPS、INS 共に良好であった。一方、フライト No.2006-02A では Sylphide と東京計器ロガーを同時搭載したところ、双方の GPS データに異常が見られた。その経度・緯度データを図2-2に示す。東京計器ロガーにおいて測位に失敗しており、また Sylphide においてもタキシング経路の測位データが白老滑空場敷地から逸脱したり、極端に小さい旋回半径が記録されており、異常である。

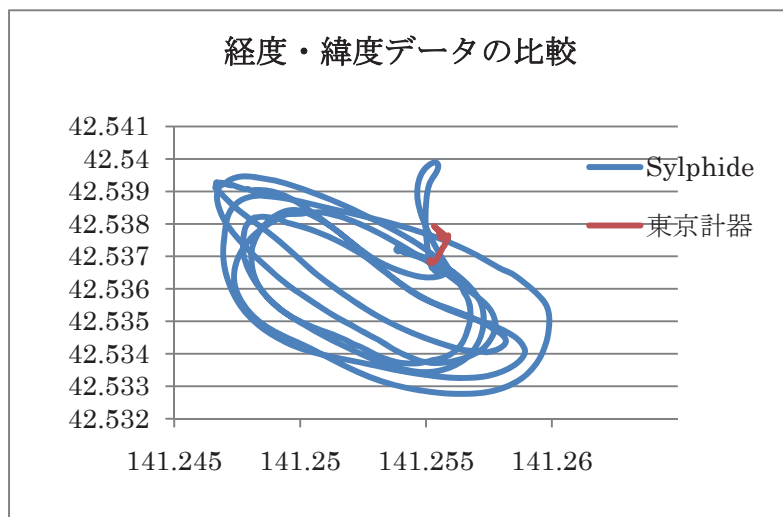


図2-2 フライト No.2006-02A の GPS データ(緯度、経度)

2.4 地上検定試験の手法

1) 車載走行試験

GPS/INS センサーを自動車に搭載して、電源投入後の GPS アンテナ静置時間やアンテナの設置方向などの条件を変え、所定の経路を走行することによって、航法機器の測位性能を検証する。

2) 赤道儀試験

GPS/INS センサーを赤道儀雲台上に固定し、一定の角速度で雲台を回転させて円運動を与え、このときの加速度および角速度の計測値から較正式を導く。

2.5 地上検定試験の結果

1) 車載走行試験

Sylphide と東京計器ロガーの GPS アンテナを Flight No.2006-02A と同等に配置し、GPS アンテナ静置時間を 2 分 30 秒として車載走行試験を行った場合の結果を図2-3に示す。この GPS アンテナ配置の場合にのみ Sylphide の測位データが乱れた。しかし東京計器ロガーの測位データに大きな乱れは見られなかった。さらに GPS アンテナ静置時間を徐々に短縮してゆくと、静置時間 10 秒の場合に東京計器ロガーの測位が失敗することがあった。

これらのことから、Flight No.2006-02A において Sylphide の GPS データが異常となった原因は、図2-1に示された GPS アンテナの配置のために、2つの GPS アンテナが電磁的に干渉したためと判定される。また、東京計器ロガーの GPS データが異常となった原因は、電源投入後十分な静置時間を要するところ Flight No.2006-02A では静置状態が不十分であったものと推定される。

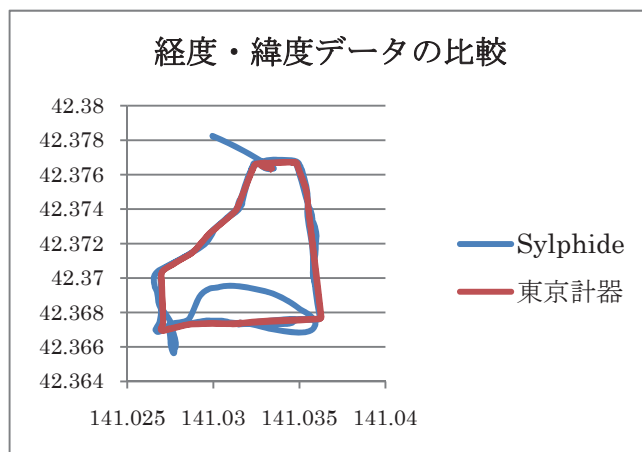


図2-3 車載走行試験における経度・緯度データ

2) 赤道儀試験

Sylphide の赤道儀試験において、 $0^{\circ} \sim -50^{\circ} \sim +50^{\circ} \sim 0^{\circ}$ のヨーイング運動を3回連続で与えた場合に取得される加速度データおよび角速度データを図2-4に示す。横軸は時刻(秒)であり、サンプリングレートは100Hzである。縦軸はAD変換器のデジタル出力値である。加速度、角速度共に理論値をグラフ化したものと傾向は概ね一致しており良好である。加速度についてはZ軸正の方向に重力加速度が常にかかっていることに留意して較正式を導く。角速度についてはINSデータから目的の角度に達するまでの時間を求めることにより角速度を算出し、AD変換器出力X、Y、Zとの比較から較正式を求める。その結果は以下の通りである。

$$\begin{array}{ll}
 X \text{ 加速度} & a_x = -2.94 \times 10^{-6} \times (x - 8605032) \\
 Y \text{ 加速度} & a_y = -2.74 \times 10^{-6} \times (y - 8632114) \\
 Z \text{ 加速度} & a_z = 2.97 \times 10^{-5} \times (z - 8621432) \\
 X \text{ 角速度} & p = 2.43 \times 10^{-5} \times (x - 8506980) \\
 Y \text{ 角速度} & q = 2.39 \times 10^{-5} \times (y - 8396263) \\
 Z \text{ 角速度} & r = 2.45 \times 10^{-5} \times (z - 8446513)
 \end{array}$$

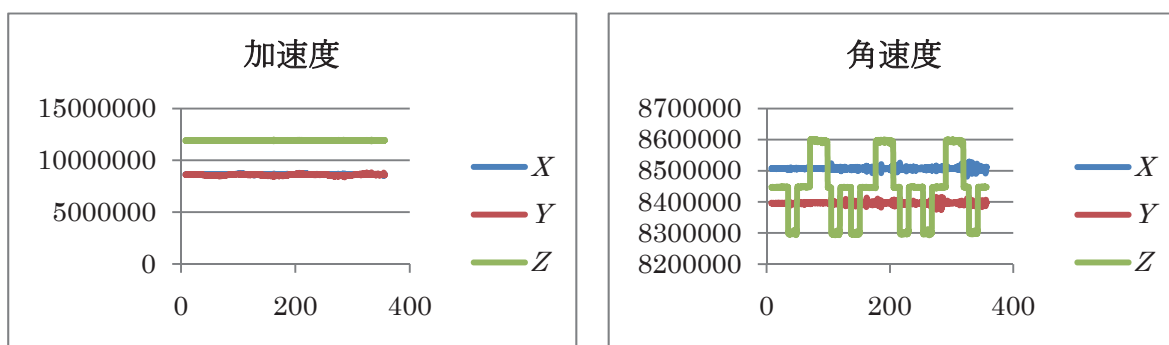


図2-4 赤道儀試験におけるSylphideの加速度および角速度データ

2.6 まとめ

小型超音速飛行実験機プロトタイプ「オオワシ1号機」に搭載するGPS/INSセンサーについて、その作動特性を明らかにすることを目的として地上試験を実施し、以下の事が判明した。

- 1) Flight No.2006-02AにおいてSylphideのGPSデータが異常となった原因は、2つのGPSアンテナが電磁的に干渉したためと判定される。
- 2) 同じく東京計器ロガーのGPSデータが異常となった原因は、電源投入後十分な静置時間を要す

るところ Flight No.2006-02A では静置状態が不十分であったものと推定される。
また、Sylphide の加速度および角速度計測値について較正式を得た。

3. エアーデータセンサー (ADS)

3.1 機器構成

オオワシ1号機に搭載されるエアーデータセンサーは圧力センサーボードと5孔ピトー管から構成される。圧力センサーとは、空気圧の変化を内部の感圧素子にて電気信号に変換するものであり、本研究で使用するのは図3-1に示す半導体ピエゾ抵抗圧力センサーである。このセンサーは Fluoro Silicone Gel から作られたダイヤフラム(授圧部)の表面に半導体ひずみゲージを形成している。外部からの圧力すなわち P1 と P2 の差圧でダイヤフラムが変形し、その圧力が Differential Sensing Element に伝わって発生するピエゾ抵抗効果による電気抵抗の変化を電気信号として出力する。圧力センサーボードには、図3-2のように大気圧計測用の絶対圧力センサー1個と差圧計測用の差圧センサー3個を搭載する。

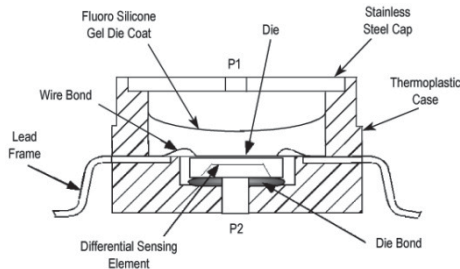


図3-1 圧力センサーの構造

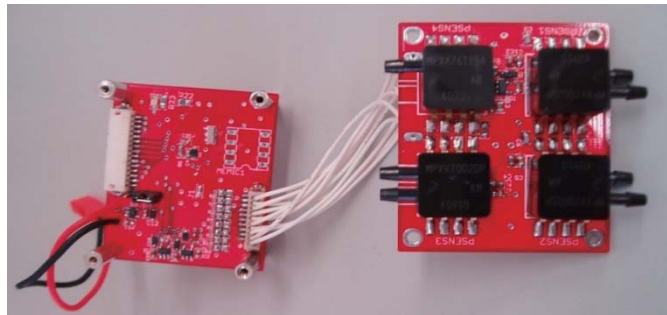


図3-2 圧力センサーボード

差圧センサーは、それぞれシリコンチューブを介して5孔ピトー管に繋がられる。5孔ピトー管の形状・寸法は図3-3の通りであり、外径 8mm、胴長 300mm、質量 60g 程度である。先端部分(圧力孔部分)の半頂角は超音速での計測に適した 16° である。先端と圧力管は SUS、胴体は軽量化のためアルミ合金で作られている。中央の圧力孔の動圧 $P_0 - P_\infty$ を差圧センサー1で、上下の2孔の差圧 $P_U - P_L$ を差圧センサー2で、左右の2孔の差圧 $P_{Left} - P_{Right}$ を差圧センサー3で計測し、これら3つの計測値から対気速度、迎角、および横滑り角を推定する。

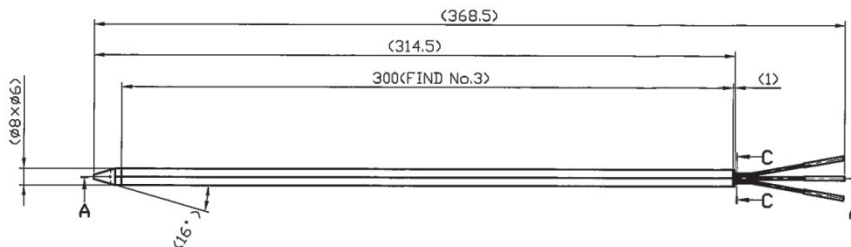


図3-3 5孔ピトー管の形状・寸法

3.2 較正試験

圧力センサーボードの各センサーに、精密な圧力を生成できる圧力較正器によって種々の圧力を加え、圧力センサーボードのデジタル出力値を記録する。その結果を図3-4に示す。横軸はセン

サーボードのデジタル出力値、縦軸はセンサーに与えた差圧 Δp である。

一方、対気速度および迎角と5孔ピトー管の圧力孔に現れる圧力の関係を求めるために低速風洞試験を行う。その様子を図3-5に示す。様々な速度、迎角に対して5孔ピトー管のそれぞれの圧力孔の圧力を測定し、その結果を以下の差圧パラメタ f, g と迎角、横滑り角の相関式に表す。その結果を図3-6に示す。横軸は差圧パラメタ、縦軸は迎角ないしは横滑り角[degree]である。

$$\text{差圧パラメタ } f = \frac{P_U - P_L}{P_0 - p_\infty}, \quad g = \frac{P_{Left} - P_{Right}}{P_0 - p_\infty}$$

$$\text{迎角 } \alpha = a_0 + a_1 f + a_2 f^2 + a_3 f^3 + a_4 f^4$$

$$\text{横滑り角 } \beta = a_0 + a_1 g + a_2 g^2 + a_3 g^3 + a_4 g^4$$

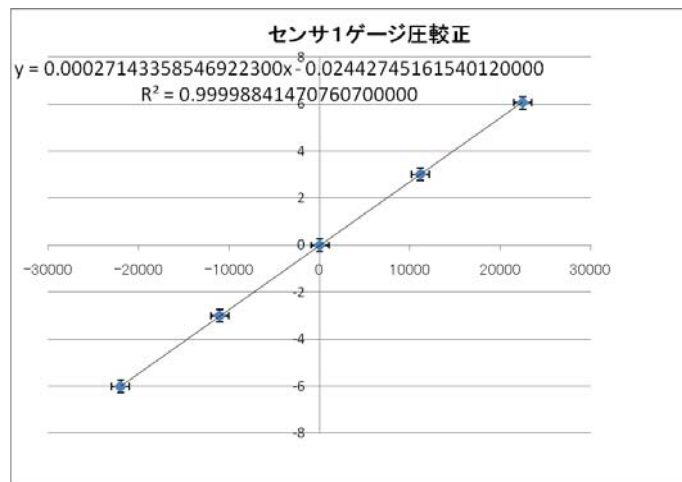


図3-4 差圧センサーの校正曲線



図3-5 5孔ピトー管の校正試験

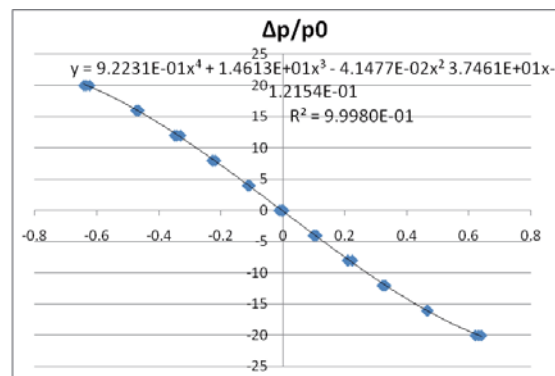


図3-6 5孔ピトー管の校正曲線

3.3 飛行試験のADSデータの解析

上述の差圧センサーおよび5孔ピトー管の校正式を用いて、飛行試験のADSデータを解析し、対気速度、迎角、および横滑り角を推定する。

Flight No.2006-02 について推定された対気速度の履歴を図3-7に示す。滑走開始後速やかに40m/s程度まで加速し、その後40m/s~50m/sの速度で飛行している。最高速度は約58m/sである。

次に、推定された迎角および横滑り角の履歴を図3-8に示す。時刻 400 秒までと時刻 3100 秒以降は機体が静止しているため、差圧パラメタ f, g の分母がゼロに近くノイズが拡大されている。時刻 400 秒から 3100 秒までの飛行中は比較的小さなノイズをともなって迎角と横滑り角が推定されている。この飛行試験では6周の右周りの周回飛行を行っており、すなわち12回の右 180° 旋回を行っている。旋回の際には機体をバンクさせることによる揚力の鉛直成分の減少を補うために迎角を増やす操縦が行われており、そのことが迎角の履歴にも表れている。また、右旋回の際には機体が右に横滑りするのが普通であり、図には12回の右横滑りが示されている。これらのことから、迎角と横滑り角は良好に推定できたものと考えられる。

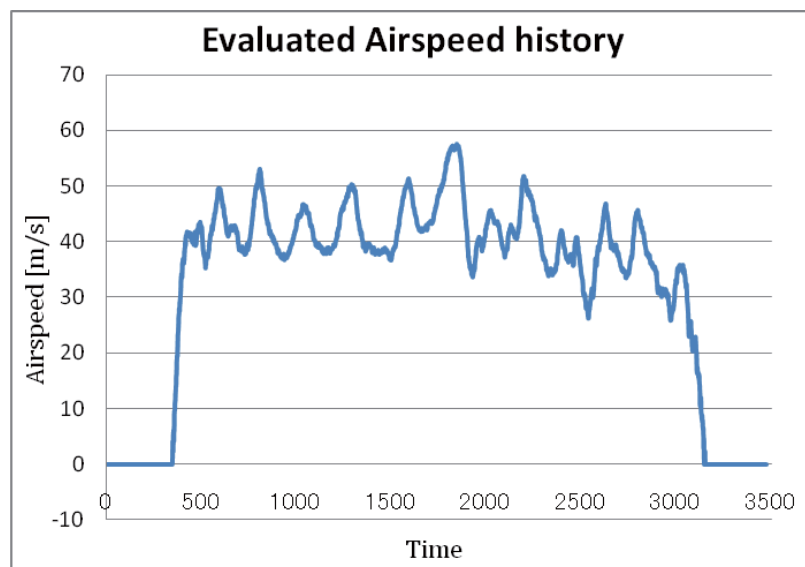


図3-7 ADS データから推定された対気速度の履歴

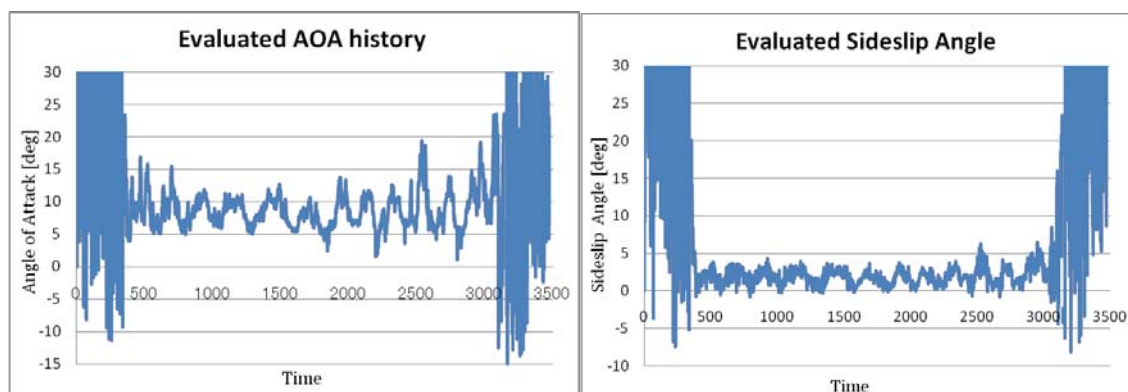


図3-8 ADS データから推定された迎角および横滑り角の履歴

3.4 まとめ

圧力センサーボードと5孔ピトー管の較正試験を行い、圧力センサーボード出力と対気速度、迎角、および横滑り角の間の相関式を求めた。この式を利用して、2010年8月に実施された飛行試験のADSデータを解析して、対気速度、迎角、および横滑り角を推定した。

吹出しによるデルタ翼の低速空力特性改善

○ 高木 正平(航空宇宙システム研究センター 教授)

横山 慶輔(航空宇宙システム工学専攻 M1)

1. 研究の背景・目的

デルタ翼は超音速飛行を行う航空機の主翼の基本形状として利用されている。この理由として、デルタ翼は後退角により翼の臨界マッハ数を高めることで造波抗力の低減が図れる。左右の翼端を直線で結び平面形を三角形にすることで後退角が大きい翼の構造的強度問題を解決できるといった利点を有するためである。しかし、デルタ翼の欠点として、揚力傾斜が小さいため低速時の空力性能が悪く、離発着時に高速、高迎角の姿勢をとる必要があるといった点が挙げられる。更に高迎角時には、翼上面の流れが剥がれ易く、非定常な揚力の変化を生じることが知られている。これより、デルタ翼を主翼に持つ航空機の離発着時における空力特性の向上について研究する必要がある。

そこで本研究ではデルタ翼の空力特性を改善・制御することを最終目的として、デルタ翼上面の揚力制御装置による空力特性の改善・制御性能の評価を実施する。2009年度末に設置された当センターの低速風洞を使用して、新たに導入した6分力天秤を用いたデルタ翼の空力特性を把握し、前年度実施したデータと比較・検証する。また、デルタ翼の非定常空力特性の評価とその制御にも挑む。

2. 実験方法

本実験で用いた風洞は水平単路回流方式の低速風洞で、測定部断面は0.3[m]の正方形である。空気力計測は6分力天秤(Nitta製IFS-67M25A25-I40)を用いた。本実験には測定部(0.3m×0.3m×長さ0.75m)は使用せず、縮流洞出口から大気に開放した。一様流流速は14.4[m/s]で、平均空力翼弦長(60.13[mm])に基づくレイノルズ数 Re は $5.43[\times 10^4]$ である。



図1:低速風洞の概観



図2:デルタ翼模型

3. 揚力計測結果

3.1 デルタ翼の静特性

一様流流速14.4[m/s]、迎角0から25[deg.]の範囲の条件で、本風洞用に新たに製作したデルタ翼模型の空力特性を計測した。その揚力を動圧と翼面積で無次元化し、揚力係数として表し、その結

果を図3の $U=14.4$ [m/s]の系列データに示す. $U=10, 15, 20$ [m/s]は前年度に外部大学において実験し取得したデータである. 前年度の模型は本年度の模型とほぼ相似の形状であるが, 4.4 倍の大きさである.

この結果から, 高迎角まで揚力係数が増加していることが見て取れ, デルタ翼の特徴がよく表れている. また前年度に外部で実験し取得したデータと比較すると, その差はあまりなく, よく一致していることがわかる. このことより, 前年度に比べ小型な本年度の模型においても前年度と同様の揚力係数が得られ, Re 数効果の影響は明確には見られないことが確認された.

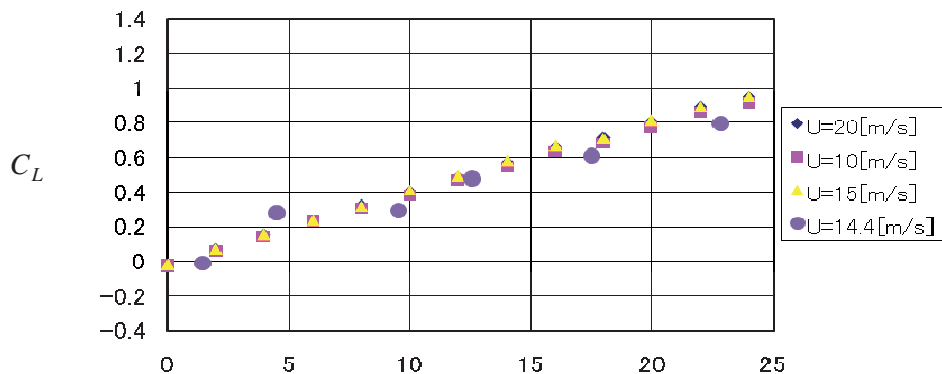


図3. 迎角に対する揚力係数 C_L (一様流流速 14.4m/s)

3.2 デルタ翼の動特性

デルタ翼を非定常運動させる1つの試みとして, 図4のようにバネと銅線で翼模型を天秤支柱に固定し, 銅線に過電流を流して溶断し翼の迎角を急変させる機構を考案した. 銅線の溶断機構は上手く作動したが, 非定常空気力が予想外に小さく, 慣性力を考慮して空気力を取り出すことができなかった. この問題点を解決するために, 末尾の文献を参考にしながら模型を取り付けた天秤を非定常運動させる機構に改良中である.

