



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 2009 全1冊

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008856">http://hdl.handle.net/10258/00008856</a>

Muroran Institute of Technology  
Aerospace Plane Research Center  
*Annual Report 2009*

# 年次報告書2009



2010年6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

### 基本インフラの整備完了、本格的な研究開発の推進

センター長 棚次亘弘

本研究センターは平成17年3月に設置され、平成17年度～19年度に特別教育研究経費(教育改革)、平成20年度から5カ年計画で特別教育研究経費(研究推進)によって主に運営されています。これらの経費を活用して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)の整備を進めてきましたが、平成21年度ではほぼ計画しました設備は整いました。また、インフラ整備と並行して進めてきました研究面でも成果が出始め、小型無人超音速実験機(全長:3m程度)のプロトタイプを製作することができ、小型超音速ジェットエンジンの設計も進み試作の段階になり、各種の新しい推進燃料に関する基礎的な特性を解明する研究でも成果が得られています。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られているものもあります。また、研究を推進します人材についても上に述べました研究経費を活用して充実しており、前年度に続いて21年度には教授を1名、特任教授を2名採用しました。また、学内の他の経費で博士研究員を1名採用し若い力で研究を推進しています。

設備の整備・拡充では、既設の超音速風洞に真空貯気槽(100m<sup>3</sup>)1基を増設し、真空貯気槽は5基となり、これで超音速風洞設備の当初の計画はほぼ完了しました。後は、乾燥空気を供給するためのエアバックの設置と計測系の整備を残すだけとなりました。フルサイズの高速度走行軌道設備については、平成20年度に軌道長150mを設置し、今年度残りの150mを設置し、全長300mの軌道が完成しました。次年度には走行実験が始められる段階になりました。

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にも協力し、宇宙用のスターリングサイクル発電機に関する研究も実施しています。

平成20年度に大学院前期課程に航空宇宙システム工学専攻が新設されましたが、今年度末には本研究センターで学んだ最初の院生が学位を取得して、社会に巣立ちました。

前年度には6編の査読付研究論文が学会誌に掲載されましたが、今年度は9編の査読付論文が掲載され、研究成果も順調に伸びています。

いよいよ次年度から飛行実験を開始し、また、小型ジェットエンジンも製作する段階になりました。

本研究センターの研究開発の進捗状況や組織および試験設備等の詳細については、本学ホームページの関連施設リンク「航空宇宙機システム研究センター」の項を参照ください。  
(<http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>)

## 目 次

---

### 巻頭言－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長 棚次 亘弘

### 航空宇宙機システム研究センターの組織および設備の整備・拡充 ..... 4

航空宇宙機システム研究センター長 棚次 亘弘

### 連携および共同研究 ..... 6

航空宇宙機システム研究センター長 棚次 亘弘

### 講演等の啓蒙活動の概要および見学者 ..... 7

航空宇宙機システム研究センター長 棚次 亘弘

## 研究成果の概要

### [機体関連]

### 小型無人超音速機プロトタイプ製作 ..... 9

- 溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 教授)

### 小型無人超音速機の空力特性に関する研究 ..... 10

- 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻)
- 飯村 拓哉(航空宇宙システム工学専攻)
- 酒井 貴志(航空宇宙システム工学専攻)
- 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター博士研究員)
- 吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長)
- 丸 佑介(JAXA/ISAS)

### 小型無人超音速機の機体構造に関する研究 ..... 14

- 溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 高津 武人(航空宇宙システム工学専攻)
- 片岡 秀教(航空宇宙システム工学専攻)

### 小型無人超音速機の航法アビオニクスに関する研究 ..... 18

- 溝端 一秀 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 長尾 友 (航空宇宙システム工学専攻)
- 小野 正貴 (機械システム工学科)

吹出しによるデルタ翼の低速空力特性改善 .....	22
○ 高木 正平(航空宇宙システム研究センター 教授)	
横山 慶輔(機械システム工学科)	

**[エンジン関連]**

反転軸流ファン式小型ジェットエンジンの設計 .....	27
○ 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)	
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)	

反転軸流ファン空力特性の解析 .....	29
○ 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)	
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)	
加藤 大貴(機械システム工学科 4年)	