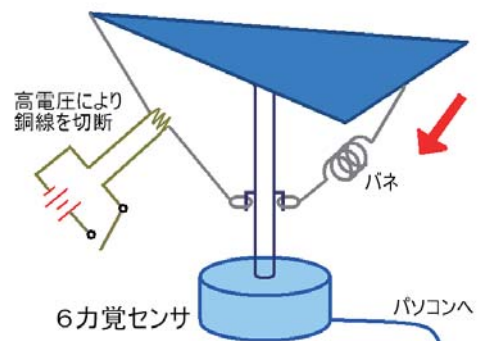


図4. 模型を取り付けた天秤と非定常運動機構

4. まとめ

本研究ではデルタ翼の空力特性を改善・制御することを最終目的として, 新たに設置された当センターの低速風洞を使用し, 導入した 6 分力天秤の構築と, 新たに製作したデルタ翼の特性と, 前年度のデータとを比較・検証した. その結果, 本風洞においてもデルタ翼の特徴である高迎角まで失速しない特性を確認でき, また前年度のデータと比較可能であることがわかった.

今後は, デルタ翼を非定常に運動させる装置を構築し, 非定常空力特性を評価すると共に, アクティブに制御による空力特性の把握と改善に挑む.

参考文献

Yu Xinzhi, Yang Yongnian and Wu Ze; Experimental investigation about the unsteady aerodynamic characteristics of wings, Chinese J. of Aeronautics, Vol.9, no. 3,1996, pp.169-174.

小規模飛行試験にもとづくパラフォイルの飛行特性の研究

○ 溝端 一秀(もの創造系領域 准教授)

大下 智紀(航空宇宙システム工学専攻 M2)

1. はじめに

将来の再使用型宇宙輸送機や飛行試験機等の回収のために、パラシュートに代わるものとして、飛行制御可能なパラフォイルの利用が考えられており、自律飛行可能なパラフォイル飛行システムの構築が待たれている。パラフォイルの自律飛行を実現するには、そのための基礎データとして、パラフォイルの運動特性を解明することが必要である。

パラフォイルの運動特性は、その拘束条件によって大きく異なる事が知られており、風洞試験や曳航試験のようにパラフォイルを固定した時の運動特性は、飛行中の運動特性とは異なる。そこで、パラフォイルを実際に飛行させながら運動特性を計測することが必要である。また、その飛行速度が比較的小さいことから、パラフォイルは風の影響を受けやすいため、風の影響をできるだけ排除した条件で飛行試験を実施することも肝要である。そこで本研究では、屋内において風の影響を排除した比較的小規模な飛行試験によってパラフォイルの運動特性の概略を把握することを目的とする。

2. 手法および理論

本研究では、体育館においてパラフォイル飛行実験機を手投げおよび無線操縦により飛行させ、飛行の様子を2台のビデオカメラで撮影し、動画を解析することによって飛行経路を同定する。また、機体に搭載した慣性センサー (INS) およびエアデータセンサー (ADS) によって加速度・角速度・対気速度ベクトルを計測し、これを後解析することによって飛行特性を調べる。解析手法は以下の通りである。

2-1. 動画解析

動画解析は、飛行実験機の飛行を2台のビデオカメラで撮影し、その2つの動画から実験機の軌跡データを得るものである。動画解析作業の一コマをFig.1に示す。これによって飛行中の各時刻における機体の位置(座標)が地面固定3次元座標系において推定される。これを時間微分することによって速度や加速度が推定される。

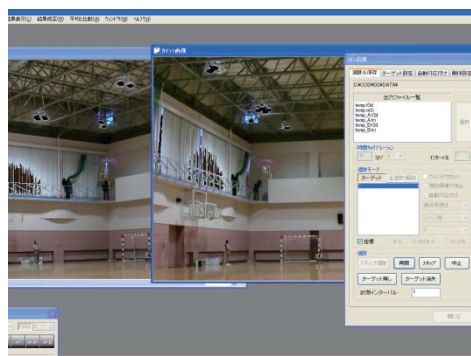


Fig.1 A snapshot of the moving picture analysis

2-2. 機上計測に基づく飛行特性解析

機体の姿勢角(オイラー角;ヨー角 ψ 、ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ)は、以下の微分方程式を解くことによって、機体固定座標系での角速度 p 、 q 、 r から推算できる:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta}\end{aligned}$$

また、空力係数は、以下の式にもとづいて機体固定座標系での加速度・角速度から推算される:

$$\begin{aligned}C_x \equiv -C_A &= \frac{ma_x}{\bar{q}S} & C_L &= -C_Z \cos \alpha + C_X \sin \alpha & C_l &= \frac{1}{\bar{q}Sb} [I_x \dot{p} - I_{xz} (pq + \dot{r}) + (I_z - I_y)qr] \\ C_Y &= \frac{ma_y}{\bar{q}S} & C_D &= -C_X \cos \alpha - C_Z \sin \alpha & C_m &= \frac{1}{\bar{q}Sc} [I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz} (p^2 - r^2)] \\ C_z \equiv -C_N &= \frac{ma_z}{\bar{q}S} & & & C_n &= \frac{1}{\bar{q}Sb} [I_z \dot{r} - I_{xz} (\dot{p} - qr) + (I_y - I_x)pq]\end{aligned}$$

すなわち、動圧 \bar{q} 、翼面積 S 、翼幅 b 、迎角 α 、機体固定座標系における加速度 a_x 、 a_y 、 a_z 、角速度 p 、 q 、 r 、慣性モーメント I_x 、 I_y 、 I_z 、および慣性乗積 I_{xz} を計測できれば飛行中の姿勢角や空力係数を推定できる。

3. 実験装置

3-1. 機体とキャノピー

パラフォイル飛行実験機の機体本体は全備質量約 450g であり、内部には慣性センサーボード、エアデータセンサー、操舵信号ボード、ラジコン受信機、操舵用サーボモータ、LED、バッテリー、およびレギュレータを搭載している。搭載物によって空力特性が変化しないように外側をカウリングで覆っている。

パラフォイル飛行実験機のキャノピーの平面形状は翼幅 125cm、翼弦長 42cm の矩形であり、質量は約 80g である。キャノピーと機体をつなぐラインとしてサスペンションラインとコントロールラインがある。サスペンションラインはキャノピー前部の下面につながっており長さ 65cm である。また、コントロールラインはキャノピー後部下面につながっており長さ 61cm である。



Fig.2 The fuselage and the canopy of the parafoil experimental vehicle.

3-2. 慣性センサー (INS)

慣性センサーとして三軸加速度センサーと三軸角速度センサーを搭載しており、機体固定座標系での加速度・角速度を計測する。

3-3. エアデータセンサー (ADS)

5 孔ピトー管と差圧センサーボードで構成され、対気速度の大きさと方向(迎角、横滑り角)を計測できる。5 孔ピトー管の較正は、風洞試験によって迎角と各圧力孔の圧力の関係を調べることによっている。差圧センサーの較正は、精密な圧力生成器を用いて各差圧センサーに規定の圧力を与え、センサーボードの AD 変換器出力値との対応関係を調べることによっている。これらを機体に搭載した様子を Fig. 5 に示す。



Fig.3 The inertial sensor board.

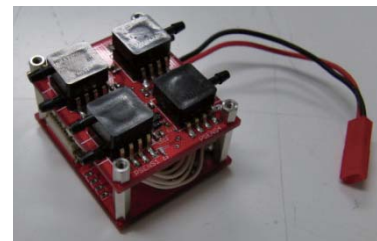


Fig.4 The five-port Pitot tube and the differential pressure gauge board.

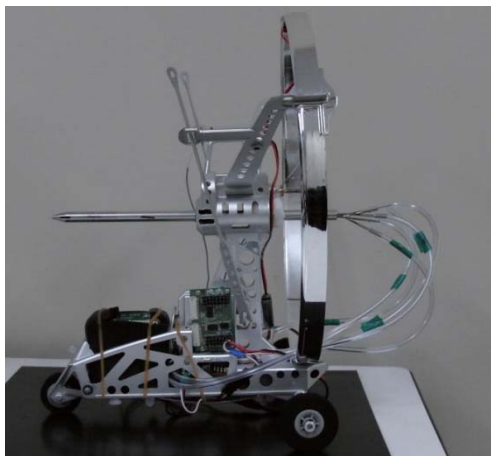


Fig.5 The parafoil experimental vehicle with the inertial sensor board and the ADS installed.

4. 解析結果と考察

機体固定座標系は、機体の重心から機軸前方向に x 軸、右方向に y 軸、下方向に z 軸をとる。直線滑空の場合の加速度の履歴の一例を Fig.6 に示す。横軸は慣性センサーの電源を投入してからの時間である。時刻 109.2sec において z 方向加速度の符号が反転しており、この時点が手投げ発射の瞬間である。その後滑空し時刻 113sec に床面に着地しており、着地衝撃の加速度が捉えられている。同じ直線滑空の場合の角速度の履歴を Fig.7 に示す。手投げ発射の際の急激な姿勢変化や、着地の際の衝撃が捉えられている。滑空中にはピッチングの大きな振動、およびヨーイング・ローリングの小さな振動が捉えられており、これは滑空中の機体の振り子運動に対応する。

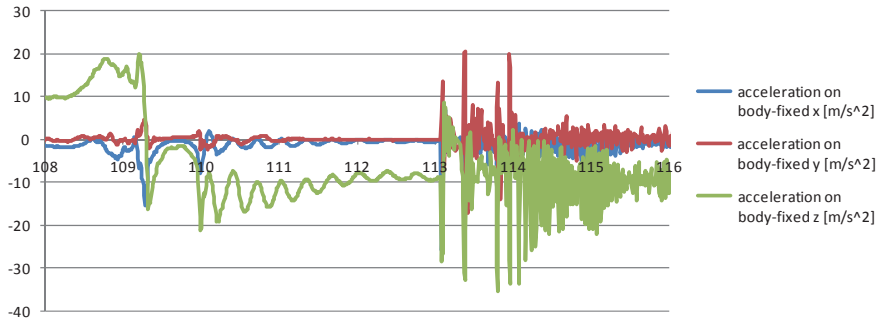


Fig.6 Acceleration history of a flight experiment.

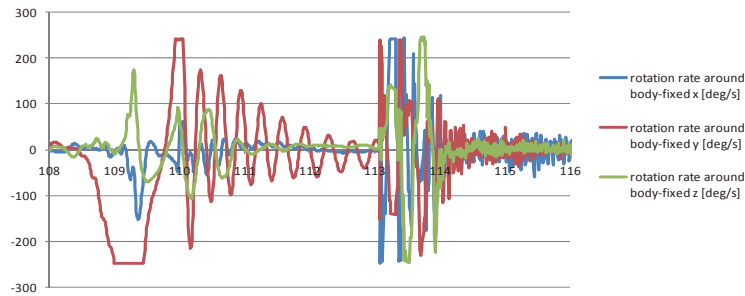


Fig.7 Angular rate history of a flight experiment.

次に、角速度計測値を用いて微分方程式を解いて得られるオイラー角(ピッチ角、ヨー角、ロール角)の推定値を Fig.8 に示す。飛行中のピッチ角の大きな振動およびヨー角・ロール角の小さな振動が示されている。なお、機体の慣性モーメントおよび慣性乗積は、懸吊状態における捻れ振子運動の周期および機体コンポーネントの質量・座標から推算している。

加速度計測値等から推算された軸力係数および垂直力係数の履歴を Fig.9 に、迎角との関係を Fig.10 に示す。この推算においては、上述のオイラー角の推定値を用いて、加速度計測値に含まれる重力加速度成分を除去している。さらに ADS によって計測された迎角を用いて、揚力係数・抗力係数に換算した結果を Fig.11 に示す。正の値を持つべき揚力係数・抗力係数として一部負の値が得られており、また値が散らばっている。これは、誤差を含む計測データを元にした積分計算で得られるオイラー角が比較的大きな誤差を含み、そのため重力加速度成分の補正が正確でないためと考えられる。

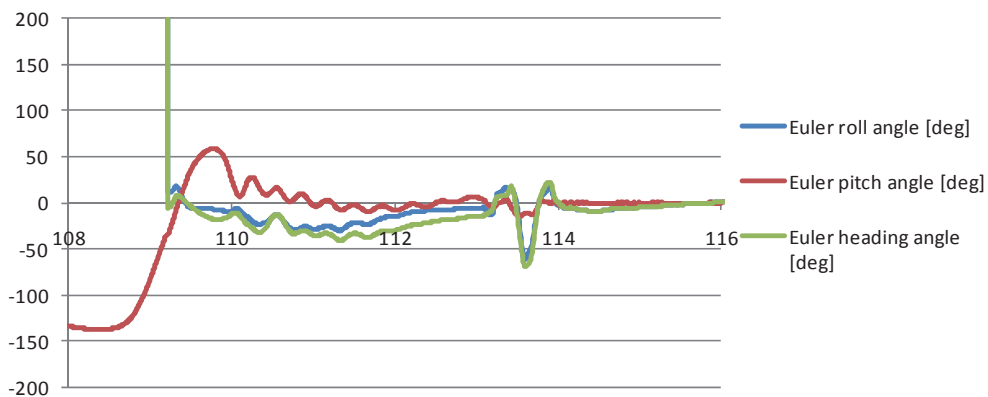


Fig.8 History of the evaluated Euler angles

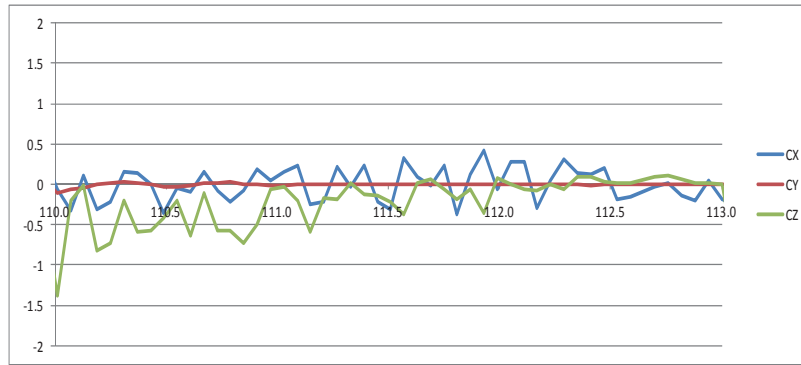


Fig.9 History of the evaluated axial and normal force coefficients.

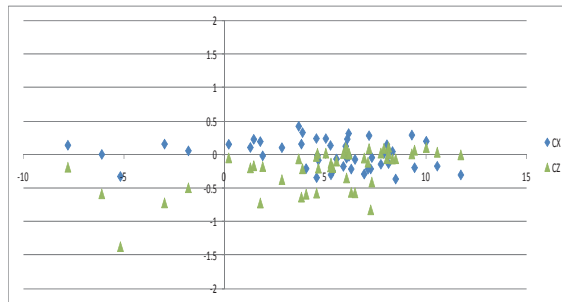


Fig.10 Evaluated force coefficients versus angle of attack.

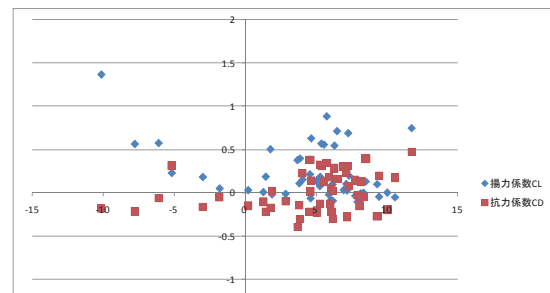


Fig.11 Evaluated lift and drag coefficients versus angle of attack.

5. 結言

本研究は、屋内において風の影響を排除した比較的小規模な飛行試験によってパラフォイルの運動特性の概略を把握することを目的として、室蘭工大の体育館アリーナでの飛行に適合した翼幅 1.25m、キャンピーを含む全備質量 550g 程度のパラフォイル飛行実験機を製作し、慣性センサー、エアデータセンサー、および操舵信号記録器を搭載し、加速度、角速度、対気速度ベクトル、操舵量、等を計測した。また、床面に設置した 2 台のビデオカメラで飛行の様子を動画撮影した。動画を解析することから飛行経路の概略を把握するとともに、オンボード計測データを解析することによって飛行中の座標や姿勢角の履歴、および空力係数を推定した。これらの解析結果から、パラフォイル飛行実験機の運動特性の一部を示すことができた。一方、今後の課題として、姿勢角(オイラー角)推定の精度を改善し、これにもとづいて空力係数推定の正確度を高めることが必要である。

参考文献

- (1)加藤寛一郎・大屋昭男・柄沢研治,「航空機力学入門」,東京大学出版会,1982年11月20日
- (2)Vladislav Klein and Eugene A. Morelli, Aircraft System Identification Theory and Practice, American Institute of Aeronautics and Astronautics (2006)
- (3)守屋富治朗・鷺津久一郎,「力学概論」,培風館,1980年4月10日 改訂第14版

遷音速域におけるエアデータセンサシステムの計測特性

- 吹場 活佳（航空宇宙機システム研究センター 講師）
飯村 拓哉（機械システム工学専攻 M2）
上村 卓也（航空宇宙システム工学専攻 M1）

1. はじめに

室蘭工大航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速で飛行するための革新的基盤技術の創出を目指して研究開発が行われており、独自に開発を進めている小型無人超音速機によってそれらを飛行実証する計画がある。現在開発が進められている M2006 機体形状は超音速飛行の実現可能性を有していることが明らかになっており、2010 年度に亜音速型プロトタイプ『オオワシ』が飛行試験を行った。

飛行試験などの飛行時には自機の対気情報を取得する必要があるため、M2006 プロトタイプにはエアデータセンサシステム(ADS)が搭載された。この ADS は亜音速専用で、強度の問題から超音速飛行には使用できない。将来的な超音速飛行試験時には高い動圧に耐え、かつ亜音速から遷音速にわたる幅広い速度領域で高い精度を維持することのできる ADS が必要となる。そこで本研究では超音速機用の ADS の開発と、運用上必要不可欠であるデータベースの構築を行った。また ADS の先端半頂角によってその計測特性が変化することが知られているため¹⁾、その調査も目的とする。これらの目的のため、風洞試験模型を使用して風洞試験を実施し、その結果の解析を行った。

2. 実験概要

ADS とは、機体の前方に突出させたプローブによってプローブ表面の圧力を計測し、そのデータを元にして機体の対気姿勢や対気速度を検出する装置である。ADS は位置誤差と呼ばれる機体の影響による計測値のずれを避けるために、一般的に図 1 のように機体前方に突出させて搭載される。試験は JAXA 所有の吹き出し式遷音速風洞にて、風洞試験模型を使用して行った。試験条件を Table.1 に示す。同表のようにマッハ数、迎角の条件を変えながら通風し、圧力を計測することで ADS の計測特性を取得する。

風洞試験模型は M2006 機体形状のノーズコーンを模した部分から、プローブを突出させた形状をしている。プローブは外径が 15mm、内径が 7mm の SUS 管である。プローブ先端は円錐形状をして

表 1: 試験条件

	迎角(deg.)	マッハ数
半頂角16deg.	-4,0,2,4,6,8	0.3~1.3
半頂角40deg.	-4,0,4,8	0.3~1.3

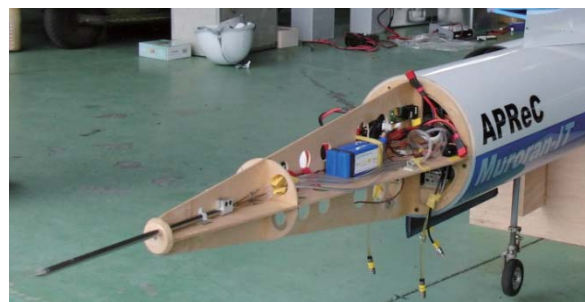


図 1: プロトタイプに搭載された ADS

おり、その側面および先端に 5 箇所、の圧力計測孔を有している。風洞試験模型の三面図を図 2 に示す。なお、同図で ADS 先端の半頂角は 16deg.である。図 3 に ADS 先端部分の拡大図を示す。圧力計測孔は先端に一箇所、半頂角がついている側面に 4 箇所あり径は 0.5mm である。側面の圧力計測孔は ADS のノーズコーンの長さを L としたときに先端から $2/3L$ となる距離に均等に配置してあり、先端は圧力計測孔を空けるために垂直に切り落としてある。

3. 実験結果

3.1 姿勢計測

飛行実験中の ADS による姿勢計測は、以下の過程で行われる。すなわち、まずプローブ表面の圧力を計測する。次に上下の圧力差を算出しデータベースを参照して迎え角を検出する。図 4 に、ADS 先端部分の模式図を示す。圧力計測孔にそれぞれ番号を付し、対応する場所で計測された圧力にはその番号を添え字として記載している。なお、先端部分の圧力計測孔 5 で計測された圧力は P_0 とする。今回の風洞試験では、議論を簡単にするため迎え角のみの変化として偏揺れ角は 0 deg.と仮定している。そのため、 P_2 と P_4 では圧力差が発生しない。

図 5 に迎え角と発生する圧力差の関係を示す。横軸は迎え角、縦軸は圧力差 ΔP を静圧 P_s で無次元化した値である。同図より、迎え角が増加すると発生する圧力差も増大し、さらに圧力差と迎え角は直線的な関係をもっていることが分かる。従って、図から近似直線を得ることで圧力差から迎え角を算出することが出来る。この迎え角と圧力差の関係を直線近似したデータを蓄積し、飛行時にはそれを参照して発生した圧力差から迎え角を検出する。

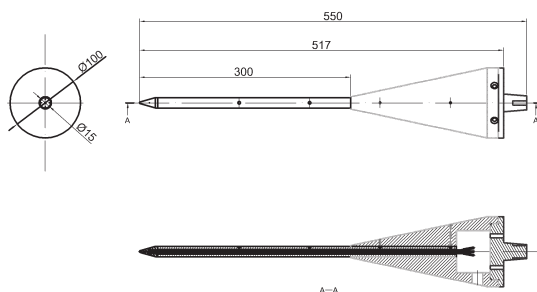


図 2 : ADS 風洞試験模型三面図 (半頂角 16deg.)



(a)半頂角 16deg. (b)半頂角 40deg.

図 3 : ADS 先端部分の拡大図



図 4 : ADS 先端部分の模式図

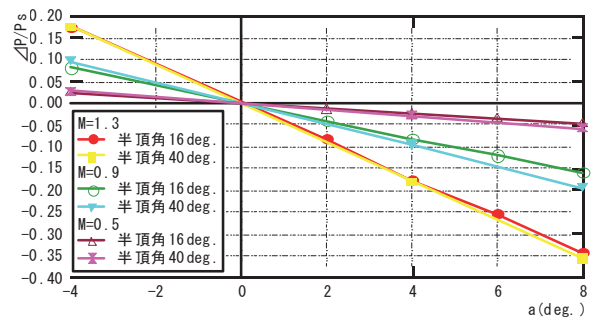


図 5 : 迎え角と圧力差の関係

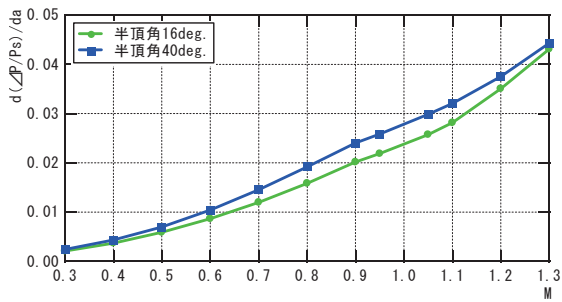


図 6：マッハ数と近似直線の傾きの関係

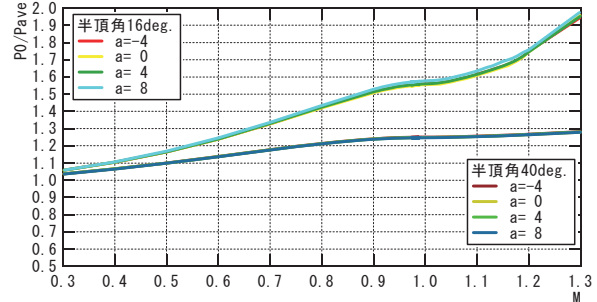


図 7：マッハ数と P_0/P_{ave} 関係

ADS による姿勢計測では、わずかな迎角変化でもより大きな圧力差が発生する場合、つまり図 5 に示した直線の傾きが大きいほど、迎角検出の誤差は小さく感度が良いと言える。図 6 に、マッハ数と直線の傾きの関係を示す。横軸はマッハ数、縦軸は近似直線の傾き $d(\angle P/P_s)/da$ であり、すなわち迎角計測の感度を示す。図より、 $M=0.3 \sim 1.3$ において半頂角 40 deg.のほう傾きは大きく姿勢計測の感度は半頂角 16 deg.よりも良いことが分かる。

3.2 マッハ数計測

ADS によるマッハ数計測は以下の過程で行われる。まずプローブ表面の圧力を計測する。次に側面 4 点の圧力を平均化し(これを P_{ave} とする)、先端で計測される圧力 p_0 を P_{ave} で無次元化する。最終的にデータベースを参照し、マッハ数を計測する。図 7 に、マッハ数と P_0/P_{ave} の関係を示す。迎角の検出と同様に、傾きが大きいほうがマッハ数計測の感度が良く、誤差が小さいと言える。図より、半頂角 16 deg の ADS は半頂角 40 deg よりも感度がよいことが分かる。

4. まとめ

本研究では、超音速機用 ADS の開発とデータベースの構築、ADS 先端半頂角の違いによる計測特性の調査を目的としてマッハ数 0.3~1.3 の条件で風洞試験を行い、その結果の解析を行った。その結果、以下のようなことが明らかになった。

- (1) 姿勢計測については半頂角 40 deg.のほうが半頂角 16 deg.よりも感度がよい。
- (2) マッハ数計測については、半頂角 16 deg.のほうが半頂角 40 deg.よりも計測感度がよい。
- (3) マッハ数計測は姿勢計測にも影響を与える。そのため、この速度領域で ADS を運用する場合マッハ数計測の感度を優先して半頂角 16 deg.を用いたほうが有利である。

参考文献

- (1) 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力を用いた機体姿勢およびマッハ数計測に関する数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.676, pp130-137, 2010.
- (2) 飯村拓哉, 吹場活佳, 上村卓也: 遷音速域におけるエアデータセンサシステムの計測特性, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2010-020, 相模原, 2011 年 1 月

小型超音速ジェットエンジンの設計

○ 湊 亮二郎(機械航空創造系科 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)

1. 背景と目的

現在室蘭工大では、小型無人超音速機による飛行実証試験の計画が進められている。この目的は次世代の革新的な航空宇宙輸送技術の創出にある。同実験機の推進エンジンとしてガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジン(GG-ATR エンジン)が考えられている。同エンジンの基本設計を行ったのでその概要を報告する。

2. 小型超音速ジェットエンジンの概念設計

2010 年度に行った内容一覧を以下に示す。

- GG-ATR エンジンの簡易サイクル解析
- 燃料及び酸化剤の検討
- GG-ATR エンジンの概念設計
- 斜流圧縮機及び二段軸流タービンの速度三角形の設計

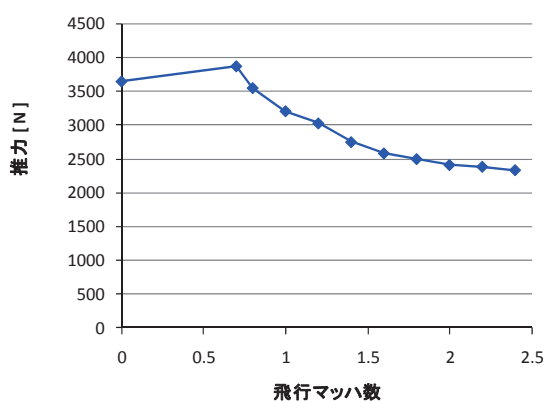


図 1 簡易解析による GG-ATR エンジンの推力

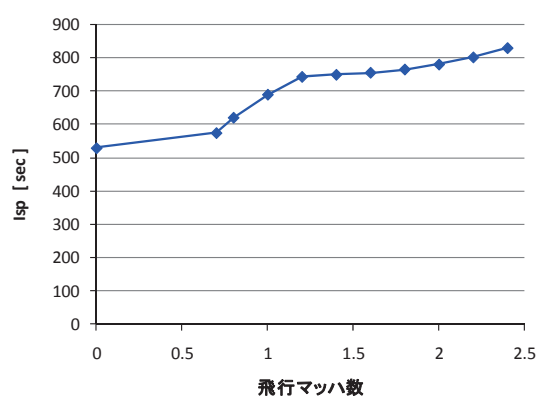


図 2 簡易解析による GG-ATR エンジンの Isp

図 1,2 は簡易サイクルによる GG-ATR エンジンの推力と Isp の予測値である。これらをベースとして GG-ATR エンジンの基本構造と推進剤の選択を行った。その結果、密度比推力によって比較した場合、エタノールを燃料に用いることが有利であることが示された。

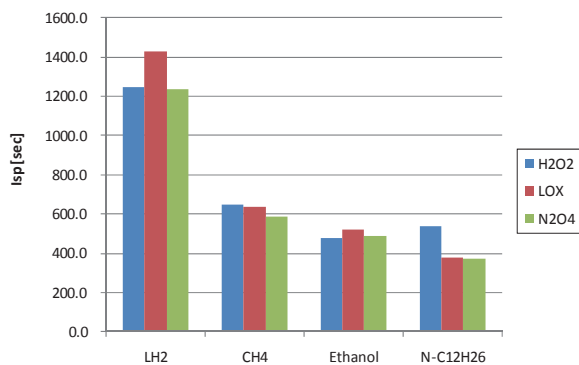


図3 GG-ATR エンジンにおける
各種推進剤の Isp の比較

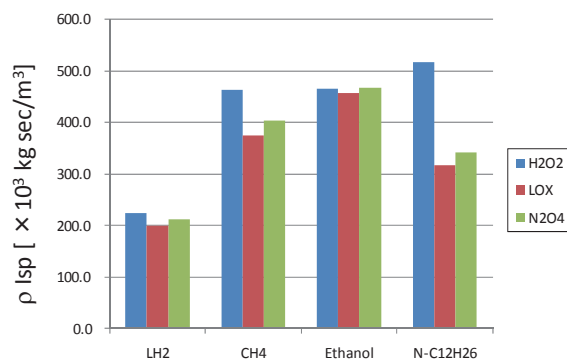


図4 GG-ATR エンジンにおける
各種推進剤の密度比推力の比

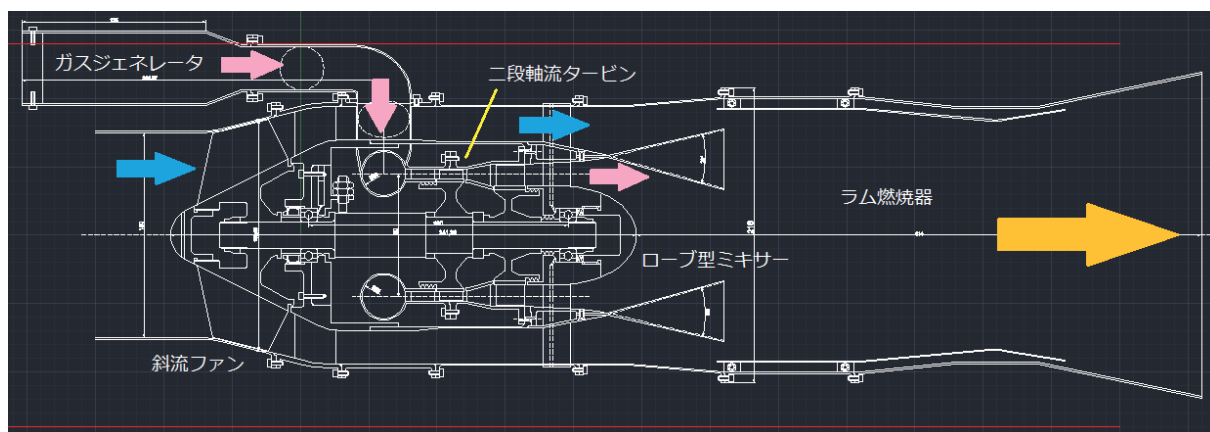


図5 GG-ATR エンジンの構造断面の概念図

これまでのサイクル解析や速度三角形検討から、GG-ATR エンジンの構造検討を行った。図3に同エンジンの構造に関する構想図を示す。

更に、ターボ機械設計ソフトウェア Axcent, Compal, Axial を導入し、ターボ機械の設計作業の迅速化、効率化を図りつつ、設計作業を進めている。今後はGG-ATRエンジンの斜流圧縮機と二段軸流タービンの形状設計を進めると同時に、回転系要素の振動解析や燃焼器などのエンジン要素の設計を進め、早期の地上燃焼試験を計画している。

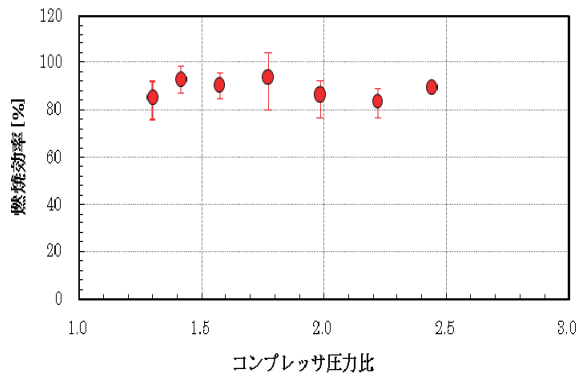


図3 J850ターボジェットエンジンの燃焼効率

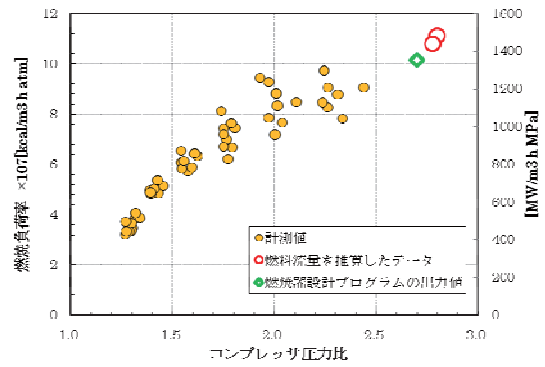


図4 J850ターボジェットエンジンの燃焼負荷率

実験による小型ジェットエンジン燃焼器性能評価では、図2に示したJ850小型ターボジェットエンジンを用いて空気流量、圧縮機圧力比、圧縮機出口温度、及びタービン出口温度などのデータを計測し、燃焼効率、燃焼負荷率、空気負荷率などの性能パラメータを整理した。

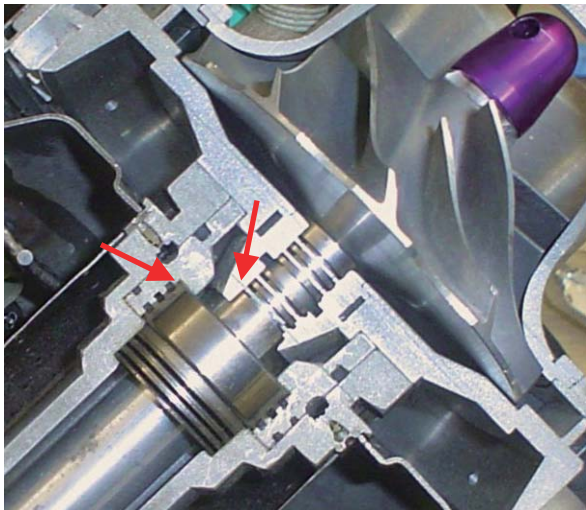


図5 軸受支持ハウジング



図6 燃料供給ニップル(赤矢印)

また2010年度には別のJ850ターボジェットエンジンをエタノール燃料に適合するように改造した。具体的にはエンジンアルミニウム部品のうち、エタノール燃料に触れる軸受支持ハウジング(図5)と燃料供給ニップル(図6 赤矢印)をステンレス部品に交換した。同エンジンは今後、エタノール燃料による燃焼試験に用いられる予定である。

参考文献

- [1] 鈴木邦夫, 田丸卓, 堀内正司, 齋藤隆 ガスタービン燃焼器 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR208(1970)

反転軸流ファンの空力特性解析

○ 湊 亮二郎(もの創造系領域 助教)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 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. 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、小型反転ファンターボジェットエンジンが想定されている。平成 21 年度までに行った反転ファン小型ターボジェットエンジンの概念設計を元に、反転ファンのリグ試験機的设计・製作を進めている。今後は反転ファンリグ試験機による反転ファン性能の計測を試みる。

2. 反転ファンリグ試験機

2010 年度に行った研究内容は、以下の通りである。

反転ファンリグ試験機用の速度三角形及びモーター出力の検討

3 孔ピトー管トラバース装置などの計測システムの整備

試験機収納ボックスの設計製造

リグ試験機本体の設計製造

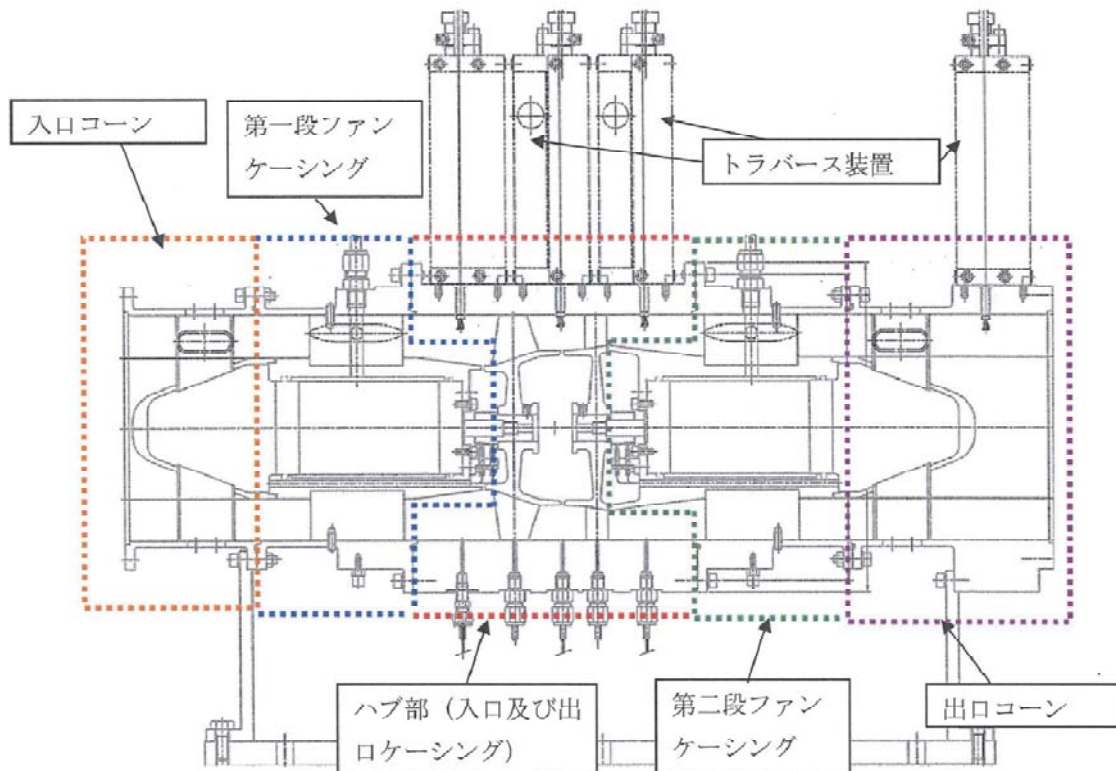


図1 製作中の反転ファンリグ試験機

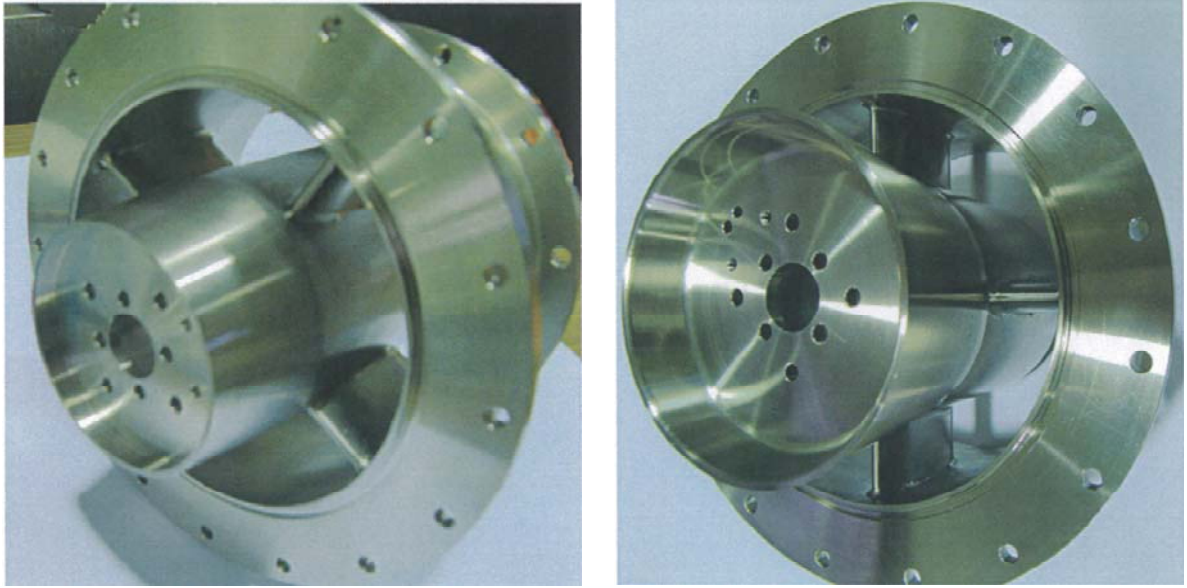


図2 第一段ファン(左)及び第二段ファン(右)のケーシング

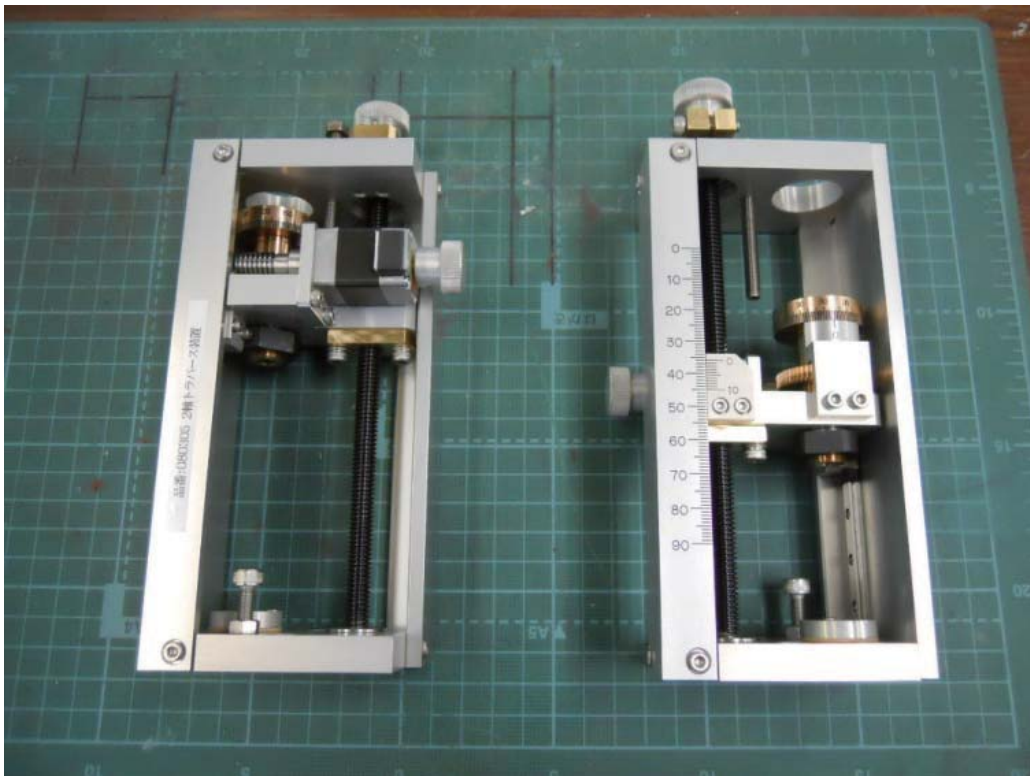


図3 3孔ピトー管トラバース装置

今後の試験計画として、ファンブリスクの設計製造と本体組立がある。それを終えたのちリグ試験機の試運転、計測システムの確認を経て本格的なファンの性能試験を行う。最終的には二段ファンにおける衝撃波損失の影響を計測して、CFD解析を照らし合わせる。

アルミニウム/水系反応における高圧水素発生の研究

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(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

石川 昂紀(航空宇宙システム工学専攻 M2)

○ 近藤 光輝(機械システム工学科 B4)

1. 緒言

本学ではアルミニウム(以下 Al とする)と水の反応から多量の水素を継続的に生成し、安全に運用できる宇宙機推進システムとして利用する研究を進めている。この反応を化学反応式で表すと、 $2\text{Al}+6\text{H}_2\text{O}\rightarrow 2\text{Al}(\text{OH})_3+3\text{H}_2$ となる。化学式から見てわかる通り、生成物が水酸化アルミニウムと水素のみなので、このシステムは人体に無毒であるといえる。また水素分子は非常に小さいため、水素をタンクに貯蔵した場合は漏れてしまう可能性がある。しかし、Al/水系反応を利用したシステムは人工衛星内で水素を適宜生成することができるため、長期間水素を貯蔵する必要がない。

しかし、宇宙機推進システムは決められた時間に姿勢制御の噴射を行うため、推進システムには即応性が求められる。一方、Al/水系反応を利用したシステムは Al 表面に酸化被膜が存在するため、即応性は高くない。そのため従来の研究では誘導期(Al と水との反応で水素が生成するまでの時間)を短縮するために機械的攪拌による酸化被膜の除去が行われてきた。しかし、機械的攪拌を行うと重量増加、システムの複雑化という問題が生じるので、今後は機械的攪拌操作が不要な水素製造法が望まれる。

その方法として、Al と他金属を組み合わせた Al 合金を使用する方法が現在注目されており、ある種の Al 合金は水に浸すと容易に水素が生成されると報告されている。

本研究では Al/水系反応により発生した水素を利用する宇宙機推進システムの確立のため、効率よく水素が発生する種々の Al 合金を調製し、Al/水系反応での高圧水素製造および誘導期短縮等を達成するための基礎実験を実施した。

2. 実験方法

2.1 実験装置は図 1 のガラス系反応容器を用いた。また、試料は Al と Al 合金 6 種類を用いた。Al 合金はアルミニウム(Al)、スズ(Sn)、ビスマス(Bi)、鉛(Pb)、亜鉛(Zn)による鑄造金属を細かく削った粉末試料である。それぞれの比率は Al-100%、Al-60%Sn、Al-60%Bi、Al-60%Pb、Al-60%Zn、Al-20%Sn-10%Bi、Al-48%Sn-20%Bi である。図 2 に本研究で使用した Al 合金の代表例として、Al-20%Sn-10%Bi 合金粉末の写真を示す。