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 .....	31
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)	
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長)	
杉岡 正敏(航空宇宙機システム研究センター特任教授)	
湊 亮二郎(航空宇宙機システム研究センター 助教)	
○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 D1)	
磯田 浩志(航空宇宙システム工学専攻 M2)	

LNG/LOX, バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の比較検討 .....	34
○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 D1)	
東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)	

バイオエタノールの材料適合性に関する研究 .....	37
(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)との共同研究 平成22年2月-H22年3月	
○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 D1)	
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)	
湊 亮二郎(航空宇宙機システム研究センター 助教)	

アルミニウム/水系反応による高圧水素発生の研究 .....	39
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)	
小林 隆夫(応用理化学系学科 技術職員)	
○ 石川 昂紀(航空宇宙システム工学専攻 M1)	

LNG サルファアタックに関する研究（その3） .....	42
-------------------------------	----

（独）宇宙航空研究開発機構（JAXA）との共同研究 平成21年5月—平成21年12月

- 笹山 容資（航空宇宙システム工学専攻 D1）
- 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）
- 小林 隆夫（応用理化学系学科 技術職員）

再生冷却LNGエンジン GGエレメント単体燃焼実験 .....	44
---------------------------------	----

（株）IHI、（株）IHIエアロスペース共同研究 H21年8月—H22年3月

- 東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）
- 吹場活佳（航空宇宙機システム研究センター 講師）
- 湊 亮二郎（航空宇宙機システム研究センター 助教）
- 中田大将（航空宇宙機システム研究センター博士研究員）
- 笹山 容資（航空宇宙システム工学専攻 D1）

### [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 .....	46
----------------------------	----

- 安田 有佑（航空宇宙システム工学専攻 M2）
- 神津 亜実（航空宇宙システム工学専攻 M1）
- 矢島 淳（機械システム工学科 B4）
- 中田 大将（航空宇宙機システム研究センター博士研究員）
- 吹場 活佳（航空宇宙機システム研究センター 講師）
- 溝端 一秀（機械システム工学科 准教授）
- 棚次 亘弘（航空宇宙機システム研究センター長）

超音速風洞の気流の検定 .....	51
-------------------	----

- 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（機械システム工学科 B4）

### [その他]

宇宙用スターリングサイクル発電機の研究 .....	54
---------------------------	----

- 吹場 活佳（航空宇宙機システム研究センター 講師）
- 塚野 徹（航空宇宙システム工学専攻 M1）
- 金森 祐（機械システム工学科 B4）
- 棚次 亘弘（航空宇宙機システム研究センター長）

発表論文一覧 .....	57
--------------	----

## 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、特別教育研究経費(研究推進)で当研究センターの運営が行われており、この経費で認められている人件費を活用して教員1名を公募によって採用した。航空宇宙分野の空力制御工学の解析および実験研究を担当する。また、学部および大学院で、空力制御工学分野の講義も担当する。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21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	特任教授・センター長	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
吹場活佳	講師	航空宇宙分野の熱制御工学
(新任) 高木正平	教授	航空宇宙分野の空力制御工学
(新任) 杉岡正敏	特任教授	化学反応・燃焼工学
(新任) 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20年度に設置した150mの軌道に更に150mの軌道を増設し、全長300mのフルサイズ高速走行軌道の設置を完了した。これによって、将来道内に設置を計画している本格的な高速走行軌道試験設備(全長:3km)の建設に必要な設計データが取得できる。



図1 白老エンジン実験場に設置したフルサイズ高速走行軌道実験設備(軌道長:300m)

### 3. 超音速風洞の拡充・整備

#### 3.1 真空タンクの増設

平成17年度に設置した超音速風洞には、毎年1基ずつ真空タンク(容積:100m<sup>3</sup>)を増設して通風時間の延長を図ってきた。今年度は、5基目の真空タンクを設置し、当初の計画を完了した。これで真空槽の総内容積は500m<sup>3</sup>になり通風時間は12～15秒間程度になった。次年度には真空排気装置を1機増設し、3機で運転すると真空排気の時間が短縮でき、試験の稼働率を向上できる。