図 1 ガラス製反応容器

2.2 Al 合金の非メカノケミカルによる水素製造(開放系)

Al または Al 合金粉末 5g、蒸留水 80ml を反応容器に入れる。

反応温度は室温、60℃付近および 95℃付近の温度でそれぞれ水素生成量が一定になるまで保持した。生成した水素の体積はメモリ付きの捕集管を用いて水上置換にて計測した。

2.3 Al合金の非メカノケミカルによる高压水素製造(密閉系)

高压水素製造には図3のオートクレーブを用いた。AlまたはAl合金粉末5g、蒸留水80mlを耐圧反応容器に入れる。反応温度は90℃とした。生成した水素の圧力はオートクレーブに設置されている圧力計で計測した。



図2 Al-20%Sn-10Bi

3. 実験結果

3.1 Al合金の非メカノケミカルによる水素製造(開放系)

各試料の水素生成量と誘導期を表1に示す。試料5g当たりの水素生成量の順序はAl-48%Sn-20%Bi> Al-20%Sn-10%Bi> Al-60%Zn > Al-60%Sn> Al-100%> Al-60%Bi> Al-60%Pbであった。また、単位Al重量当たりの水素生成量の序列はAl-48%Sn-20%Bi> Al-60%Zn > Al-60%Sn> Al-20%Sn-10%Bi> Al-100%> Al-60%Bi> Al-60%Pb でありAl-48%Sn-20%Biが最も多く、理論水素生成量の86%の水素が生成した。また誘導期の短い順序はAl-48%Sn-20%Bi> Al-20%Sn-10%Bi> Al-60%Sn> Al-60%Bi> Al-60%Zn> Al-60%Zn= Al-100%であった。また、Al-48%Sn-20%Bi、Al-20%Sn-10%Biの2種類は水と激しく反応し、短時間で水素が多量に生成された。このことからAlへのSnとBiの添加により酸化被膜が生成しない利点以外に、内部まで水の浸入を容易にする作用があると考えられる。



図3 オートクレーブ

表1 AlおよびAl合金の水素生成量と誘導期

	Al;5g中のAl含有量[g]	理論水素生成量[Nml]	水素生成量[Nml]	Al当水素生成量[Nml/g-Al]	誘導期[min]
Al(攪拌あり)	5	6500	1306(20%)	261	70
Al-60Pb	2	2600	232(9%)	116	70
Al-60Zn	2	2600	1625(63%)	813	40
Al-60Bi	2	2600	550(21%)	275	1.5
Al-60Sn	2	2600	1596(61%)	798	0.8
Al-20Sn-10Bi	3.5	4550	1767(39%)	505	0.7
Al-48Sn-20Bi	1.6	2080	1785(86%)	1116	0.5

(%)は理論水素生成量に対する水素生成量の割合

3.2 AlおよびAl合金の非メカノケミカルによる高压水素製造(密閉系)

一般的に化学反応は圧力によってさらに進行する。しかし、開放系の実験(試料5g)においてAl-48Sn-20Biは理論水素生成量の86%まで水素を生成しており、未反応のAl量は14%のみであった。そのため高压水素製造実験においては、水素生成量は2番目(1767Nml)ではあるが理論水素

生成量の39%と未反応のAl重量が61%と多かったAl-20%Sn-10%Biを用いた。またAl-20%Sn-10%Biでは水との反応性が良く急速に水素が発生するため、装置密閉後にサンプリング用配管から水を迅速に供給した。このとき約10mlの蒸留水が損失するため、他の試料の場合より10ml多い90mlとした。

Al:5g,蒸留水:80ml(メカノケミカル)、Al:5g,蒸留水:80ml(非メカノケミカル) およびAl-20%Sn-10%Bi,5g,蒸留水:80ml(非メカノケミカル)での水素ガス圧力の経時変化を図4に示す。最終的な水素ガス圧力の序列はAl-20%Sn-10%Bi(非メカノケミカル) > Al(メカノケミカル) > Al(非メカノケミカル)となった。Al-20%Sn-10%Bi(非メカノケミカル)とAl(非メカノケミカル)とを比較すると約8倍の水素ガス圧力となっていた。このことから、非メカノケミカル反応によるAl-水系での高圧水素製造において、Al-20%Sn-10%Biを使用することは極めて有効であるといえる。

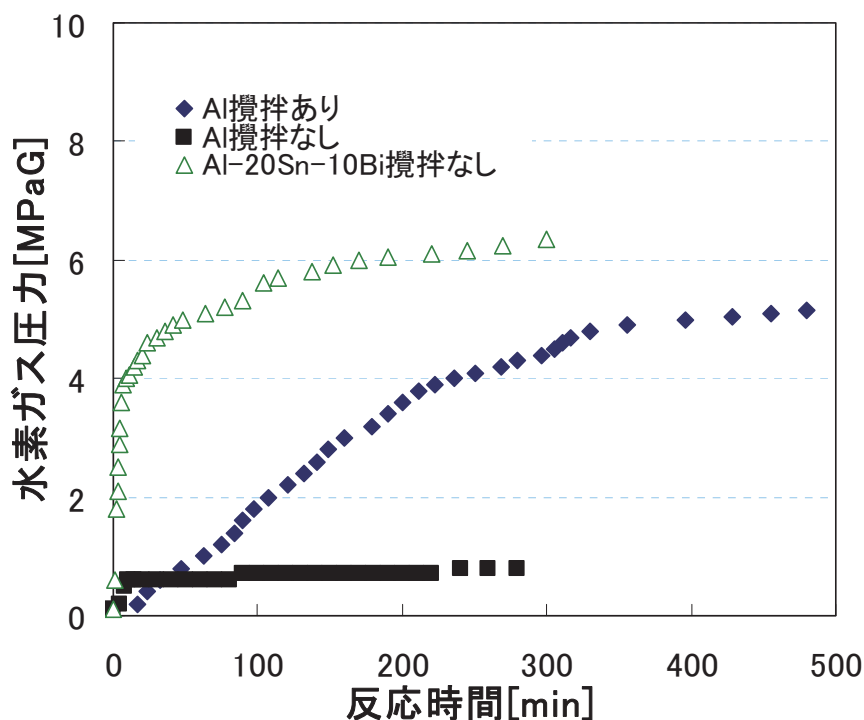


図4 Al(攪拌ありなし、5g)またはAl-48Sn-20Bi(攪拌なし、5g)の水素ガス圧力の経時変化

4.まとめ

本研究では効率よく水素を製造できる種々のAl合金を調製し、Al/水系反応での高圧水素製造および誘導期短縮等に応用するための基礎データの収集を実施した。

この結果、非メカノケミカルでの常圧水素生成量(開放系)はAl-48%Sn-20%Biが最も多いことが明らかとなった。また、Alを合金化することで誘導期が大幅に短縮されることが明らかとなった。さらにAl-48%Sn-20%Bi合金で高圧水素製造試験(密閉系)を行ったところ、純Al(攪拌あり)よりも高い圧力を得ることが確認できた。

したがって、Al合金はAl/水系反応を利用した宇宙機推進システムに適用できる可能性が極めて高いといえる。

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(金属の触媒効果について)

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(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)

前田 大輔(航空宇宙システム工学専攻 M2)

1. 緒言

極超音速機用空気吸込み式エンジンの燃料として EF(Endothermic Fuel, 熱分解吸熱反応燃料)が注目されている。これは EF が高温条件下で熱分解する際生じる化学的吸熱量をエンジンや機体の冷却に利用することで液体水素 LH₂ に迫る冷却能力を有することが指摘されているためである。

本センターでは、ケロシン系ジェット燃料の主成分であるメチルシクロヘキサン(MCH)に着目し EF 燃料としての熱分解特性および分解時吸熱量の定量評価を実施してきた。この中で、MCH の熱分解による吸熱作用は 900[K]以上の高温領域で確認されたが、エンジンに適用する場合にはより低温で吸熱作用の利用が望ましい。また、基礎実験の結果、MCH の熱分解機構は 2 種類に大きく分類でき、吸熱作用を最も示す脱水素反応を促進させる必要があることが判明した。

そこで本研究では、低温で適切な分解反応を促進させるため、MCH 熱分解に対して適切な金属触媒を見出すことを目的とした基礎実験を実施した。

2. 実験装置と条件

2.1 実験装置

本実験で使用した実験装置である固定床流通式反応装置を図 1 に示す。実験時には MCH はバブラーで気化された後、不活性ガス(N₂)に同伴され、電気炉で加熱した反応管に導入して熱分解する。熱分解後のガスは反応管下流に設けたガスサンプリング口より採取され、FID ガスクロマトグラフにより成分分析が行われる。金属触媒は反応管の中に設置され、電気炉により加熱されている。

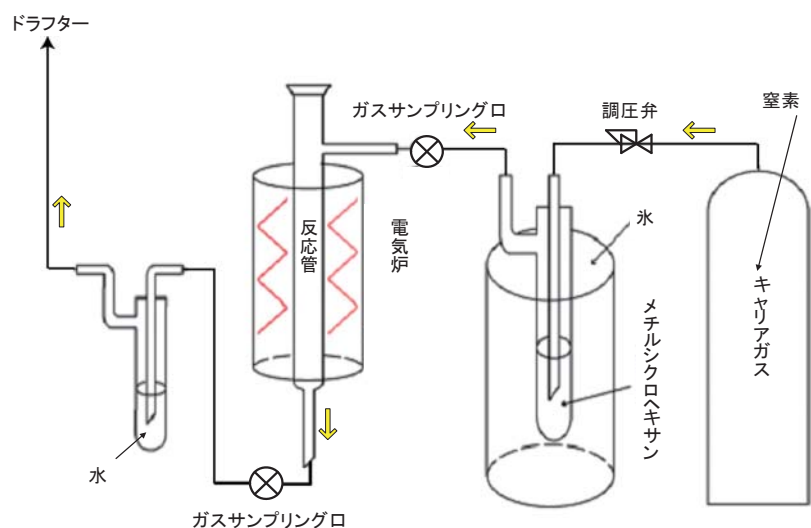


図 1 実験装置外観

2.2 実験条件

本実験条件を表 1 に示す。実験では触媒なしの条件を基準として、各金属触媒の影響を評価する。本実験では MCH 熱分解促進のための金属触媒に脱水素触媒として知られる純 Ni 触媒, Ni/SiO₂ 触媒, Pt/Al₂O₃ を選択し、各触媒の活性および分解生成物の選択性について評価し適切な熱分解をより促進する触媒能力を比較する。

3. 実験結果

図 2 に触媒なしおよび各触媒を用いた条件での反応温度と MCH 反応率の関係を示す。反応率とは MCH の分解割合を示す値である。MCH は触媒なしの場合には約 550[°C]から分解を始める。一方触媒を用いた場合、純 Ni 触媒では約 100°C, Ni/SiO₂ 触媒では約 300°C, Pt/Al₂O₃ 触媒では約 400°C 低い温度から分解を始めることが確認された。また、Pt 系触媒の方が Ni 系触媒よりも高活性であることが確認された。

図 3 に各触媒のトルエン選択率(分解生成物中の割合)を示す。トルエンは吸熱量の多い脱水素反応時に生成されるものであり、トルエン選択率が高いほど吸熱効果が大いと考えられる。同図から、約 200[°C]~350[°C]の範囲で Pt/Al₂O₃, Ni/SiO₂ 触媒は高いトルエン選択率を示していた。

図 2, および図 3 の結果より、低温にて高い反応率, トルエン選択率を有する触媒は Pt/Al₂O₃ であり、白金系触媒が MCH の吸熱作用促進のための金属触媒として適していると考えられる。

4. 結言

本研究では、MCH の脱水素反応を促進させる金属触媒を見出すことを目的として加熱実験を実施した。実験の結果、白金系金属が脱水素反応を低温で促進させる触媒として有効であった。今後は白金系金属の触媒を利用した熱分解時吸熱量の定量評価を実施する予定である。

表 1 実験条件

	触媒			
	なし(無触媒)	純Ni	Ni/SiO ₂ (50wt%)	Pt/Al ₂ O ₃ (0.5wt%)
試料	MCH			
キャリアガス	N ₂			
キャリアガス流量 (ml/min)	20			
MCH質量流量 (g/min)	1.55 × 10 ⁻³			
MCHモル流量 (mol/min)	1.59 × 10 ⁻⁵			
触媒重量 (g)	※	4.5	2.0	2.0
反応管	石英ガラス管			
MCH蒸気圧 (kPa)	1.8 (0°Cでの蒸気圧)			
実験温度 (°C)	300~750	200~750	200~600	100~750

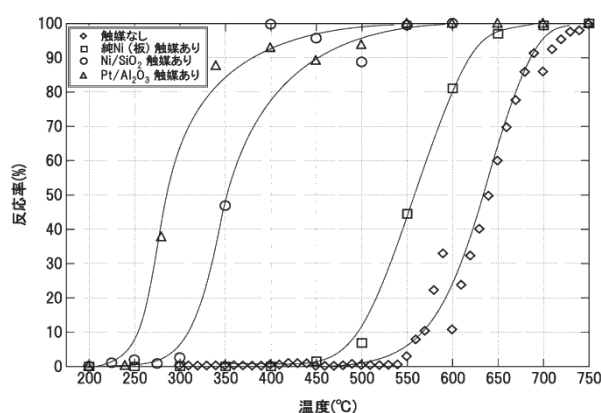


図 2 MCH の各温度での反応

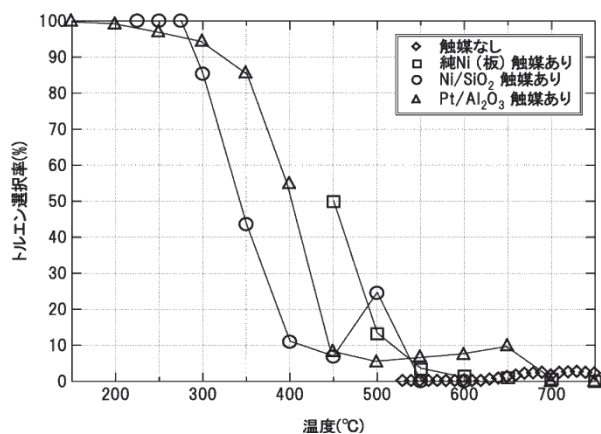


図 3 各触媒のトルエン選択率

バイオエタノールの材料適合性に関する研究(特にアルミ合金について)

笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

○ 寺田 利幸(航空宇宙システム工学専攻 M1)

1. 緒言

近年、次世代宇宙輸送機用燃料としてバイオエタノールが注目を集めている。バイオエタノールは液体窒素と比べて高密度なので機体の小型化につながり、常温液体であることから取り扱いと貯蔵性に優れ、さらに低コストであるという利点を有する。また、カーボンニュートラルであることから、温室効果ガスの増加が起きないという利点もある。

しかし、バイオエタノールを燃料としたロケットエンジンの開発実績は世界的にもなく、燃焼特性、冷却特性、材料適合性などの基礎的なデータが不足している。このうち材料適合性については、昨年度に行われたバイオエタノールとロケットエンジン材料との適合性評価試験で、アルミニウム合金(A6061)の腐食が確認された。この反応は式(1)で表されるアルコキシド反応によるものであり、温度依存性及び圧力依存性を有することが確認された¹⁾。しかしこれらの依存性についての定量的な評価には至っていない。



本研究ではバイオエタノールとアルミニウム合金(A6061)の反応速度の温度依存性、圧力依存性の定量評価を行い、今後の設計指針とすることを目的として、オートクレーブによる高温高圧試験を行った。

2. 試験条件・試験装置

本研究で行った試験の試験条件を表1に、使用した試験装置概要を図1に示す。試験時間は試験片の反応が観察できるよう調整し、2minとした。試験方法は、まず試験片とバイオエタノールをオートクレーブの加圧部に入れ、GN₂により置換・加圧する。その後、電気ヒータにより試験温度まで加熱する。なお、本試験装置の仕様は以下の通りである。

供給圧力:0.1~15MPaA(安全弁 20MPaA)

加熱温度:常温~約 550K(オートクレーブ加熱上限温度 573K)

加圧部容積:約 100ml

表1 試験条件

試験温度[K]	約310~510
試験圧力[MPaA]	蒸気圧, 約5, 約10
試験時間[min]	2

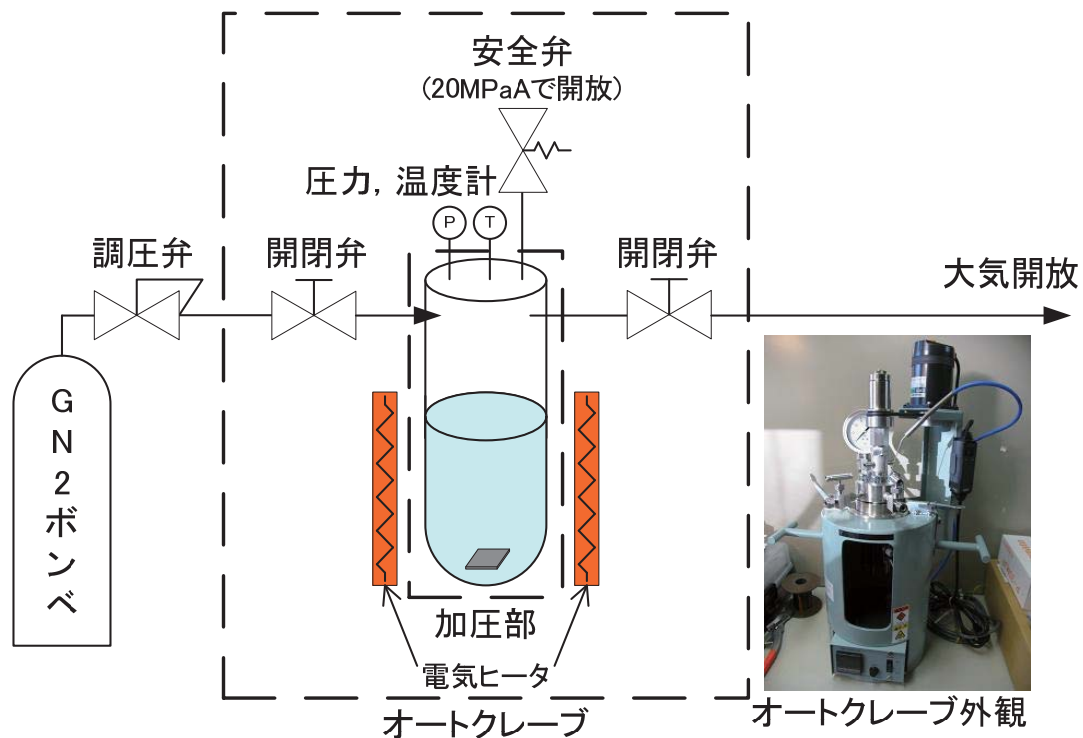


図1 材料適合性試験装置概要

3. 試験結果概要

本研究ではバイオエタノールとアルミニウム合金(A6061)の反応速度の定量評価を目的として、オートクレーブによる高温高压試験を実施した。試験結果を図2に示す。図中の数字は試験片の質量変化である。本研究の結果により以下の知見を得た。

- 反応が起こった試験片(図2)には、腐食孔と白い付着物が確認された。この白い付着物はアルコキシド反応によるアルミニウムエトキシドである。
- 図3より、温度が上がるにつれ試験片の質量変化が増加しており、圧力が10MPaGでは温度が20K上がると反応速度が約130倍に、蒸気圧では約5.8倍になることが判明した。
- 10MPaGの結果に比べ、5MPaGの反応が大きいことから、圧力依存性には反応のピークが存在する可能性がある。
- 試験温度380K以下では、反応が見られなかった。
- 試験片の個体差による誤差が確認された。

以上から圧力依存性では、単純に圧力が高くなるにつれ反応が激しくなるわけではないことが分かり、反応の傾向を把握できた。温度依存性では、反応速度の変化を定量評価することができた。また材料適合性における材料選定の設計指針を得た。



試験前



試験後

図2 試験片外観

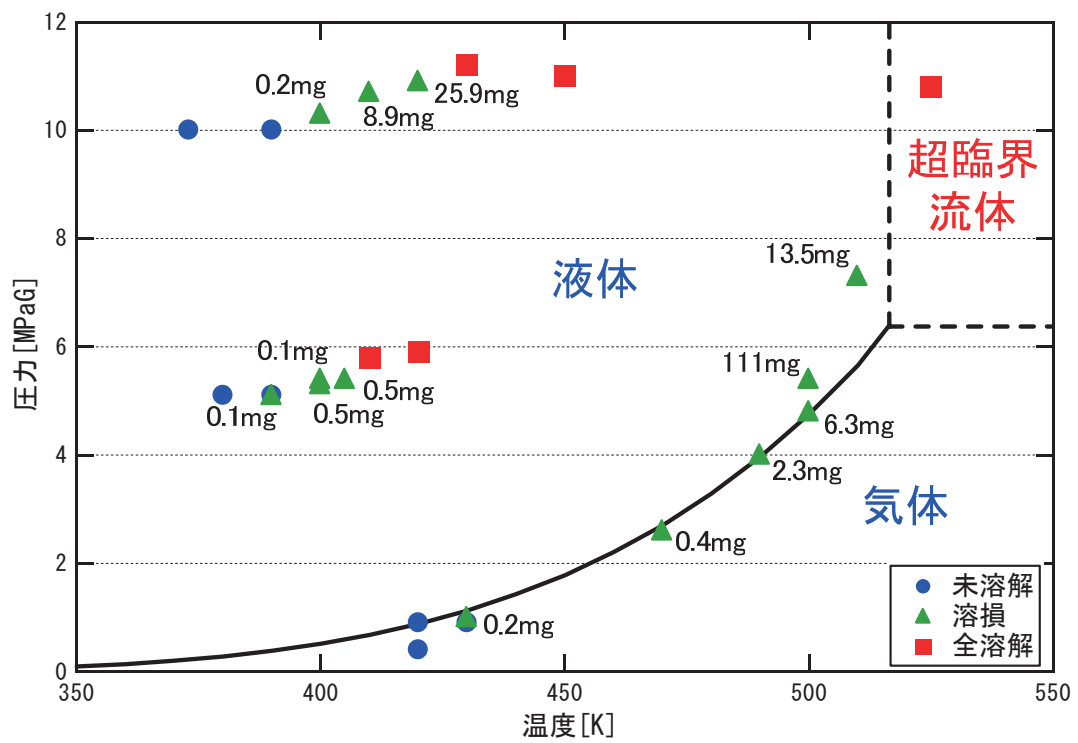


図3 圧力と温度による反応の様子

4. 参考文献

- (1) 笹山容資, 杉岡正敏, 東野和幸, 東伸幸, 平岩徹夫, 沖田耕一: バイオエタノールロケットエンジンの材料適合性に関する実験的研究, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 日本航空宇宙学会, 2010年11月.

冷却剤としてのバイオエタノール分解特性に関する研究

- 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)
- 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(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
- 寺田 利幸(航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 牟田 龍平(機械システム工学科 B4)

1. 緒言

宇宙開発の更なる発展へ寄与するため、ロケットエンジンには低コスト化、信頼性の向上が求められている。また、近年の地球温暖化等の環境問題に考慮し、環境負荷の低減を図る必要がある。これらを解決するための新たな液体ロケット燃料として、バイオエタノールが注目を集めている。バイオエタノールは比較的高密度な常温液体であり、取り扱いが容易で毒性も有していない。また、植物等のバイオマスを原料とし製造されているため、温室効果ガスである二酸化炭素の増加に影響しない。しかし、バイオエタノールを燃料としたエンジンは過去に実用化されていなく、エンジン設計に必要な基本的特性が解明されていない。

本研究では、バイオエタノールエンジン実現のために必要な基本的特性の一つである冷却特性に注目した。これはロケットエンジン低コスト化の実現に有力なエンジン再使用化に必要と考えられる再生冷却特性を解明することが重要なためである。本稿では、冷却特性評価のうち再生冷却の冷却剤としてのバイオエタノール利用可能範囲の特定および 1 次元熱伝達推算による再生冷却性能推算結果について述べる。

2. 冷却剤として利用可能範囲の特定

2.1 熱分解特性評価実験の概要

バイオエタノールは高温になると熱分解し、これに伴う煤の発生により再生冷却溝への付着による冷却性能の低下や燃料流路の狭窄等の問題が生じる可能性が示唆された。そこで本実験では、バイオエタノールの熱分解特性および、熱分解に影響を与える金属の触媒効果を解明するために準静的環境にて加熱実験を実施した。実験装置を図 1 に、実験条件を表 1 に示す。

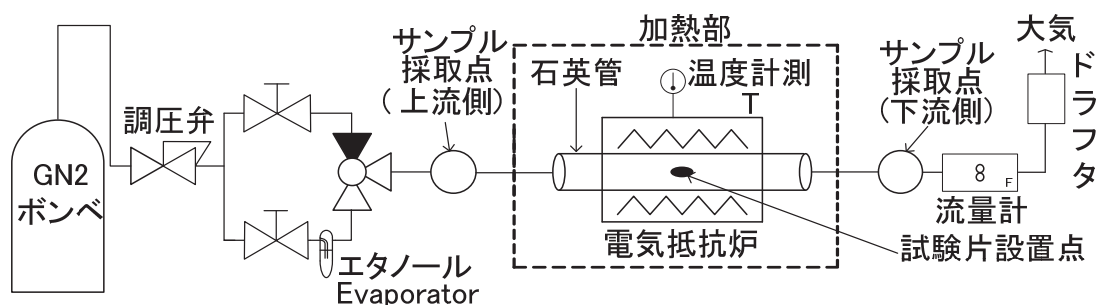


図 1 実験装置概要

表 1 実験条件概要

試験目的	試験温度	試験片	試験時間
熱分解開始温度の特定	600～700K間で 10K毎	-	各温度20分
触媒効果確認	400～560K間で 10K毎	Inconel600, SUS316, OMC, OFHC, Inconel600+金, OMC+金(1μm)	
コーキング評価	900K	Inconel600, OMC	80分
触媒劣化確認	750K, 900K	Inconel600, SUS316, OMC, OFHC, Inconel600+金, OMC+金(1μm)	各温度80分

2.2 熱分解特性評価実験結果

表 2 に実験より得られた各条件でのバイオエタノール熱分解開始温度を示す。この結果より、ロケットエンジン再生冷却溝ではバイオエタノールは約 500K より熱分解を生じる可能性が示唆された。また、熱分解が生じた実験後の金属試験片表面には炭素成分の析出も確認されたため、熱分解反応に伴いコーキングが発生することが確認された(図2参照)。なお、本実験ではバイオエタノールの供給流量は 0.0016[mℓ/min]と極少量であるため、コーキング量などの定量評価までは至っていない。

表 2 バイオエタノールの熱分解開始温度(実験圧力約 0.2[MPaA])

試験片	触媒効果による熱分解開始温度
エタノール単体	650～660K
Inconel600	約550K
OMC	約540～550K
SUS316	約500K
OFHC	約490K
Inconel600+金	約450K
OMC+金	

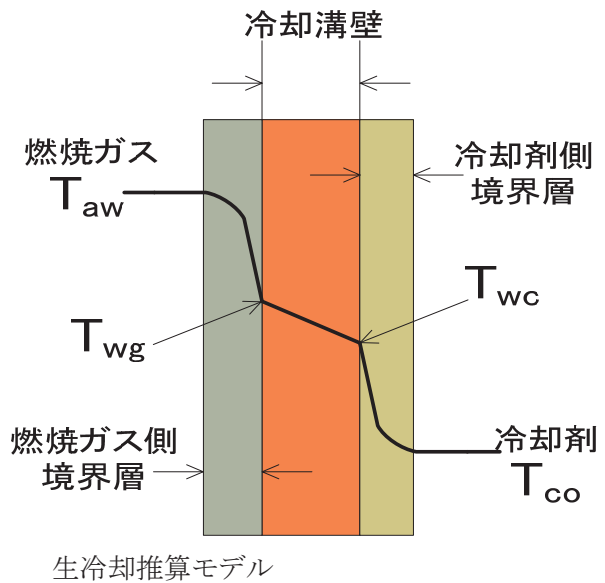


図 2 コーキングの様子(Inconel600)

3. 再生冷却性能の推算

本推算では、本センターにて設計中である推力 600kg 級バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器形状を利用し、再生冷却によるバイオエタノールの温度上昇および冷却性能評価を実施した。推算モデルは図 3 に示す 1 次元の計算モデルを利用し、燃焼器複数断面にて熱伝達計算を実施した。

推算の結果、バイオエタノールの温度上昇は約 100[K]であった。そのため、本推算結果では、バイオエタノールは熱分解開始温度まで上昇しておらず、コーキングが発生しないと考えられる。ただし、エンジン燃焼器形状等により、この推算結果は変わるため、再生冷却を適用する場合には各エンジンで検討する必要がある。



4. 結言

本研究では、バイオエタノールの冷却特性に着目し、バイオエタノールの冷却剤としての利用可能範囲の特定、および再生冷却性能の推算を実施した。その結果、バイオエタノールの冷却剤としての利用可能温度は約 500[K]以下であり、本センターにて設計中の推力 600kg 級バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器に適用した場合には約 100[K]の温度上昇が見込まれた。

今後は詳細な熱分解機構やコーキングの定量評価を実施し、コーキング発生時のエンジンへの影響評価や、詳細な冷却性能評価を実施する予定である。

バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼室, および噴射器の検討

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 緒言

宇宙開発の更なる発展へ寄与するため, ロケットエンジンには低コスト化, 信頼性の向上が求められている. また, 近年の地球温暖化等の環境問題に考慮し, 環境負荷の低減を図る必要がある. これらを解決するための新たな液体ロケット燃料として, バイオエタノールが注目を集めている. バイオエタノールは比較的高密度な常温液体であり, 取り扱いが容易で毒性も有していない. また, 植物等のバイオマスを原料とし製造されているため, 温室効果ガスである二酸化炭素の増加に影響しない. しかし, バイオエタノール推進系の実現には技術課題があり, エンジンシステム成立性や, 燃焼特性, 冷却特性, 材料適合性等の基盤技術が挙げられる.

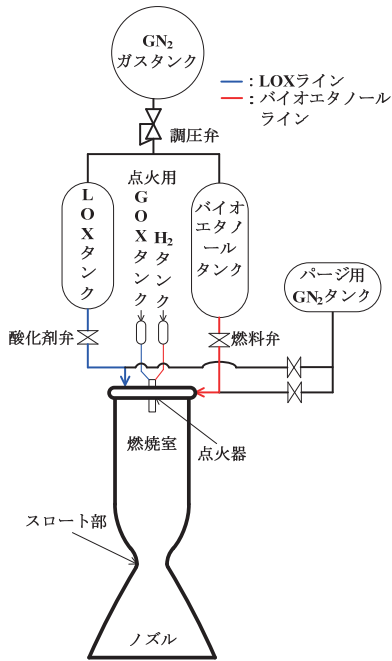
そこで, 本センターではエンジンシステム成立性評価を目的とし, 推力 600kg 級エンジンの設計を行っている. 設計されたロケットエンジンはエンジンシステムの成立性評価の後, 本センターで所有している高速走行軌動装置の推進器として利用する予定である.

本稿では, バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器および噴射器の設計結果について述べる.

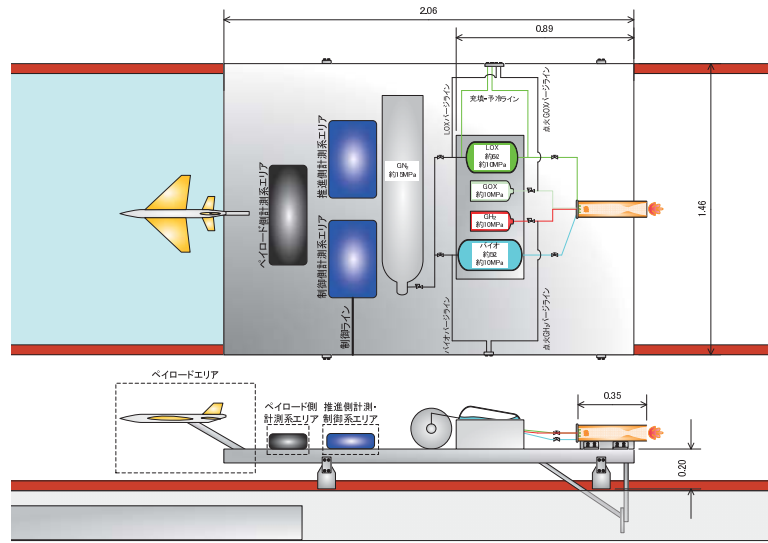
2. 研究方針

バイオエタノール/LOX ロケットエンジンの研究方針は下記の通りである.

- 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 バイオエタノールを燃料とした再生冷却エンジンの特性を研究する. ただし, 初号機は短秒時燃焼での燃焼特性評価のため, 無冷却式とする(図 1(a)を参照).
- ③ 基礎研究から得られた知見(バイオエタノール特有の材料適合性等)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). 搭載時イメージは図 1(b)参照のこと.



(a)エンジンサイクル



(b)高速走行軌道装置搭載イメージ

図1 バイオエタノール/LOX ロケットエンジン概要

3. 燃焼室および噴射器の設計

3.1 燃焼室の設計内容

本設計では、理論性能計算結果を元に燃焼室ない形状を設計した。燃焼室部材の肉厚は5秒間燃焼時の温度上昇を抑え、熱応力に耐えうるよう設計しており、繰り返し応力に対しても安全率4として約10回程度の燃焼に耐えうると予測された。

3.2 噴射器の設計

噴射器は図2に示す3点異種衝突型を選定した。噴射器形状の設計では最適モーメント比の検討結果および共同研究として実施した噴射器エレメント単体燃焼試験結果を反映し、決定した。

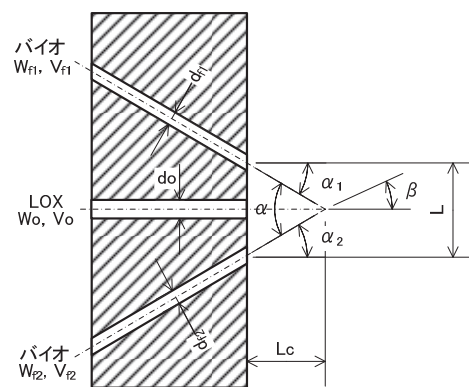
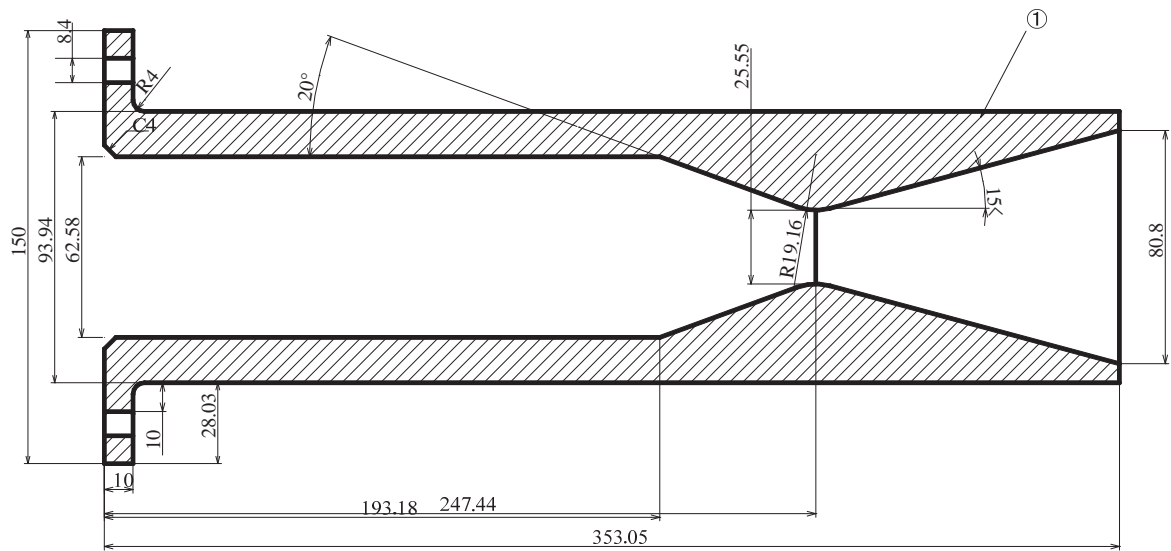


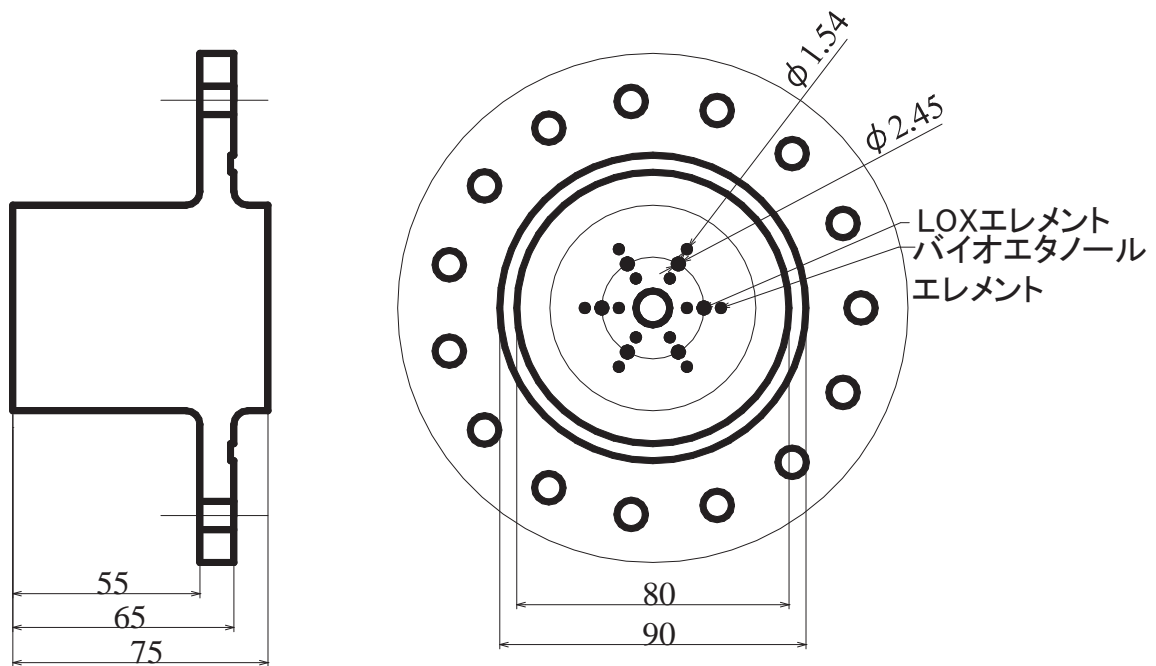
図2 3点異種衝突型
噴射器概念

3.3 燃焼室および噴射器の設計結果

設計した燃焼室および噴射器を図3に示す。同図より、エンジン燃焼器(燃焼室+噴射器)でも全長約450[mm]以内、最大径約150[mm]に収まることがわかる。



(a) 燃焼室



(b) 噴射器

図3 燃焼室および噴射器設計結果

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バイオエタノール LOX ロケットエンジン燃焼室および噴射器の設計を実施した。今後は設計エンジンを製作し、エンジン燃焼実験によりエンジンシステムの成立性評価を実施する予定である。

バイオエタノールエンジンの研究(燃焼実験)

(株)IHI, (株)IHI エアロスペースとの共同研究 平成 22 年 11 月—平成 23 年 3 月

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 緒言

近年の地球温暖化等の環境問題を考慮し、宇宙機推進系開発にも環境適合性が求められ、環境負荷の小さいロケットエンジンが注目を集めつつある。このロケットエンジン燃料として本センターではクリーン燃料であるバイオエタノールに注目し、バイオエタノールロケットエンジンの研究を行っている。しかし、バイオエタノールを燃料としたロケットエンジンは過去に実用化されておらずエンジン性能に与える基本的特性が得られていない。

そこで、本研究では基本的特性の一つである燃焼特性に着目し、バイオエタノール/LOX 3 点異種衝突型噴射器エレメントの亜臨界、超臨界燃焼特性を把握することを目的として燃焼実験を実施した。実験では、噴射器エレメントの設計パラメータである衝突角度やモーメントム比(運動量比)が着火・定常燃焼時諸特性に及ぼす影響を評価した。

2. 試験方法概要と供試体

2.1 供試体

供試エレメントの形状概要を表 1 に、3 点異種衝突型エレメントの概要を図 1 に示す。同表より、供試エレメントは Be-I をノミナル形状として、衝突角度、およびモーメントム比が与える影響を評価するため各設計パラメータの値を変更した形状を用意した。本実験では、推進薬の供給条件を一定にしたうえで設計パラメータの影響を評価するため、モーメントム比の変化は噴射器エレメント径の変化による流速変化を利用して与えた。

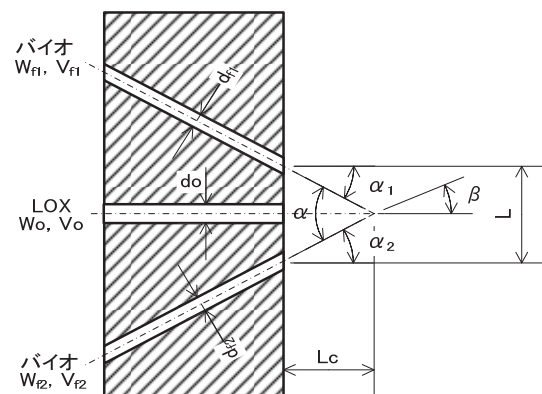


図 1 3 点異種衝突型噴射器概念

表 1 噴射器エレメントの形状概要

種別	形状概要
Be I	ノミナル形状
Be II	衝突角大：図 1 中 α が他エレメントより大
Be III	モーメントム比大：他エレメントと流路径が異なる

※表中の衝突角度は図 1 の α である

2.2 試験装置と試験方法概要

本実験装置を図 2 に示す。装置を隔て両側から燃料、酸化剤が供給される。また、供試体の両側面は可視計測用の石英ガラスがあり、両側から高速度カメラやデジタルカメラによる可視計測が行えるようになっている。

本実験では、燃料としてバイオエタノール、酸化剤として LOX(液体酸素)を用いた。また、可視化窓および燃焼室の冷却のため、GN₂ を燃焼室内に供給している。燃焼圧力および混合比を変えて実験を実施し、高速度ビデオカメラ HSV1(カラー)、HSV2(モノクロ)およびデジタルカメラにより、推進薬の噴霧状況や燃焼状況等の把握を目的とした撮影を実施した。また、それぞれのカメラでは、燃焼による光を計測する”可視光計測”，バックライトを当て、流体の影を計測する”シャドウグラフ”を実験によって切り替えて計測を行った。



図 2 燃焼実験装置外観

3. 試験結果

3.1 試験結果概要

本実験では、燃焼特性評価目的であるバイオエタノール/LOX による燃焼実験と噴霧状況確認のためのバイオエタノール/水噴射実験を実施した。燃焼実験は計 15 回実施し、全実験で良好な燃焼を確認した。燃焼時の様子を図 3 に示す。

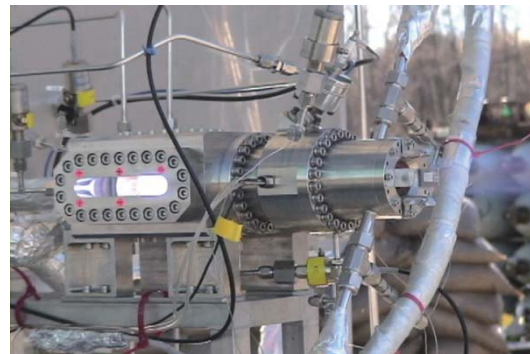


図 3 燃焼の様子

3.2 衝突角度の影響

各エレメント衝突後の噴流の拡がり角比較結果を図 4 に示す。同図より、エレメント Be I と Be III では拡がり角度に差はほとんど確認されないが、Be II では拡がり角度が 98.6° あり、他エレメントと比較して大きい値を示していた。

以上の結果より、衝突角度は推進薬の混合及び微粒化に対する影響が大きく、モーメント比も微粒化に影響する。

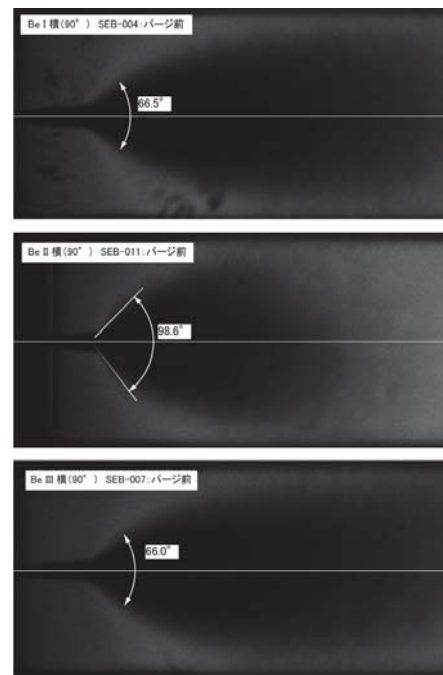


図 4 衝突後の噴流拡がり角度

3.3 モーメントム比の影響

図 5 にモーメントム比と特性排気速度効率 η_{C^*} の関係を示す。図中 LOX 供給圧力ブーストアップの各エレメントの η_{C^*} の値を比較した。その結果、モーメントム比は約 1.85 で η_{C^*} が最大値となっていることがわかる。このモーメントム比の値は文献から求めた供試エレメントの混合効率が最大となる最適モーメントム比の値であった。この結果より、文献から求められるモーメントム比と η_{C^*} の関係がバイオエタノール/LOX 推進薬でも成り立つと推測でき、実機の噴射器エレメント設計においても最適モーメントム比を求めることが可能と考えられる。

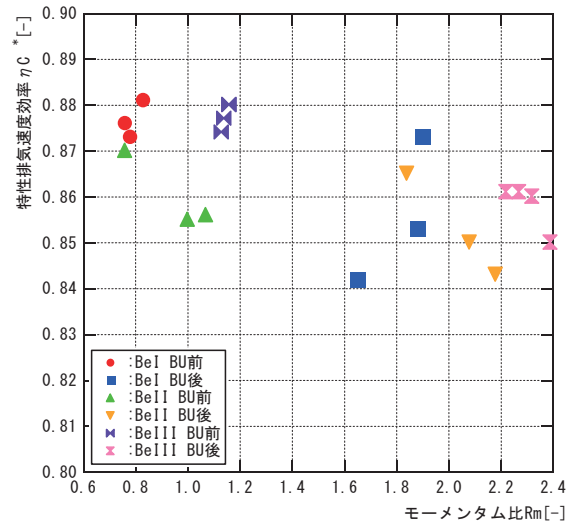


図 5 モーメントム比と特性排気速度効率

4. 結言

本研究では、バイオエタノールエンジンの基本的特性の一つである燃焼特性に着目し、バイオエタノール/LOX 3 点異種衝突型噴射器エレメントの亜臨界、超臨界燃焼特性を把握することを目的として燃焼実験を実施した。実験の結果、衝突角度およびモーメントム比が混合や特性排気速度効率に与える影響を評価できた。今後は本実験結果を推力 600kg 級バイオエタノール/LOX ロケットエンジン噴射器エレメントの設計に反映させる予定である。

LNG/LOX ロケットエンジンの研究(燃焼実験)

(株)IHI, (株)IHI エアロスペースとの共同研究 平成 21年8月—平成 23 年 3 月

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC2)
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 緒言

環境に優しい推進薬の代表例として LNG を用いた, LNG/LOX 高圧ロケットエンジンの研究を進めている. その中の重要要素である噴射器エレメントに関して, リセスやチャンファ, 噴射速度比等の設計パラメータが着火・定常燃焼時諸特性に及ぼす影響を評価する必要があり, エレメント単体燃焼試験を行った. 本研究では燃焼試験結果より各設計パラメータの影響を評価し, LNG/LOX 同軸噴射エレメントの超臨界燃焼特性を把握した.