図2 真空タンクを5基に増設した超音速風洞の全景



## 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21年度実施の共同研究・受託研究

#### 1.1 JAXA宇宙輸送ミッション本部との共同研究の概要

##### 1.1.1 再生冷却 LNG サルファアタックに関する研究(その3) : H21年5月—H21年12月.

金メッキを施した供試体を用いて低圧環境下流動試験後の供試体を分析し、流動環境における金メッキの耐サルファアタック性能を評価した。また、金属に対する硫化水素とメチルメルカプタンの反応性の差異を準静的環境において検証した。評価の結果、金メッキによるサルファアタック抑制効果を確認できた。しかし、金メッキの一部に見られた欠損部や亀裂よりサルファアタックの進行も確認されたため、金メッキの施工には注意する必要がある。また、準静的環境ではメチルメルカプタンは硫化水素と比較して金属に対する反応性が高いことが判明した。

##### 1.1.2 バイオエタノールの材料適合性に関する研究 : H22年2月—H22年3月.

炭化水素系ロケット燃料の候補であるバイオエタノールと、ロケットシステムに使用が想定される材料との適合性確認を行う。バイオエタノールに各種金属材料およびシール材料等を浸漬し、実機を想定した温度・圧力環境を与えることにより適合性を評価する。

#### 1.2 (株)IHI, (株)IHIエアロスペースとの共同研究の概要

##### 1.2.1 LNG ロケットエンジンGG単体エレメント燃焼実験的研究:H21年8月—H22年3月.

LNG 液体ロケットエンジンにおけるターボポンプを駆動するための燃焼ガス発生装置では金属の許容できる温度以下の比較的低温(約 1000K)で高圧(5.0 MPaA)の燃焼ガスを安定して発生させる必要がある。このガス発生器の要素燃焼試験結果の反映が今後のロケットエンジン研究開発の進捗に大きく影響する。燃焼実験では、着火条件、燃焼条件等を確認しながら高速度カメラや光学計測系による燃焼観察等々実施した。

## 講演等の啓蒙活動の概要および見学者

○ 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

航空宇宙機システム研究センターの専任教員および併任教員は、依頼講演、高校訪問、オープンキャンパス、大学開放推進事業に協力しています。平成21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	東京大学	2009年11月20日	微粒化現象解明へのアプローチ	約100名
高木正平	電気通信大学	2009年11月28日	小中学校生向け啓蒙講演	42名
高校訪問				
訪問者	訪問高校	日時	訪問目的	参加者数
溝端一秀	札幌東雲高校	2009年6月12日	面談	約30名
東野和幸	千歳高校	2009年7月22日	模擬講義	約100名
吹場活佳	札幌月寒高校	2009年10月1日	模擬講義	約30名
高木正平	新潟県立十日町高等学校	2009年10月30日	講演	約1100名
湊 亮二郎	札幌白石	2009年11月12日	室工大の説明	約300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	オープンラボ(模擬講義) Access to space	2009年8月1日	学 内	約100名
	キャンパスツアー(施設見学)	2009年8月1日		
大学開放推進事業				
事業名	実施内容	日時	実施場所	参加者数
プロビデンス		2009年4月21日	学 内	約40名
ロケット・ジェット・飛行機わくわく教室	「青少年のための科学の祭典室蘭大会」に協賛 ペットボトルロケット教室、小型ジェットエンジン・模型飛行機の展示	2009年9月13日	室蘭市青少年科学館	約50名
	室蘭岳山麓総合公園利用促進協議会主催「だんパラ秋フェスティバル」に協賛 ペットボトルロケット教室	2009年9月21日	室蘭岳山麓総合公園	約100名

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

平成21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95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
東京都市大学 副学長、工学部長、総合研究所長、事務局長、他	2009年10月30日	研究センター活動説明、施設取材	7
白老エンジン実験場 報道公開(北海道新聞、室蘭民報、NHK)	2009年11月9日	取材	14
道央都市連携構想・人材育成分科会	2009年11月16日	研究センター活動説明、施設取材	45
苫小牧市産業経済部企業立地推進室	2009年11月25日	研究センター活動説明、施設取材	2
US Space Propulsion Group	2009年12月15日	研究センター活動説明、施設取材	3
ノーステック財団 研究開発部	2010年1月22日	研究センター活動説明、施設取材	2
文部科学省 高等教育局 国立大学法人支援課	2010年2月16日	研究センター活動説明、施設取材	5
日本機械学会北海道支部宇宙工学懇話会 北海道大学学生、北海道工業大学学生	2010年2月24日	研究センター活動説明、施設取材	11
宇宙航空研究開発機構 角田宇宙センター	2010年3月16日	研究センター活動説明、施設取材	6