2. 試験方法概要と供試体

2.1 供試体

供試エレメントの形状概要を表 1 に示す. また, 供試体外観を図 1 に示す. 同表より, 供試エレメントは M-I をノミナル形状として, リセス, チャンファ, 2 重逆スワールの有無による燃焼諸特性への影響を評価できる. 供試体は燃焼試験時にエレメント噴射面からの推進薬の混合, 燃焼の様子を可視化するための可視化窓が設置されている.

2.2 試験方法概要

本試験では, 燃料として CNG(圧縮天然ガス), 酸化剤として LOX(液体酸素)を用いた. また, 可視化窓および燃焼室の冷却のため, GN₂ を燃焼室内に供給している.

燃焼圧力および混合比を変えて試験を実施し, 高速度ビデオカメラ HSV1(カラー), HSV2(モノクロ)およびデジタルカメラにより, 推進薬の噴霧状況や燃焼状況等の把握を目的とした撮影を実施した. また, それぞれのカメラでは, 燃焼による光を計測する”可視光計測”, バックライトを当て, 流体の影を計測する”シャドウグラフ”を試験によって切り替えて計測を行った.

表 1 供試エレメント概要

	種別	形状概要
エレメント	M-I	[ノミナル形態] リセス: 有 LOXチャンファ角度: 有
	M-II	[リセス無形態] リセス: 無 LOXチャンファ角度: 有
	M-III	[LOXチャンファ無形態] リセス: 有 LOXチャンファ角度: 無
	M-IV	[スワール形態] リセス: 有 LOXチャンファ角度: 有 旋回角: LOX CW45° CNG CCW45°

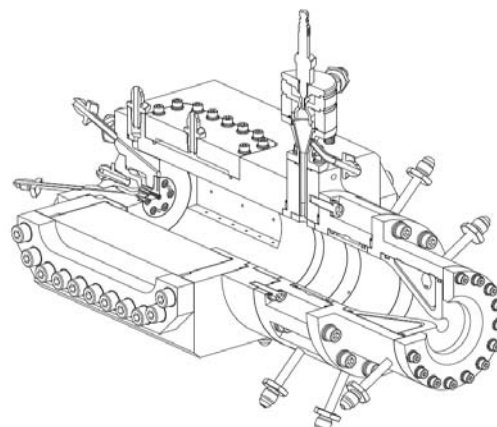


図 1 供試体外観図 3 再

3. 試験結果

3.1 作動点と燃焼プロセス

本試験では一部の試験を除いて、シーケンス開始後 2.0[sec]で、LOX 供給圧力を増加させる(ブーストアップ)ことで、作動点を亜臨界から超臨界へ遷移させ、データを取得した。各エレメントの代表例の作動点遷移を図2に示す。この燃焼プロセスは高速度カメラにより可視的に観察しており、4種のエレメントの燃焼の様子を図3に示す。

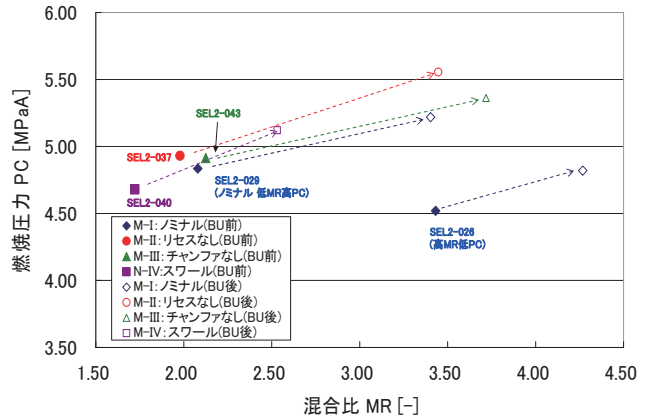


図2 作動点遷移

	ノミナルエレメント (SEL2-033)	リセスなしエレメント (SEL2-037)	スワールエレメント (SEL2-040)	チャンファなしエレメント (SEL2-043)
① -0.15[sec] LOX噴射				
② 0.05[sec] 予備着火				
③ 0.06[sec]				
④ 0.07[sec] メタン噴射				
⑤ 0.08[sec]				
⑥ 0.10[sec]				
⑦ 0.20[sec] 本着火				
⑧ 0.45[sec]				
⑨ 0.70[sec] バージ開始				
⑩ 0.72[sec]				
⑪ 0.74[sec]				
⑫ 0.88[sec] 定常燃焼				
⑬ 0.89[sec]				
⑭ 0.90[sec]				
⑮ 3.65[sec] SEL2-033のみバージ停止				

図3 可視光計測による燃焼の様子

3.2 着火状況

図4に各試験での燃焼圧力と噴射面温度を示す。LOXリードのシーケンスを採用し、点火器点火、予備着火(LOX リードによる着火過渡期間)、本着火、パージという着火プロセスを経て、圧力および温度は変化していく。

着火プロファイルに関しては、エレメントによる顕著な違いは見られないが、酸化剤側の噴射差圧が小さい影響により、M-II(リセス無)エレメントにチャグの発生が確認された。

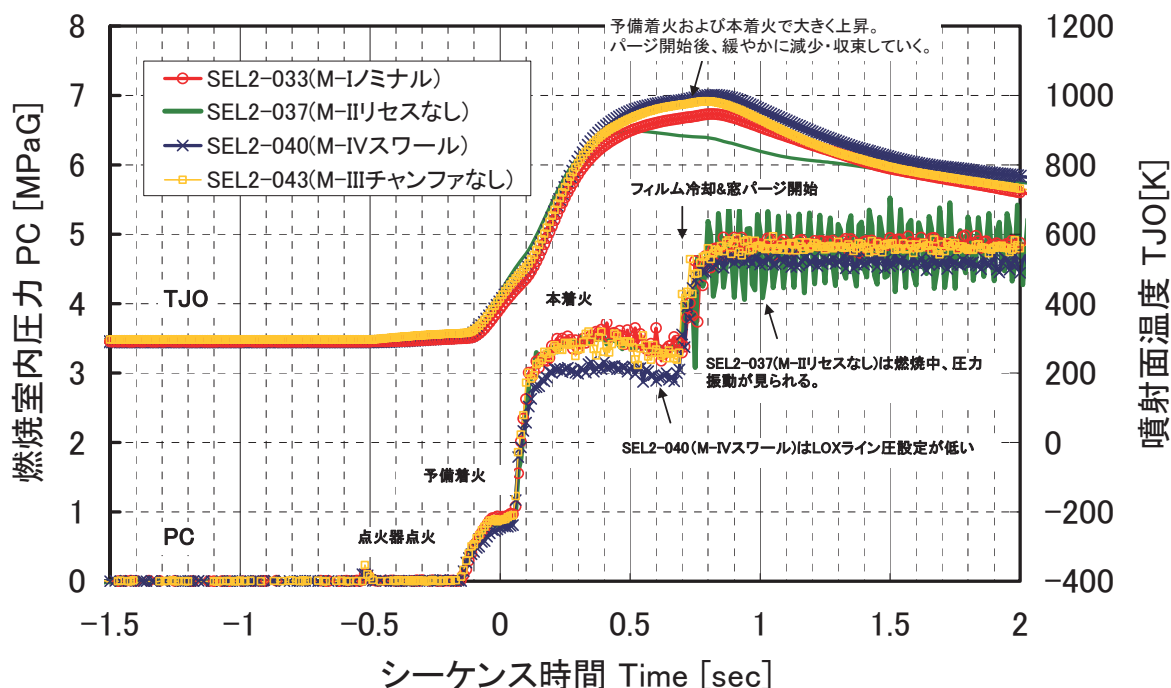


図4 着火時の燃焼圧力と噴射面温度

4. 結言

本研究では、LNG/LOX 高圧ロケットエンジンの重要要素である噴射器エレメントに関して、リセスやチャンファ、噴射速度比等設計パラメータの着火・定常燃焼時諸特性に及ぼす影響を評価するため、エレメント単体燃焼試験を行った。一連の試験の結果、各エレメント形状の燃焼特性の特徴を評価することができ、いずれのエレメントにおいても、着火/保炎性、燃焼安定性にクリティカルな差が無いことが確認された。

本試験で得られたデータは共同研究先である(株)IHI で開発された10ton級LNG/LOXエンジンの同軸型噴射エレメント設計に反映され、2011年1月に燃焼試験に成功している。

高速走行軌道装置の加減速特性に関する研究

- 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
 - 神津 亜実(航空宇宙システム工学専攻 M2)
 - 矢島 淳(航空宇宙システム工学専攻 M1)
 - 西根 賢治(機械システム工学科 B4)
 - 東野 和幸(航空宇宙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 特任教授)
-

1. 緒言

高速走行軌道実験設備は、高リスク・高コストである飛行試験に替わって高速環境下における飛翔体の性能を安全に、低コストで地上試験するための装置である[1,2]. この装置では走行スレッドと呼ばれる台車に供試体を搭載し、ロケットやジェットエンジン等の加速装置を用いて地上に敷設したレール上を加速する. 本装置のメリットは、摩擦抵抗や翼の弾性変形、地面効果といった実機スケールでの検証が必要な空力測定項目を安価に低リスクで行えることが挙げられる.

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、これまで 100 m 級のサブスケール軌道装置を用いた走行実験を行い、基本的な走行データを蓄積してきた[3,4]. 2010 年度は 300 m 級フルサイズ軌道装置(図 1)を用いた走行実験を開始したのでその概要について述べる. 主な達成項目は、1)加速・減速システムの確立、2)加減速予測ツールの作成、3)運用手順の効率化とターンアラウンド短縮、である.



図1:300m 級フルサイズ軌道装置の概観(白老実験場)

2. システム概略

2.1 加速装置

サブスケール装置では小型ジェットエンジンを用いて加速を行っていたが、フルサイズでは一桁大きなレベルの推力が必要であるため、ロケットエンジンを搭載することが必須となる. 候補としては固

体・液体・ハイブリッドの3種類が考えられるが、価格と運用安全性の観点からハイブリッドロケットを導入した。手始めに、入手性がよい量産品であるカナダ cesaroni 社 Hyper TEK[5]を採用した。L型モーターを用いた場合の諸元[5,6]を表1に示す。

表1 HyperTEK ハイブリッド諸元

型式	HyperTEK L625
燃料	熱可塑性プラスチック
酸化剤	亜酸化窒素(N ₂ O)
推力	ピーク 1189 N, 平均 625 N
燃焼秒時	8 秒
総インパルス	4951 Ns
燃焼前重量	5189 g
燃焼後重量	2587 g

酸化剤である亜酸化窒素(N₂O)は、常温で液体であり、自身の蒸気圧(20℃で 5.85MPa)で自己加圧される性質があるため、予冷・加圧システムを必要とせず、取り扱いが容易である。民間のスペースプレーン SpaceShip1 で採用されている他[7], JAXA/ISAS でもエタノール=N₂O エンジンの研究が徳留らによって進められている[8]。N₂O の蒸気圧は温度に対して顕著な依存性を持つ[9]ため、供給元の N₂O タンクをヒーターで加温して一定温度としている。参考までに、ヒーター加温をせず取得された推力データの一例を図2に示す。表1の公称値と比べ、ピーク推力 740N, 平均推力 415N, 燃焼秒時 12 秒となっており、低い推力が長時間続く。

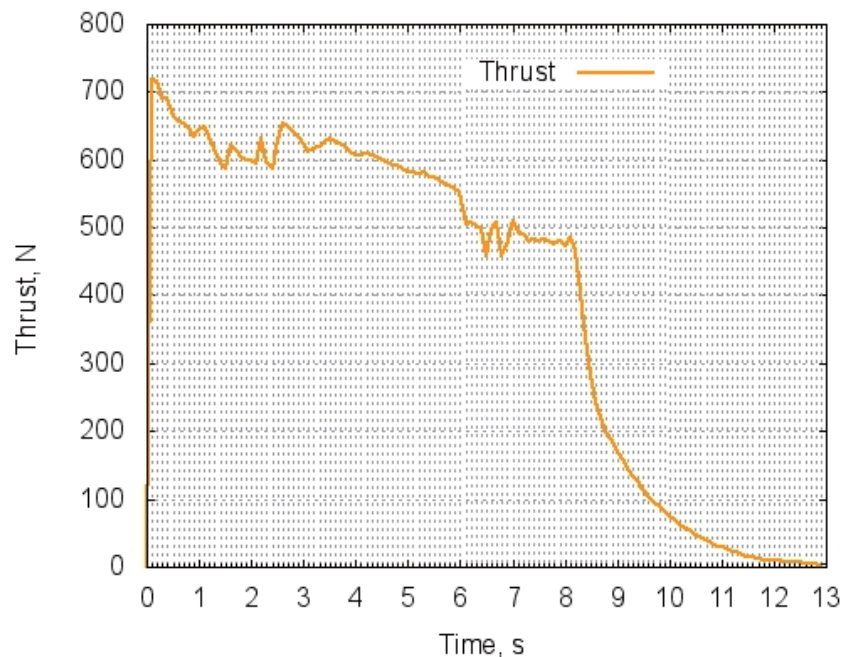


図2: 実測した推力カーブ
(外気温 11℃, 充填圧 3.0MPa)



図3:スレッドに搭載されたロケット

ロケットは2本ないし4本をクラスターとして使用する。点火時には別系統から燃料グレーン内に酸素ガスを吹き込み、9kV 高圧トランスを用いたアーク放電で点火する。点火のずれは2秒以内である。

2.2 減速装置

減速装置としては、サブスケール試験で基盤技術を確立した[3]水ブレーキを採用した。スタート地点から160 m～300 mの区間において走行軌道間にSUS製水路を設置し、所定の水位まで水を貯める。走行台車には主軸から水制動板(バケット)を垂らし、これが水路に突入すると、水の抵抗によってブレーキがかかる仕組みである(図4)。この方式は故障の心配がほとんど無く、大きな制動力を与えられるため米国の超音速ロケットスレッドでは広く用いられている。



図4:水路とバケット

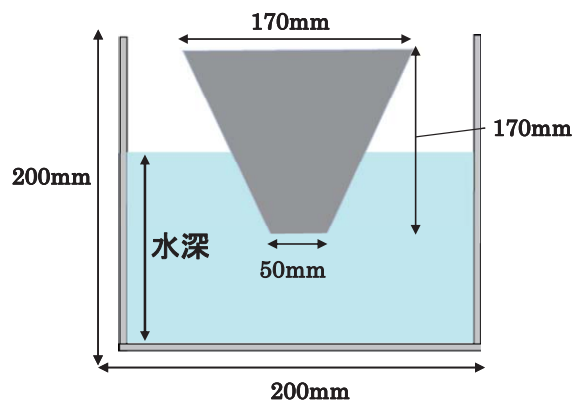


図5:水路とバケットの断面図

水制動力を予測するモデルとしては、サブスケール軌道における試験により、基本的には水の運動量変化で説明されることが分かっている。即ち、水制動力を F_w 、バケットが水に浸っている面積を

A, 水の流速を u , 水の密度を ρ , 水の抗力係数を C_D , とすると

$$F_w = -\rho C_D A u^2 \quad (1)$$

となる. サブスケール軌道における実験[3]により, 一般的な平板バケットの場合, C_D は 0.54(標準偏差 ± 0.09)で速度依存性はごく低速(数 m/s 以下)の場合を除いて小さいことが分かっている[4].

これまで用いてきた水制動では水位は始めから終わりまで一定であり, このような場合, 速度は式(2)に示すように(M はスレッド重量, u_{max} は初期速度)移動距離 x に対して指数関数的に減少する. 結果として, だらだらと長い制動距離が必要になる.

$$u = u_{max} \exp\left(-\frac{\rho C_D A}{2M} x\right) \quad (2)$$

出来るだけ短い距離で減速するにはスレッドの耐許容加速度を一定値で与えるべきである. 具体的には Au^2 を一定に保つように, 減速するにつれて水位を増加させればよい. しかしながら水位を連続的に増加させることは現実問題としては難しいので, 次善策として多段階の水路区間を設け, それぞれの区間に突入する際に許容最大 G となるように水位を設定する. 許容最大 G は搭載する模型に依存するが, 基本構造部分は耐 10G を目安に強度設計を行っている.

2.2 加減速予測ツール

300m の限られた区間で最大速度を達成するためには, 1)多段階水路により, 許容最大加速度に近い減 G を与えること, 2)必要最小限の減速区間の他は全て加速区間に用いること, 3)上記を達成するための水位設定, および加速・減速区間の配分を的確に行うこと, が必須である. このための計算を行うツール SMAT(Sled Motion Analysis Tool)を製作し, 実験との比較を行ってパラメタのすりあわせを行っている. 最も不確定なものがレール摩擦であり, フォースゲージを搭載したワゴン車による牽引試験で実測している. バケットが水制動力を受けるとスレッドに大きな前のめりのモーメントが発生し, レールからの垂直抗力が増大する効果も考慮している.

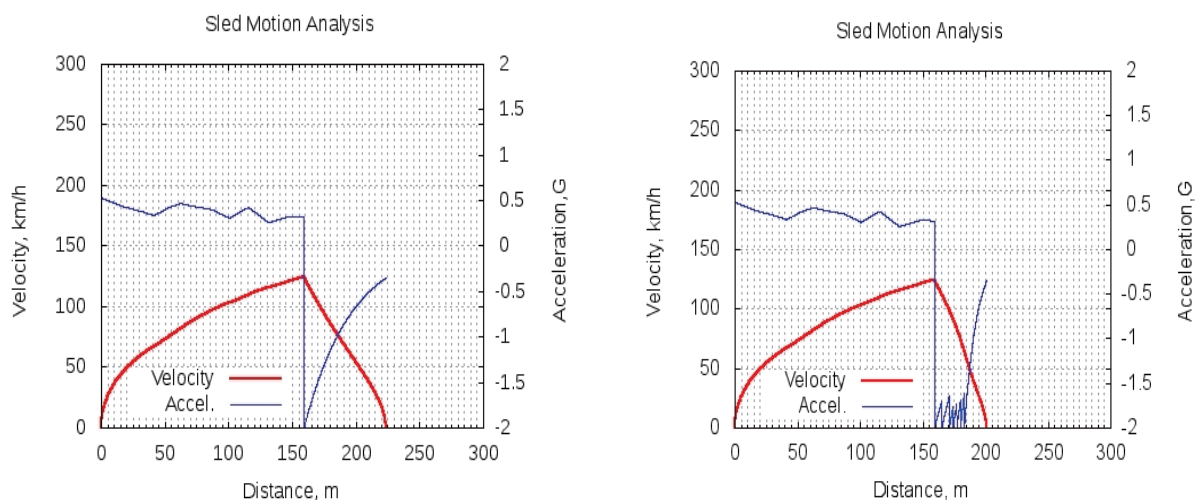


図6: SMAT によるプロフィール予測(拘束条件 2G, 左: 単段階水路による制動, 右: 7 段階水路による制動)

3. 走行試験

地上機材は窒素, 酸素, 亜酸化窒素タンク, 点火用高圧トランス, 温度・圧力モニタ用センサ類である. 電力は全て 12V バッテリから供給される. 配置を図 7 に示す. 酸化剤充填・点火・走行シーケンスは全て 150m 離れた計測室から行われる. 運用手順の簡素化のため実験手順の見直しを繰り返した結果, 4 名 × 2 時間程度での配備を実現している.

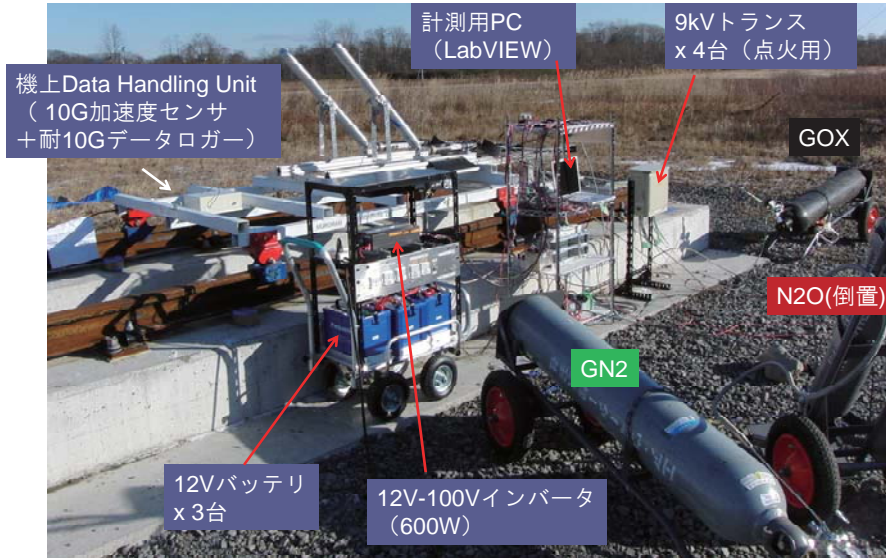


図7: 地上側機材配置

ターンアラウンドとしてはインジェクタの清掃や O リングの点検交換など再利用ロケットならではの作業工程があり, この観点からも作業手順の効率化が求められる. 機上には加速度センサ (Crossbow CXL10GP3) とデータロガー (MSR165) を防水箱に収めたものが搭載されている. 耐加速度は $\pm 15G$ で, $100\text{Hz} \cdot 4\text{ch}$ の収録を 1 時間程度行うことが可能である. 実際の走行における 7 段階水路加減速プロファイルの例を図 8 に示す. 計算での予測と異なり, 3 段階目で最大制動 G を発生した.

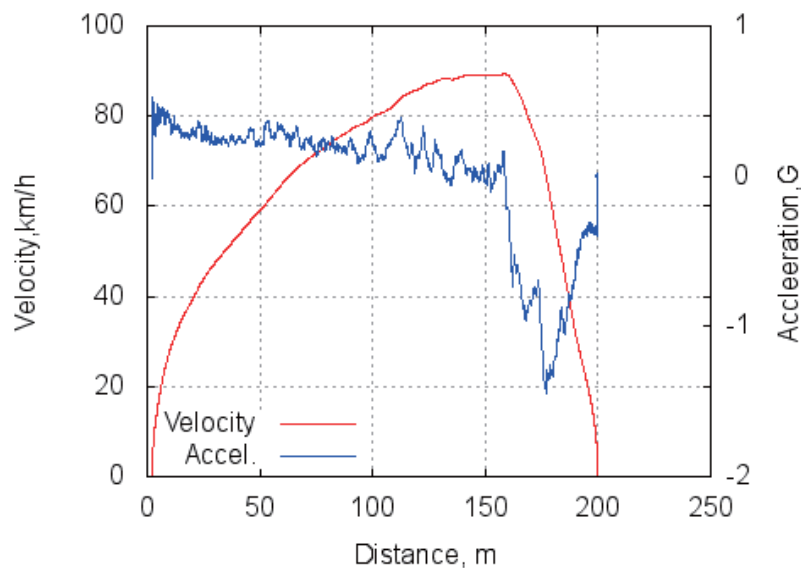


図 8: 7 段階水路における加減速プロファイル

この原因としては、水位の的確な調整が出来なかったことが挙げられる。300m 級軌道ではレールの水平面は極めて正確に作られているが、コンクリート基礎部分は必ずしも水平ではなく、水路底面の高さにばらつきがあった。これについても計算ツールに反映したところ、実際の制動プロファイルを正しく予測出来るようになった。現在は、搭載ロケット 2 本(推力約 100kg)、最高時速 100km、絶対停止位置を 250m に制限している。予測値と実測値が様々な条件できちんと合うようになるまで繰り返し実験・比較を行った後、ロケットを 4 本に増強して時速 300km 程度での走行を目指す。

4. 走行試験

フルサイズ高速走行軌道実験装置の加速・減速システムと走行実験手順の概略について述べた。

- ・ 加速装置として、安全・コスト面からハイブリッドロケットを選定した。
- ・ 減速装置として多段階水位による水制動について実証した。
- ・ 4 名×2 時間程度で走行準備が出来るような運用手順を確立した。

参考文献

1. H. J. McSpadden: The History of Hurricane Mesa Test Facility, AIAA Paper 2004-3336
2. D. J. Krupovage: Wind-Tunnel and Full Scale Forces on Rocket Sleds, Journal of Spacecraft, 1967
3. 安田, 他: 高速走行軌道装置の加減速に関する研究, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム, 2010
4. 神津, 他: 高速走行軌道実験装置における水ブレーキの最適化, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010
5. <http://www.hypertekhybrids.com/>
6. <http://www.thrustcurve.org/>
7. <http://www.scaled.com/projects/tierone/>
8. 徳留, 他: N₂O/エタノール推進系の実証研究について, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 2009
9. <http://encyclopedia.airliquide.com/>

超音速風洞の気流検定

- 吹場 活佳 (航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 上村 卓也 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 川口 和徳 (機械システム工学科 B4)

1. はじめに

航空宇宙機システム研究センターでは平成 17 年度に大気吸込み式の超音速風洞の設置を開始し、以後真空タンクが各年度に1基ずつ増強され、平成 21 年までに5基設置されて風洞整備が完了した。完成した風洞の計測精度を保証する上で気流検定を行う必要があり、昨年度は測定部のマッハ数分布計測を実施した。今年度は、測定部内壁に発達する境界層の厚みを計測した。そのために測定部の床付近の全圧計測からマッハ数分布を求め、境界層の厚さを評価した。

2. 実験概要

図 1a,b に計測に使用した境界層レークプローブの写真を示す。6 点の全圧計測管が水平と 30° の角度に傾斜したレーク板に 10mm 間隔で取り付けられており、それぞれの計測孔の鉛直方向の中心は 5mm 間隔となっている。

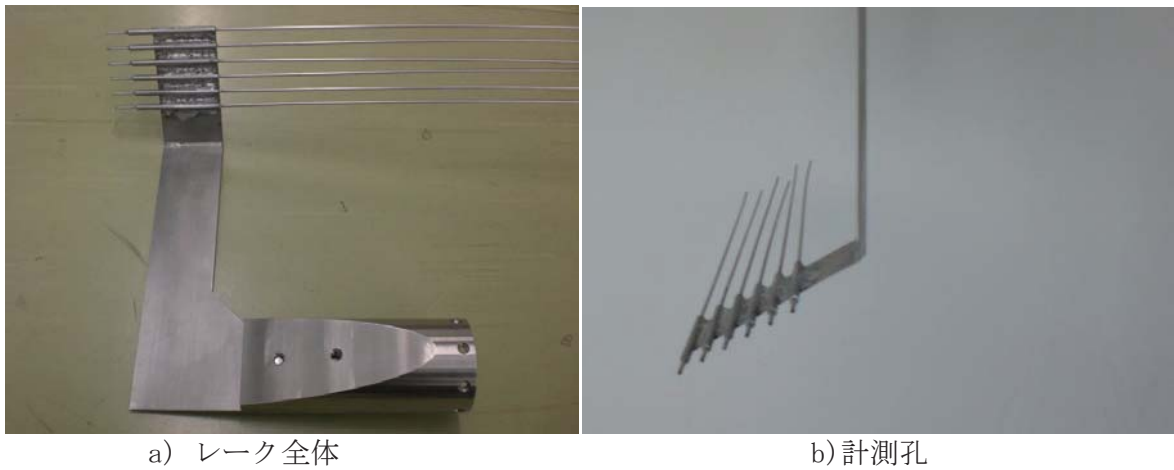


図 1 境界層レーク

このレークプローブを図 2 のように境界層内外に上下させ、全圧を計測した。

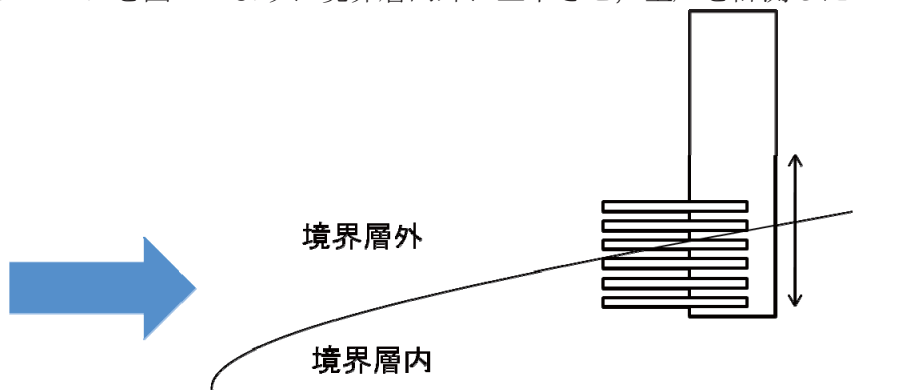


図 2 境界層とレークプローブの関係

図3に示すように超音速流中にピトー管を設置するとその前方には弓状衝撃波が立つ。ピトー管が境界層の外側にある場合、衝撃波前方の全圧を p_{01} 、その後方の全圧を p_{02} とし、さらに風洞の全圧を p_0 、静圧を p_∞ とするならば、計測したい流れのマッハ数 M_∞ は以下の関係式から算出できる。

$$\frac{p_{01}}{p_0} = \left[\frac{(\gamma + 1)M_\infty^2}{(\gamma - 1)M_\infty^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma M_\infty^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

p_0 と p_{01} は測定により求められるから、上式より M_∞ が求まる。この M_∞ と等エントロピーの式

$$\frac{p_0}{p_\infty} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

より、 p_∞ が求まる。

境界層内の静圧分布は無視できることから、境界層内の静圧も p_∞ と仮定すると、 p_∞ と p_{02} の関係式

$$\frac{p_{02}}{p_\infty} = \left[\frac{(\gamma + 1)M_{02}^2}{2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[\frac{\gamma + 1}{2\gamma M_{02}^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (3)$$

より、最終的に境界層内のマッハ数 M_{02} を得ることができる。ここで、 γ は比熱比で作動流体が空気であることから 1.4 とした。

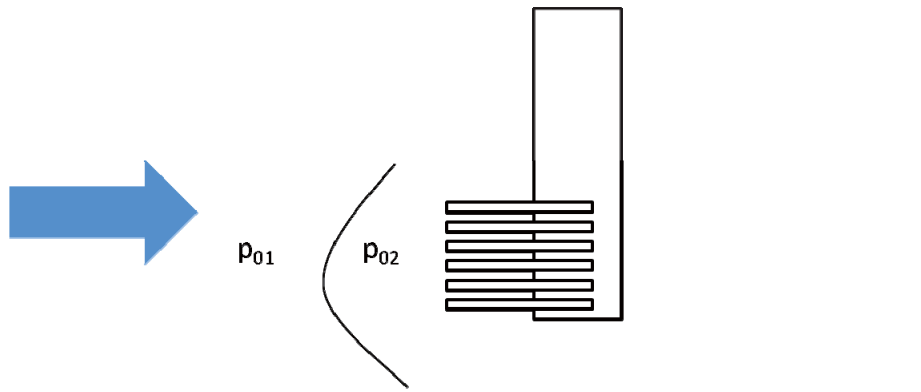


図3 レークプローブと垂直衝撃波前後の圧力の定義

実験はマッハ 2 およびマッハ 4 のノズルブロックを用いた。各マッハ数におけるレークプローブの床あるいは天井内壁からの距離は図3のようにプローブ保持具から多点全圧管レーク自体を上下にスライドさせて距離を変えた。各圧力センサは実験日に毎回基準圧力計 (CE センシングジャパン DPI-610) で校正試験を実施した。



a) 天井境界層計測

b) 床境界層計測

図4 レークプローブの取り付け状況

3. 実験結果

図5にマッハ数2のノズル境界層分布, 図6にマッハ数4のノズル境界層分布の結果を示す. 図5からM2ノズルにおいては床と天井内壁の境界層はほぼ対称に発達している様子が見て取れる. しかし, M4ノズル境界層は床と天井では発達の様子が対称でなく, 天井境界層がやや薄い傾向を示している. この分布のずれの原因については, 内壁の粗さの違いが有力な原因と考えられるが, その特定には内壁の粗さ計測や, さらにはノズル曲線の非対称性など調査言及が必要である.

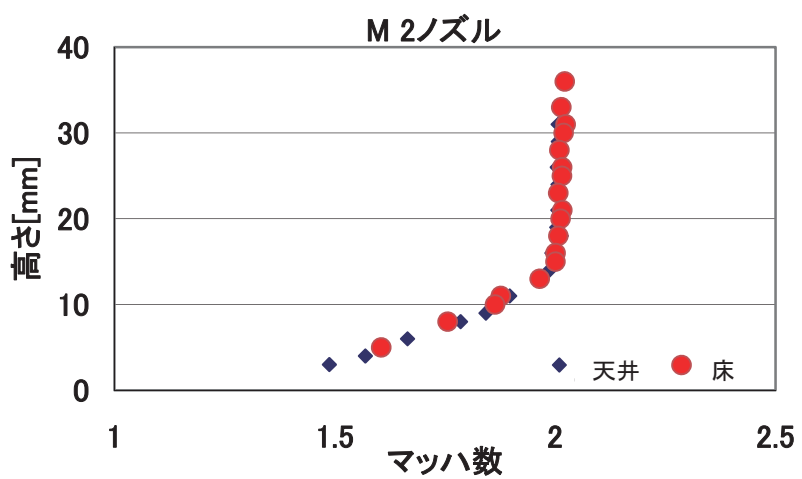


図4 M2ノズルの床面と天井内壁に発達する境界層内マッハ数分布

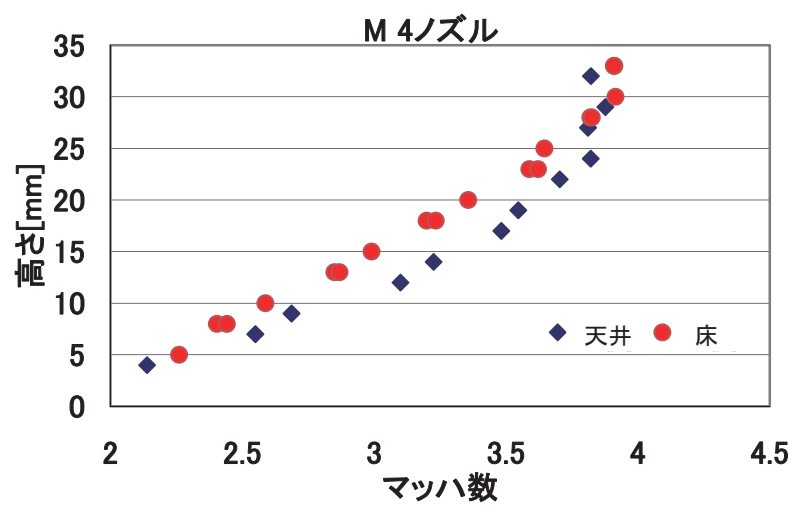


図5 M4ノズルの床面と天井内壁に発達する境界層内マッハ数分布

4. まとめ

多点全圧式境界層傾斜レークプローブを用いて航空宇宙機システム研究センターの気吸い込み式中型超音速風洞の測定部の内壁に発達する境界層の厚み計測を行った. 境界層厚さはマッハ数2のノズルでは約15mm, マッハ数4のノズルでは約30mmである.

マッハ数4のノズルについては床と天井内壁に発達する境界層内のマッハ数分布に違いが見られた. 今後その原因調査を行う予定である.

宇宙用スターリングサイクル発電機の研究

○ 塚野 徹(航空宇宙システム工学専攻)

吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)

近江 信耶(機械システム工学科)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

1. はじめに

スターリングエンジンは、ディーゼルエンジンなどの一般的な熱機関とは異なり、内部に密閉した作動流体に外部から温度差を与えることによって動力を取り出すことができる外燃機関である。このため宇宙空間における太陽熱を用いた発電機としての利用が可能である。現在宇宙用の発電には太陽電池が用いられている。しかし、スターリングエンジンは太陽電池に比べ変換効率が高くなる可能性があり、さらに宇宙放射線による損傷が小さいというメリットがある。また宇宙空間での太陽光を利用した発電には太陽光を集光できない日陰時の電力供給が問題になるためエネルギー貯蔵が必要になる。貯蔵方法として大まかに蓄電と蓄熱の2種類が存在し、蓄熱の方が理論的なエネルギーの貯蔵量が大きく、蓄熱を利用した宇宙用スターリングサイクル発電機は宇宙用発電機として有効であると考えられる。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について性能を把握する。本年度は温度や回転数と発電部の負荷抵抗変化による発電特性の変化¹⁾に着目し実験を行った。また、蓄熱については、固体と液体の相変化による融解潜熱を利用し、一般的に潜熱量が大きな熔融塩についての研究が報告されている²⁾。これらの熔融塩は熱伝導率が低く、蓄えた熱を効率良く利用できず、日陰時のエンジン性能が低下することが考えられる。そこで蓄熱量が大きい熔融塩と熱伝導率が高い材料を用い、伝熱特性を取得する基礎実験を実施した。

2. 負荷抵抗変化による発電特性

2.1 装置・実験概要

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図を図1に示す。装置上部の電気加熱式ヒーターを高温熱源とし、ヒーターチューブ下部には蓄熱式の再生熱交換器が配置される。その下部には低温熱源として冷却水との熱交換部がある。また、装置中央部にはDCモータによ

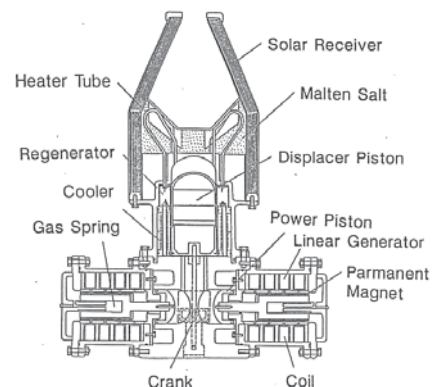


図1: スターリングサイクル発電機(左: 外観 右: 断面図)

て駆動されるディスプレイサピストンが内部に封入した作動流体を高温部と低温部の間を交互に移動させている。これにより内部に圧力変化が生じ、エンジン下部に配置された一対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ることで発電する。リニア発電機の発電コイルに可変抵抗を用いた抵抗回路を接続し、発電出力の計測を行った。

2.2 実験結果

本実験の実験条件を表 1 に示す。また負荷抵抗と発電電力の関係をヒーター入力と回転数ごとに整理したものを図 2 に示す。この図より回転数と高温部温度によって発電電力にピークを与える抵抗値が異なり、抵抗値を変化させることで出力が向上することが確認された。本実験の条件において、回転数が増加すると最適抵抗値が増加している。また、高温部温度が増加すると全体的に発電電力が増加するとともに抵抗値変化による発電電力の変化量が増加している。

表 1: 運転条件

作動流体	ヘリウム
作動流体圧力	1.0 MPaG
ヒーター入力	380, 570 W
高温部温度	500~700 K
低温部温度	293 K
回転数	10~20 Hz
負荷抵抗値	150~1000 Ω

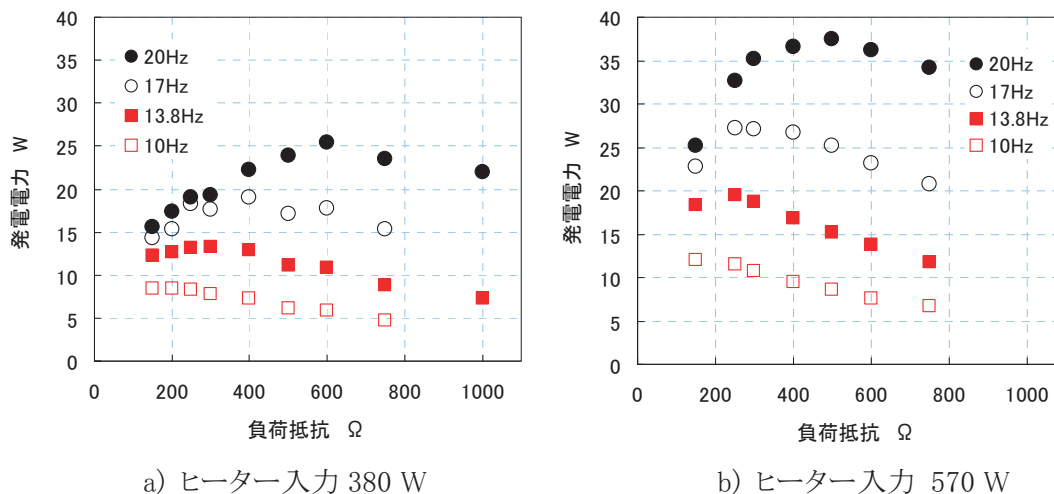


図 2: 電氣的な負荷抵抗と発電電力の関係

3. 蓄熱材の伝熱特性評価

3.1 装置・実験概要

本研究で用いた蓄熱材実験装置の外観および概略を図 3 に示す。宇宙用のスターリングエンジンの高温部には作動流体が流れる複数本のヒーターチューブが配置され、その周囲に蓄熱材が充填される。図 3 の実験装置はヒーターチューブ 1 本と蓄熱材を単純模擬したものであり、円筒形容器の中央に作動流体を流通させる配管を通し、その周囲に蓄熱材として LiCl および Al を充填した。また、電気加熱式ヒーターを用いて外部から加熱し、断熱材としてセラミックテープが写真のように巻きつけてある。半径方向に 5 点の温度計測を行うことで各時間における蓄熱材内部の温度分布を取得する。

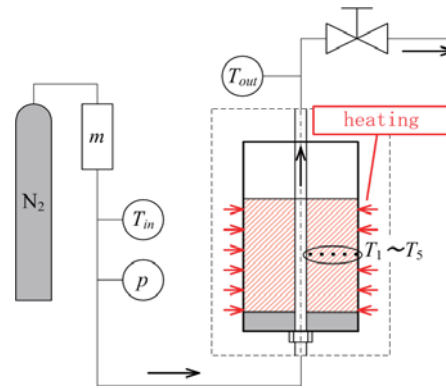
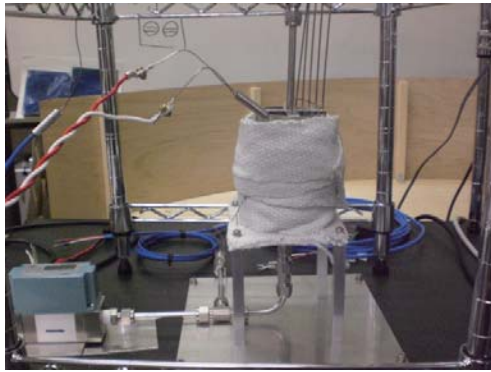


図 3:蓄熱材実験装置(右:外観、左:フローダイアグラム)

3.2 実験結果

実験条件を表 2 に示す. 高度 500 km 軌道において, 1 周は 90 分で, 日陰時間は 35 分であり, これを模擬し, 実験を行った. また, 開始温度は各材料の融点より 20 K 昇温した状態である. 各時間における蓄熱材の温度分布を図 4 に示す. LiCl は熱交換部である配管付近の温度が低下している. しかし, Al は場所によって温度差がほぼ存在せず一様に分布している. これは LiCl の熱伝導率が小さいため材料同士の熱伝導より流体への熱伝達が大きいためである. このときスターリングエンジンでは, 流体温度が下がることで熱効率が減少する.

表 2:実験条件

流体	窒素ガス	
質量流量	0.1~0.5 g/s	
圧力	0.3 kPaG	
実験時間	35 min	
材料	LiCl	Al
質量	450 g	450 g
開始温度	903 K	953 K

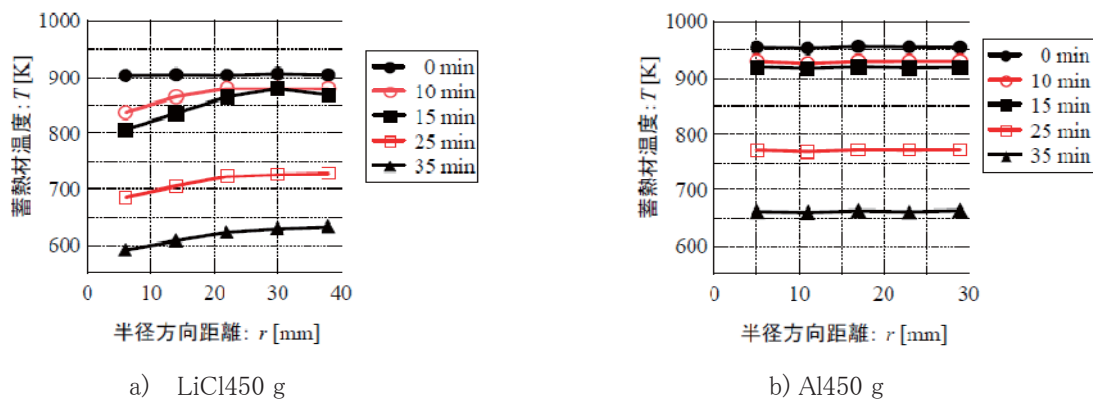


図 4:蓄熱材の温度分布

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および蓄熱に関する基礎実験を実施した. 運転条件によって最適な抵抗値を設定することで効率よく発電を行うことができることがわかった. また, 蓄熱材としてこれまで研究されてきた熔融塩より熱伝導の高い材料を用いることで蓄熱を効率良く利用でき, より高効率のシステムを構築できる可能性がある.

参考文献

- 1) 星野 健 他, スターリングエンジンを用いた宇宙用熱発電システムの要素試験, 第 4 回スターリングサイクルシンポジウム講演論文集, 日本機械学会, 2000.
- 2) Hal J. Strumpf, Solar Receiver Experiment for the Space Station Freedom Brayton Engine, Transaction of the ASME, vol.112, 1990.