## 小型無人超音速機プロトタイプ製作

- 溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 教授)

室蘭工大の小型無人超音速機は、大気中を高速で飛行するための各種の革新的な基盤技術を搭載して実際の飛行環境で実証することを目的とするフライング・テストベッド（飛行実験機）であり、離陸からマッハ2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。超音速飛行の際の抗力を低減するために、主翼・尾翼にはダイヤモンド翼型を採用し、主翼には大きな前縁後退角（ $66^\circ$  ないし  $61^\circ$ ）が与えられている。そのため、離着陸を含む低速飛行が難しくなっている可能性がある。そこで、飛行試験によって低速飛行特性を検証することを主たる目的として、小型無人超音速機と同等形状のプロトタイプ機体（1号機）を製作した。その機体諸元は以下の通りである。

- 寸法： 全長 3.2m、全幅 1.6m、全高 0.85m
- 重量： 乾燥重量 22.2kg、最大燃料重量 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
- 定常水平飛行速度（設計最大値）： 370km/hr

このプロトタイプ実験機を用いて、2010年8月頃に白老滑空場において飛行試験を実施する予定である。その試験項目は以下の通りである。

- 滑走・離陸から低速で旋回して着陸するまでの飛行特性の検証
- 周囲の空気流から機体に作用する力の計測
- 機体の運動特性の計測

この飛行試験によって低速での飛行特性を検証した後、より高速度の飛行試験を行う計画である。このような一連の飛行試験の結果を反映して、一層構造強度の高い機体を開発し、また、平行して開発を進めている一層大推力の小型ジェットエンジンを搭載することによって、超音速飛行が可能な小型無人超音速機の実現を目指す。



## 小型無人超音速機の空力特性に関する研究

桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻)

飯村 拓哉(航空宇宙システム工学専攻)

酒井 貴志(航空宇宙システム工学専攻)

○ 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)

吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 特任教授)

丸 佑介(JAXA/ISAS)

### 1. 研究背景

利便性の更なる向上を目的とした超音速旅客機の実現に向けて、世界各国で基盤技術の研究が進められている。本学航空宇宙機システム研究センターにおいては、大気中を超音速で飛行するための各種基盤技術に関する研究を行っており、その実証のためのフライングテストベッドとして小型無人超音速機的设计を進めている。図1に現在設計が進められているM2006機体形状<sup>1)</sup>を示す。エンジンは主翼下、胴体に近接した位置に搭載しており、エンジン吸い込み流量の変化に伴う干渉抗力の変化を予め見積もっておくことが極めて重要と予想される。本研究では、エンジン流量が機体の干渉抗力に及ぼす影響を検証するため、エンジン出口部に径の異なるオリフィスを設けて吸い込み流量を模擬し、風洞試験を実施した。

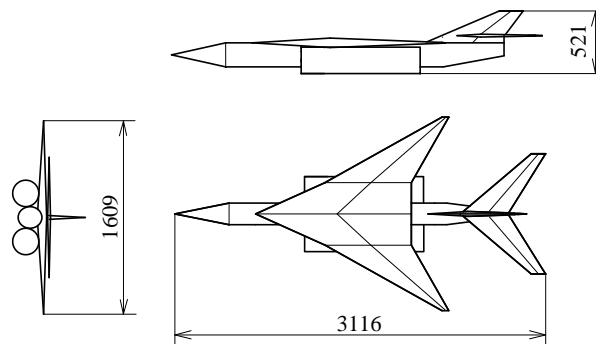


図1：M2006機体形状

### 2. 風洞試験条件と解析手順

本研究では艀装エンジンに可換式オリフィスを設けることにより、エンジンの作動状態に対応する流量を調整する。エンジン流量を評価する為のパラメタとして流量吸込率を式(1)で定義する。但し、 $\dot{m}_f$ はエンジン前方投影面積を通過してくる質量流量、 $\dot{m}_d$ はエンジンの吸い込み流量、 $\dot{m}_{cor}$ はエンジン修正流量、 $A$ はエンジン前方投影断面積、 $P_{am}$ は大気圧、 $T_{am}$ は大気温度、 $R$ は機体定数、 $\gamma$ は比熱比、 $M$ は飛行マッハ数 ( $>1.0$ ) である。

$$\eta = \frac{\dot{m}_d}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_{cor}}{AP_{am}} \sqrt{\frac{RT_{am}}{\gamma}} \frac{1}{M} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

式(1)より、 $A$ と $\dot{m}_{cor}$ を決定することが出来れば、流量吸込率 $\eta$ は飛行マッハ数 $M$ のみの関数となる。 $A$ と $\dot{m}_{cor}$ は、搭載予定のエンジンが現在設計中の為、未確定である。そこで今回の解析では表1に示す暫定値を使用する。 $\eta$ については0-0.47の範囲で設定した。詳細な試験条件を表2に示す。

表1：艦装エンジン設計パラメタ

Diameter of intake	0.192 m
Corrected mass flow	3.6 kg/s

表2：風洞試験条件

Exam. Mach Number	1.1, 1.3
Flow draw ratio	0, 0.18, 0.36, 0.45
Angle of attack	-2, 0, 2, 4 deg

エンジンからの溢れ流れ(スピレージ流れ)による流れ場の変化に起因する干渉抗力 $C_{D_{others}}$ は、全機体抗力 $C_{D_{tot}}$ から、機体からエンジンを取り外した状態の抗力 $C_{D_{fus}}$ と、エンジン単体に作用する抗力 $C_{D_{eng}}$ を差し引くことで求められる(式(2))。 $C_{D_{tot}}$ 、 $C_{D_{fus}}$ は風洞試験により取得し、 $C_{D_{eng}}$ は理論式から推算により求めた<sup>2)</sup>。

$$C_{D_{others}} = C_{D_{tot}} - C_{D_{fus}} - C_{D_{eng}} \quad (2)$$

エンジン内部を流れる流量 $\dot{m}_d$ は、流れの閉塞を利用して計測した。すなわち式(3)により算出する<sup>3)</sup>。尚、閉塞条件は、図2に示す全圧 $P_o$ と静圧 $P_s$ を位置で確認している。

$$\dot{m}_d = \frac{C_p A}{\sqrt{RT_0}} \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (3)$$

但し、 $C$ はオリフィス流量係数、 $P_o$ はエンジン内全圧、 $A$ はオリフィスの開口面積、 $R$ は空気的气体定数、 $T_0$ は全温、 $\gamma$ は空気の比熱比である。尚、 $P_o$ は衝撃波による全圧損失も考慮に入らためエンジン内部で計測した。

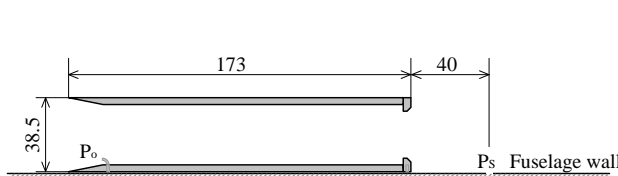


図2： $P_o$ と $P_s$ の測定点

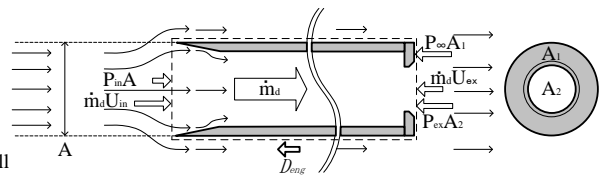


図3：エンジン単体に作用する抗力

### 3. 試験結果と考察

#### 3.1 全機体抗力特性 $C_{D_{tot}}$ 、機体抗力特性 $C_{D_{fus}}$

図4に $\eta$ と $C_{D_{tot}}$ の関係を示す。同図は横軸に流量吸込率 $\eta$ 、縦軸に $C_{D_{tot}}$ を示す。同図からMach 1.1、並びにMach 1.3とも $\eta$ に対して $C_{D_{tot}}$ が減少する傾向が伺え、 $\eta$ が $C_{D_{tot}}$ に及ぼす影響は強いと

言える. 図4における各々の迎角における線図の傾き  $C_{Dtot}/\eta$  を最小二乗法により求めた結果を図5に示す. 同図の横軸は迎角, 縦軸に  $C_{Dtot}/\eta$  を示す. 同図からMach1.1の方がMach1.3よりも  $C_{Dtot}/\eta$  の絶対値が大きい. Mach1.1の時に  $C_{Dtot}$  が  $\eta$  の影響を受けやすいと言える.