発表論文

2010 年度

査読付き論文

- [1] Daisuke Nakata, Kyoichiro Toki, Ikkoh Funaki, Hitoshi Kuninaka, ” Performance of ThO₂-W, Y₂O₃-W and La₂O₃-W cathodes in Quasi-Steady Magnetoplasmadynamic Thrusters ”, *Journal of Propulsion and Power*, Volume 27, Number 4, Jul. - Aug. 2011.pp. 912-915.
- [2] Akira Iwakawa, Daisuke Nakata, and Hitoshi Kuninaka, “Experimental Study of a Two-Dimensional Applied Field Magnetoplasmadynamic Thruster,” *Aerospace Technology Japan*, Vol. 8 (2010) pp.Pb_13-Pb_17, 2010
- [3] Y. Kasaba, A. Kumamoto, K. Ishisaka, H. Kojima, K. Higuchi, A. Watanabe, and K. Watanabe, “Development of stiff and extensible electromagnetic sensors for space missions,” *Advances in Geosciences, Solar & Terrestrial Science*, Vol.21, pp.447-459, (2010).
- [4] Asai, M., Inasawa, A., Konishi, Y., Hoshino, S. and Takagi, S., ”Experimental investigation of the instability of wakes of axisymmetric streamline body”, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 675(2011), pp. 574-595.
- [5] 笹山容資、境昌宏、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸、東伸幸、青木賢司、小林完、沖田一、 「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-」、*日本航空宇宙学会論文集*, 59 No.688(2011), pp.138-145.
- [6] Yasuharu KANDA, Shinji KONDO, Shunsuke OOYA, Takao KOBAYASHI, Yoshio UEMICHI, Kazuyuki HIGASHINO and Masatoshi SUGIOKA, “Green Hydrogen Production by Mechanical Mixing of Aluminum with Water”, *Journal of Chemical Engineering of Japan*, Vol.44(2011), No.4.

===== (投稿・審査中) =====

- [7] T. Ikeda, T. Atobe and S. Takagi, ”Direct simulations of trailing-edge noise generation from two-dimensional airfoils at low-Reynolds numbers”, *Journal of Sound and Vibration*, (submitted on Jan, 2010), in review.
- [8] Itoh, N., Takagi, S. and Ikeda T., “Instability and frequency selection of the wake behind a flat plate”, *Fluid Dynamics Research*, (submitted on October, 2010), in review.
- [9] 東野和幸、杉岡正敏、棚次亘弘、湊亮二郎、笹山容資、磯田浩志、「熱分解吸熱反応燃料の吸熱量の測定と評価」、*日本航空宇宙学会論文集*(H23年 1 月投稿、査読中)。

国際会議発表論文

- [1] Takashi Sakai and Shohei Takagi, “On the Strouhal number behind a series of symmetrical airfoils at low Reynolds number.”, *The Thailand-Japan International Symposium in Industrial Engineering, Mechanical Engineering and Robotics 2010*, Chiang Mai, Thailand (11/22-23, 2010).
- [2] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, “Design of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a

Flying Test Bed and Construction of its Prototype for Subsonic Flights,” 3rd Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (14th Australian International Aerospace Congress), Melbourne Convention Centre, Melbourne, Australia, Feb 28–March 3, 2011.

- [3] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, “Development of green hydrogen production using aluminum and water,” Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2011(JSED2011), Muroran Institute of Technology, 9 March 2011, Poster P-B-2, Abstract book p.62–63.

国内学会発表論文

- [1] 片山範将, 石村康生, 宮崎康行, 樋口 健:「マルチセルインフレータブルサンドイッチパネルの曲げ特性に関する研究」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1A17, (JSASS-2010-3020), 鳥取, pp.49–51, (2010.7).
- [2] 塩路義行, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 森本吉春:「格子投影法によるメッシュ膜面の面外形状の計測」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1B06, (JSASS-2010-3024), 鳥取, pp.61–63, (2010.7).
- [3] 樋口 健, 青木隆平, 宮崎康行, 古谷 寛, 泉田 啓, 岸本直子, 角田博明, 石村康生, 石澤淳一郎, 酒井良次, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富剛:「インフレータブル方式伸展マスト宇宙実証のための「きぼう」曝露部搭載実験装置の開発」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1A18, (JSASS-2010-3021), 鳥取, pp.52–54, (2010.7).
- [4] 荻 芳郎, 樋口 健, 石村康生:「剛体スピン軸への梁の取り付け誤差の影響」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 3A04, 鳥取, pp.179–181, (2010.7).
- [5] 青木隆平, 古谷 寛, 樋口 健, 宮崎康行, 石村康生, 石澤淳一郎, 泉田 啓, 岸本直子, 角田博明, 酒井良治, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富剛:「宇宙インフレータブル構造の宇宙実証—SIMPLE—」, S1903-1-6, 2010 年度日本機械学会年次大会, 名古屋, (2010.9).
- [6] 伊藤信毅, 高木正平, 池田友明:「平板後流の不安定と振動数選択機構」, 日本流体力学会年会 2010, (9/9–11, 2010).
- [7] 田中宏明, 森島駿一, 岡田侑樹, 池田忠繁, 坂本 啓, 秋田 剛, 荻 芳郎, 石村康生, 樋口 健:「スマート構造システムの低温低圧環境試験」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 1K06, 静岡, (2010.11).
- [8] 神津 亜実, 中田 大将, 矢島 淳, 棚次 亘弘, 「2L11 高速走行軌道実験装置における水ブレーキの最適化」, 第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17–19日
- [9] 塚野 徹, 吹場活佳, 棚次亘弘, 「3B09 軌道上での運用を目的としたスターリングサイクル発電機の研究」, 第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17–19日
- [10] 東伸幸, 森谷信一, 只野真, 佐藤政裕, 青木賢司, 小林完, 沖田耕一(宇宙航空研究開発機構)、水野孝彦, 丹生謙一(三菱重工)、笹山容資, 東野和幸(室蘭工大), 「3H02 LOX/メタ

- ン再生冷却エンジンにおける金めっきによるサルファアタック影響抑制効果」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [11] 東野和幸、棚次亘弘、杉岡正敏、湊 亮二郎、笹山容資、磯田浩志、「3H04 メチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応による冷却効果について」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [12] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、杉岡正敏、東野和幸、「3H07 アルミ-水系反応による高圧水素の発生と宇宙機推進システムへの適用」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [13] 笹山容資、杉岡正敏、東野和幸(室工大)、東伸幸、平岩徹夫、沖田耕一(JAXA)、「3H03 バイオエタノールロケットエンジンの材料適合性に関する実験的研究」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [14] 溝端一秀、湊亮二郎、東野和幸、棚次亘弘、「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およびそのプロトタイプ的设计と試作、第 48 回飛行機シンポジウム、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月30日-12月2日
- [15] 吹場活佳、上村卓也、溝端一秀、湊亮二郎、高木正平、東野和幸、棚次亘弘、「室蘭工業大学吸い込み式超音速風洞の気流特性」、第 48 回飛行機シンポジウム、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月30日-12月2日
- [16] 采光啓太、岩佐貴史、川村寛志、樋口 健、岸本直子、藤垣元治、塩川貴之:「格子投影法による皺の生じた膜面形状の載荷経路依存性に関する実験的検証」、第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, B19, 相模原, (2010.12).
- [17] 田中宏明、森島駿一、岡田侑樹、池田忠繁、坂本 啓、秋田 剛、荻 芳郎、石村康生、南部陽介、樋口 健:「スマート構造システムの低温低圧環境における有効性実証試験」、第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, 相模原, (2010.12).
- [18] 青木隆平、樋口 健、石澤淳一郎、宮崎康行、古谷 寛、石村康生、角田博明、岸本直子、泉田 啓、酒井良次、渡邊秋人、川端信義、堀 利行、伊藤裕明、渡辺和樹、及川 祐、倉富 剛:「SIMPLE 膜構造宇宙実験の概要」、第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, 相模原, (2010.12).
- [19] 小嶋浩嗣、笠羽康正、八木谷聡、笠原禎也、石坂圭吾、熊本篤志、樋口 健:「次期磁気圏観測衛星検討 WG SCOPE 計画 -プラズマ波動観測-」、第 11 回宇宙科学シンポジウム, P3-060,相模原, (2011.1).
- [20] 小松敬治、紀伊恒男、後藤 健、樋口 健、石村康生、吉原 眞、飯倉省一、松元和郎、ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の EM 試験」、第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-043, 相模原, (2011.1).
- [21] 石村康生、紀伊恒男、小松敬治、後藤 健、樋口 健、村田泰宏、岩田隆浩、朝木義晴、土居明宏、萩野慎二、土屋正治、入門 寛、隈下恭介、吉原 眞、松元和郎、ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の総合評価」、第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1).
- [22] 中田大将、神津亜実、矢島淳、西根賢治、東野和幸、棚次亘弘、「ハイブリッドロケット搭載高速走行軌道実験設備」、平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム、相模原、2011 年 1 月 20-21 日

- [23] 飯村拓哉、吹場活佳、上村卓也、「遷音速領域における ADS の計測特性に関する研究」、平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム、相模原、2011 年 1 月 20-21 日
- [24] 溝端一秀、湊亮二郎、吹場活佳、東野和幸、棚次亘弘、「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、およびプロトタイプの試作と試験飛行」、平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム、相模原、2011 年 1 月 20-21 日
- [25] 前田大輔、笹山容資、湊亮二郎、小林隆夫、杉岡正敏、棚次亘弘、東野和幸、「熱分解吸熱反応燃料としてのメチルシクロヘキサンの分解特性」、第 11 回北海道エネルギー資源環境研究発表会、札幌、2011 年 2 月。
- [26] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、桃野 正、東野和幸、杉岡正敏、「アルミニウム合金と水との反応による高圧水素の製造」第11回北海道エネルギー資源環境研究発表会、札幌、2011 年 2 月。
- [27] 東野和幸、湊亮二郎、中田大将、吹場活佳、笹山容資、牧野隆、石川康弘、野口裕一、「LOX/LNG 高圧ロケットエンジン燃焼器噴射エレメントに関する実験的研究」第51回航空原動機・宇宙推進講演会、広島、2011 年 3 月 3-4 日
- [28] 中田 大将、神津 亜実、矢島 淳、西根 賢治、東野 和幸、棚次 亘弘、「ハイブリッドロケットで加速される高速走行軌道実験設備」第 8 回 HASTIC 学術講演会、札幌、2011 年 3 月 4 日
- [29] 湊亮二郎、溝端一秀、吹場活佳、東野和幸、棚次亘弘「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機体の飛行試験」、第8回HASTIC学術講演会、札幌、2011年3月4日
- [30] 川村寛志、岩佐貴史、樋口 健、岸本直子、藤垣元治、塩川貴之:「格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測」、日本機械学会中国四国支部第 49 期総会講演会、岡山、2011 年 3 月。
- [31] 高木正平、山谷直広:「自励による噴流不安定波の周波数選択」、第 48 回「乱流遷移の解明と制御」研究会、日本大学理工学部駿河台校舎、2011 年 3 月 29-30 日。

2005～2009 年度

査読付き論文

- [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ー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] Nishizawa, A., N. Tokugawa and Takagi, S.,”Critical Reynolds number off the attachment-line boundary layer on a yawed cylinder”, Fluid Dynamics Research, Vol. 41, No.3, June (2009) pp.385-392.
- [8] Atobe, T., Tuinstra, M., and Takagi, S., “A study on airfoil tonal noise generation in resonant environments”, Transactions of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences, Vo.52, No.176 (2009) pp.74-80.
- [9] Takagi, S. and Konishi, Y.,”Suppression of Trailing-Edge Noise Emitted by Two-Dimensional Airfoils”, Transactions of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences, Vol.53, No.179(2010), pp.19-23.
- [10] 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 Vol.53, No.179(2010), pp.54-62.
- [11] 東野和幸,杉岡正敏,小林隆夫,境昌弘,湊亮二郎,「LNGロケットエンジンのサルファアタック及びコーキングに関する基礎的研究」,日本航空宇宙学会論文集、vol57, No.670(2010), pp.445-452.
- [12] 東野和幸,杉岡正敏,小林隆夫,湊亮二郎,大屋俊輔,笹山容資,「グラファイトコーティングを利用した再生冷却型 LNG ロケットエンジンのコーキング抑制」,日本航空宇宙学会論文集、vol58、No.676(2010)、pp.138-145.
- [13] 東野和幸,駒崎慎一(室蘭工大),木元健一(IHI),坂口裕之(IHIエアロスペース),石橋利幸(NEGENT),「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」,日本航空宇宙学会論文集、vol58, No.676(2010), pp.146-151.
- [14] 吹場活佳,坪井伸幸,小林弘明,「ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力を用いた機体姿勢およびマッハ数計測に関する数値解析」,日本航空宇宙学会論文集、Vol.58、No.

676(2010), pp. 130–137.

- [15] Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Katsuyoshi Fukiba, Daisaku Masaki Keiichi Okai, Kazuhisa Fujita, Motoyuki Hongo, Shujiro Sawai, “Development study of a precooled turbojet engine”, *Acta Astronautica*, Volume 66, Issue 7–8s, April–May 2010, pp. 1169–1176.

国際会議発表論文

- [1] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N., “Off-design Analysis of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyushu, 2005.
- [2] Kaneko, H., Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N. “Performance Analysis of Turbojet Engine with After Burner for Supersonic Unmanned Vehicle”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyusu, 2005.
- [3] Minato, R., Niioka, T., Sugiyama, H. and Mizobata, K., “Numerical Analysis of Supersonic Combustion by a Plasma Torch,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005–3424, Naples, Italy, 2005.
- [4] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N. “Preliminary Analysis of Turbojet Engine at Off-design Condition for Subscale Supersonic Unmanned Plane,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005–3415, Naples, Italy, 2005.
- [5] Arai, T., Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N, Mori, Y. and Kudo, T., “Correlation between Fluctuation of Mass Flux and Hydrogen Concentration in Supersonic Mixing,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005–3236, Naples, Italy, 2005.
- [6] Mizobata, K., Minato. R, Kimura, H., Arai, T., Sugiyama, H., and Tanatsugu, N., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Air-breathing Propulsion,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005–3347, Naples, Italy, 2005.
- [7] Minato, R., Tokura, I., Tanatsugu N., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., “Preliminary Design of a Small-Scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experimental Vehicle.” 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006–g–22, Kanazawa, 2006.
- [8] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Nobuhiro Tanatsugu, Hiroyuki Kkimura, Takehiro Himeno, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Sigeru Aso, Yasuhiro Tani, Takakage Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Plane and Hypersonic System and Technologies Conference, AIAA-2006–7985, Canberra, Australia, 2006.
- [9] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experimental Vehicle”, 25th International Symposium on Space

- Technology and Science, ISTS 2006-g-21, Kanazawa, 2006.
- [10] Minato, R., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, 14th AIAA/AHI International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2006-8145, Canberra, Australia, 2006.
- [11] Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N., Kimura, H., Hada, S., Kudo, M., et al., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.
- [12] Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H. “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.
- [13] Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2007-5023, Cincinnati, America, 2007.
- [14] Minato, R., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., Taguchi, H., Tetsuya Sato, T., Arai, T., Mizobata, K., Sugiyama, H., Tanatsugu, N. “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane at Muroran Institute of Technology”, International Gas Turbine Congress, Tokyo, 2007.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] Minato, R., “Study of Subscale Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane in Muroran Institute of Technology”, International Symposium of Advanced Engineering, Pusan, 2009.
- [18] 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, 2008, Hartford.
- [19] Fukiba, K., Tsuboi, N, and Minato, R., 「Numerical Study on the Heat Transfer of the flow with Endothermic Chemical Reaction」, AIAA-2009-5461, AIAA Joint Propulsion Conference 2009, Denver, 2009.
- [20] Fukiba, K., Tsuboi, N., Kobayashi, H. and Hongoh, M., 「Flow Angles and Mach Number Measurement Using Surface Pressures on the Nose Cone」, 27th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2009-g-15, Tsukuba, Japan, July 2009.
- [21] Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Takao Kobayashi, Shunsuke, Ooya,

Yosuke, Sasayama (Muroran Institute of Technology), “LNG Rocket Engine with Coking Inhibited Regenerative Cooling System,” 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2009-7392(2009).

- [22] Yoshida, K., Sugiura, H., Ueda, Y., Ishikawa, H., Tokugawa, N., Atobe, A., Takagi, S., Arnal, D., Archambaud, Jean-Pierre and Seraude, A.:”Experimental and numerical research on boundary layer transition analysis at supersonic speed: JAXA-ONERA cooperative research project”, *JAXA-RR-08-007E*, March 2009.
- [23] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, “Hydrogen production reaction of aluminum with water using stainless steel reactor,” Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2010(JSED2010), Muroran Institute of Technology, 10 March 2010, Poster P-22B, Abstract book p.52-53.

国内学会発表論文

- [1] 棚次 亘弘, ”世界と我が国の宇宙輸送機開発の近況と, 大学主導による超音速飛行実験計画”, 第 2 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2005 年 3 月.
- [2] 溝端 一秀, 湊亮二郎, 新井隆景, 木村博幸, 金子広樹, 棚次 亘弘, ”超音速飛行実験のための小型ターボジェットエンジンと小型有翼機体の概念設計”, 第 2 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2005 年 3 月.
- [3] 棚次 亘弘, 溝端一秀, 杉山 弘, ”「航空宇宙機システム研究センター」設立について”, 日本航空宇宙学会第 39 期年会講演会, 調布, 2005 年 4 月.
- [4] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次 亘弘, ”小型超音速無人飛行機の飛行経路解析”, 第 49 回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005 年 11 月.
- [5] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次 亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生 茂, 谷泰寛, 新井隆景, ”大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”, 第 49 回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005 年 11 月.
- [6] 谷 泰寛, 麻生 茂, 井上慶, 山口耕平, 伊藤睦高, 宮澤宏章, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次 亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 本郷素行, ”小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験”, 第 49 回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005 年 11 月.
- [7] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次 亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, ”大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [8] 湊亮二郎, 戸倉郁夫, 棚次 亘弘, 姫野武洋, 小島孝之, 小林弘明, ”小型超音速無人飛行機のための小型ターボジェットエンジンの予備設計”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [9] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次 亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 入門朋子, 本郷素行, ”小型超音速無人飛行機の機体空力設計, 風洞試験, および飛行性能予測”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [10] 羽田 尚太, ”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, 2006年1月18-19日.
- [11] 棚次亘弘、「室蘭工業大学における航空宇宙工学の実践研究」、第5回 宇宙ミッションシンポジウム、JAXA航空宇宙技術研究センター、平成19年8月28日
 - [12] 丸 祐介, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 溝端一秀, 坪井伸幸, ”機体系および飛行システム技術:小型超音速飛行実験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, 札幌, 2007年10月29-31日.
 - [13] 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 湊 亮二郎, ”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29-31日.
 - [14] 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, ”推進系基盤技術:LNGロケットエンジンのコーキング(炭素析出)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29-31日.
 - [15] 棚次亘弘, 東野和幸, 溝端一秀, 湊亮二郎, ”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29-31日.
 - [16] 東野和幸, 棚次亘弘, 湊亮二郎, ”室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29-31日.
 - [17] 湊亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, 溝端一秀, 東野和幸, 棚次亘弘, 太田豊彦, ”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.
 - [18] 丸 祐介, 宮瀬 宗彦, 安田 有佑, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, ”高速走行軌道装置構想と予備的走行実験”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007年1月.
 - [19] 工藤 摩耶, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 丸 祐介, 笹山 容資, 桑田 耕明, 新井 隆景, 楠亀拓也, 久保 良介, 坪井 伸幸, ”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, 2007年1月28-29日.
 - [20] 棚次亘弘, ”室蘭工業大学における航空宇宙工学の実践研究”, 第5回 宇宙ミッションシンポジウム, 調布, 2007年8月.
 - [21] 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, 「次世代型ロケット用燃料としてのメタンの特性」、第8回北海道エネルギー資源環境研究発表会、札幌、2008年1月.
 - [22] 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、北海道大学 学術交流会館、平成20年2月3日
 - [23] 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.
 - [24] 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, 淡路島, 2008年11月5-7日.
 - [25] 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資(室工大), 木元健一(IHI), 坂口裕之(IHIAエアロスペース), 石橋利幸(NEGENT), 「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、淡路島、2008年11月5日～7日

- [26] 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.
- [27] 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.
- [28] 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.
- [29] 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
- [30] 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 年 1 月.
- [31] 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 – 室蘭工業大学における取り組み –, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [32] 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.
- [33] 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
- [34] 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.
- [35] 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.
- [36] 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.
- [37] 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.
- [38] 高木正平: 「空力音と流れの不安定性」、第 41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(基調講演)、6 月 18-19 日(2009)、宇宙航空研究開発機構.
- [39] 東野和幸、杉岡正敏、小林隆夫、湊 亮二郎、笹山容資、大屋俊輔(室蘭工大): “次世代型ロケット燃料としての LNG の化学的特性,” 北海道支部夏季研究発表会(2009-7)
- [40] 笹山容資、杉岡正敏、小林隆夫、境昌宏、東野和幸(室蘭工大)、東伸幸、青木賢司、沖田耕一(JAXA): 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”, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [41] 東野和幸、杉岡正敏、小林隆夫、湊 亮二郎、大屋 俊輔、笹山容資(室蘭工大): グラファイトコーティングによる LNG ロケットエンジンの再生冷却管内のコーキング抑制”, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [42] 成尾芳博、徳留真一郎、稲谷芳文(JAXA)、東野和幸(室蘭工大): “高度制御 / 着陸誘導

- 可能な加圧供給方式エンジンの開発”，第53回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [43] 高木正平、「二次元物体後流の安定性と空力音」、平成21年度第1回流体工学研究会・懇話会(依頼講演)(北大工学部)、(11/27/2009).
- [44] 桑田耕明、飯村拓哉、酒井貴志、溝端一秀、中田大将、吹場活佳、高木正平、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)、丸 祐介(JAXA):“小型無人超音速機において エンジン流量特性が全機空力特性に及ぼす影響”，平成21年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
- [45] 安田有佑、神津亜実、矢島淳、中田大将、棚次亘弘、吹場活佳(室蘭工大):“高速走行軌道装置の加減速に関する研究”，平成21年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
- [46] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、桃野 正、東野和幸、杉岡正敏(室工大):“アルミニウム合金と水との反応による水素製造”，第10回北海道エネルギー資源環境研究発表会(2010-1)
- [47] 笹山容資、湊 亮二郎、境 昌宏、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工大)、「LNG ロケットエンジンにおけるサルファタック及びコーキングに関する研究」、第7回 HASTIC 学術講演会、北大、2010年3月4日
- [48] 前田大輔、笹山容資、湊 亮二郎、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)「EFとしてのメチルシクロヘキサンの熱分解特性」、第7回 HASTIC 学術講演会、北大、2010年3月4日
- [49] 高津武人、神津亜実、安田有佑、中田大将、溝端一秀、棚次亘弘(室蘭工大)「超音速小型実験機の研究開発と高速走行試験装置について」、第7回 HASTIC 学術講演会、北大、2010年3月4日
- [50] 棚次亘弘、「大気中を高速度で飛行するための基盤技術の研究開発」、日本航空宇宙学会 北部支部講演会、JSASS-2010-H053、東北大学、2010年3月11日

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 2010

2011 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.muroran-it.ac.jp/aprec/>