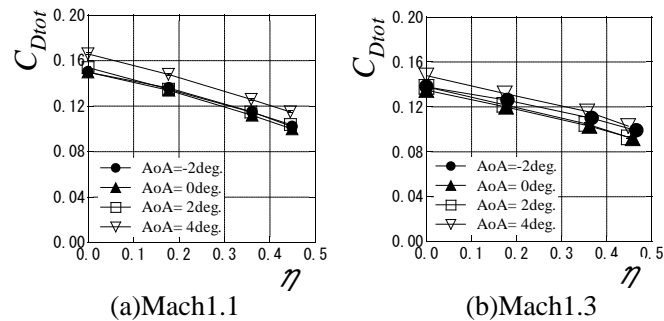


図4:  $C_{Dtot}$ の  $\eta$  に対する依存性

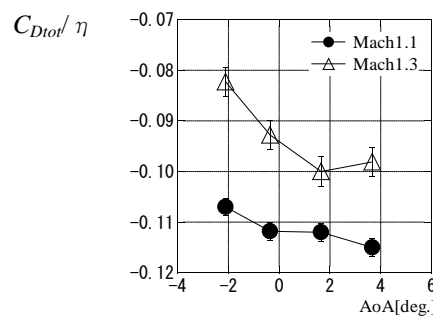


図5:  $C_{Dtot}/\eta$  のAoA依存性

オイルフローによってエンジン表面における流線を比較したものを図6に記す. 尚, 風上の向きは図中右下方向である. Mach1.1の時のみエンジンナセル付近で大きな逆流領域が生じていることが確認された. これは流れの剥離を示唆しており, これが干渉抗力を招く原因になっていると推察される.

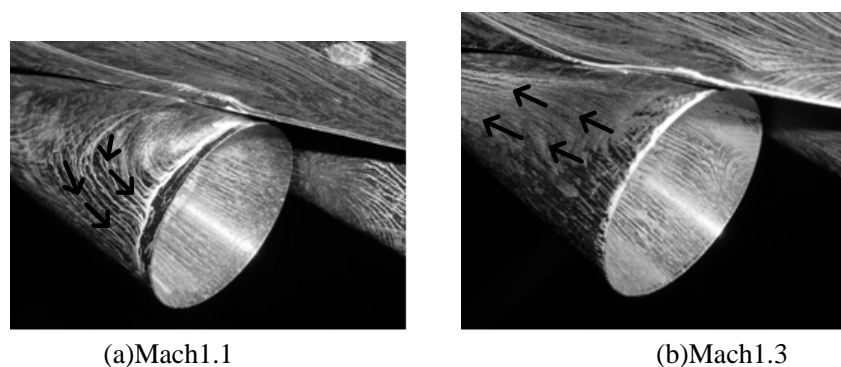


図6: オイルフローによる艤装エンジン入口付近の流れ場の様子

図7に全機体抗力  $C_{Dtot}$  の各成分  $C_{Dfus}$ ,  $C_{Deng}$ ,  $C_{Dothres}$  の内訳を示す. このうち  $C_{Deng}$  は2節で述べたように理論式からの推定であり, その他は実測値である. 各々の流量吸込率  $\eta$  に対して  $C_{Dothres}$  が  $C_{Dtot}$  に対して占める割合は 0~20%程度で  $C_{Deng}$  が  $C_{Dtot}$  に対して占める割合は 40~70%である. 定

量的には干渉抗力 $C_{Dothers}$ よりもエンジンの抗力 $C_{Deng}$ の変化量の方が大きいですが、 $\eta$ が大きくマッハ数が 1.1 の場合には干渉抗力も無視出来ない程度存在すると言える。今後、適切なフィレットの採用により図 6 で示されるようなエンジンナセル部の剥離を抑制することで、干渉抗力の割合を低減することが求められる。

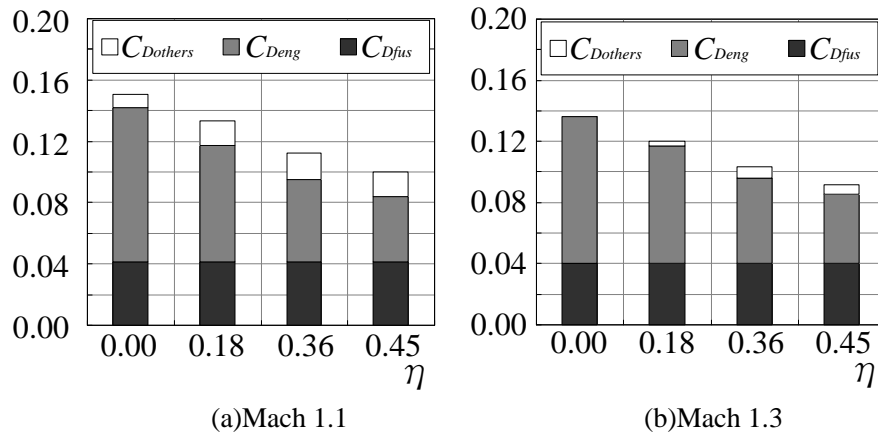


図 7：全機抗力に占める抗力成分の割合

#### 4. 結言

本研究では、M2006 機体形状についてエンジン流量の変化が干渉抗力に及ぼす影響を風洞試験により確認した。

1. 流量吸込率が 0.45 から 0 まで変化すると抗力係数は 0.1 程度から 0.15 程度まで増加することが確認された。
2. 流量吸込率  $\eta=0\sim0.45$  において、全抗力に対する割合については、エンジン抗力は 40~70%、流れ場の変化による抗力は 0~20% であることが予測された。
3. オイルフロー試験の結果より、マッハ 1.1 の場合にはエンジンナセル表面に剥離痕が見られることが分かった。

以上の結果を踏まえて、エンジン作動条件の変化に伴う M2006 機体の抗力変化を正確に把握することが可能となった。

#### 参考文献

- (1) 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後刷集 P.47-49
- (2) 桑田耕明, 超音速機のエンジン流量が抗力特性に及ぼす影響の実験的評価, 室蘭工業大学修士論文, 2010 年 2 月
- (3) AIAA Paper 2005-3415



## 小型無人超音速機の機体構造に関する研究

溝端 一秀(航空宇宙機システム研究センター 准教授)

○ 高津 武人(航空宇宙システム工学専攻)

片岡 秀教(航空宇宙システム工学専攻)

### 1. はじめに

小型無人超音速機の FRP 構造は、機体規模が小さいことと FRP 成形技術の制約から、外皮が相対的に厚いモノコック構造に近い構造様式となる。言い換えると、外皮が相対的に非常に薄くその荷重分担の小さい既存輸送機のセミモノコック構造と比べて、外皮と内部構造が受け持つ剛性の比率が異なるものと考えられる。次に、小型無人超音速機には超音速飛行に適したデルタ翼やアロー翼を搭載することになるが、これらは既存機に用いられた例が少ないため、その機体構造の特性は未解明である。このように、小型無人超音速機の機体構造は、既存の輸送機規模の航空機と異なる特性を持つと考えられ、その解明が待たれる。

そこで本研究は、小型無人超音速機アロー翼の FRP 構造の曲げ特性を解明することを目的とする。製作中の小型無人超音速機プロトタイプの主翼（アロー翼）構造を供試体として、FEM 解析および静荷重試験を実施する。

### 2. 手順

このプロトタイプとは、小型無人超音速機（M2006 形状）の低速飛行試験用の機体であり、M2006 形状とほぼ同等の空力形状を有する。このプロトタイプの主翼と同等の形状・構造を持つ主翼供試体を用いて以下の事項を実施する。

- (1) 有限要素法（FEM）による構造解析のために必要な構造離散化モデルの作成：三次元設計ソフト CATIA V5 を用いる。
- (2) 有限要素法（FEM）による構造解析：汎用 FEM 解析ソフト MD.Nastran および前処理ソフト MD.Patran を用いる。
- (3) 集中荷重条件における静荷重試験
- (4) FEM 解析と静荷重試験結果の比較、ならびに作成した解析モデルに適した各種解析条件の決定・調整。
- (5) 実際的な揚力分布による分布荷重の場合の構造解析：その変形挙動や応力分布より M2006 プロトタイプのアロー翼構造の曲げ特性について考察する。

### 3. 主翼供試体

主翼供試体の構造を Fig. 1 に示す。その空力形状および内部構造は飛行用プロトタイプ機体の主翼と同等である。主な構造材料は、外皮及び桁は CFRP とバルサのサンドイッチ板、リブはベニヤである。外皮は心材に厚さ 2mm のバルサ、表皮に東レのカーボンク

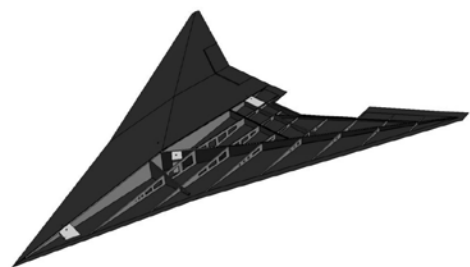


Fig. 1 主翼供試体の構造

ロス CO6155B を 2ply 使用しており、桁は心材に厚さ 3mm のバルサ、表皮にカーボクロス CO6343 を 2Ply×2 使用している。また、左右翼を結合するための左右一体成型の桁（かんざし）は厚さ 3mm の CFRP 板である。この主翼供試体はマウント（支持台）に 6 本のボルトで結合される。

## 4. 静荷重試験

### 4.1 試験条件

Fig. 2 のように、テーブルにマウントを介して主翼供試体を固定し、自動車用パンタグラフジャッキで片翼を上方へ持ち上げることによって荷重を与える。この時 2 つのジャッキを左右対称に配置し、左右対称に持ち上げる。片側のジャッキと供試体の間にロードセルを挟むことによって荷重量を計測する。予め計画した荷重量を保持しつつ、供試体前縁の複数箇所の変位をハイトゲージで、供試体外皮の応力を歪ゲージで計測する。荷重条件（位置、荷重量）は Table 1 の通りである。

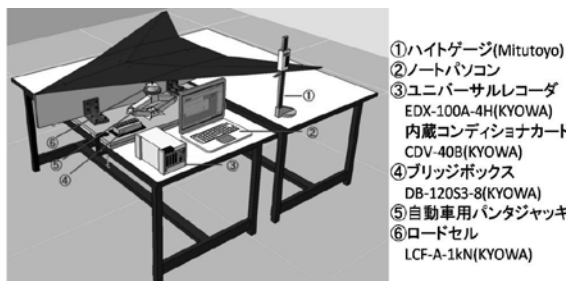


Fig. 2 静荷重試験の概観

Table 1 静荷重試験の荷重条件

翼幅方向の荷 重位置（機軸か らの距離）	荷重量	
	25% 翼弦 位置	50% 翼弦位 置
230mm	—	40kgf, 60kgf
300mm	40kgf	40kgf, 60kgf
400mm	20kgf	20kgf, 40kgf

### 4.2 静荷重試験の結果

静荷重試験の結果の一例として、翼幅方向 400mm かつ 50%翼弦の位置に荷重を与えた場合の前縁の変位を Fig. 3 に示す。静荷重試験では各条件で 3 回ないしは 5 回ずつ測定を行っており、どの条件においても平均値の周りに  $\pm 0.5 \sim \pm 0.7\text{mm}$  程度の測定値のバラツキが見られる。今回用いた自動車用パンタグラフジャッキでは 1mm 以下の精度で昇降値を微調整することが難しいため、上記の変位測定値のバラツキは許容誤差の範囲内と判断し、FEM 解析値はこの範囲内に収まれば良いものとする。

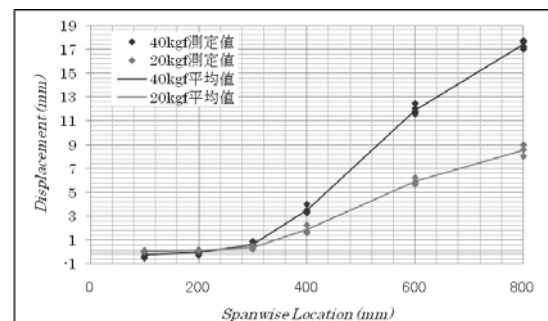


Fig. 3 静荷重試験の結果の例

## 5. 有限要素法（FEM）解析

### 5.1 構造モデル

解析用の主翼供試体の構造モデルを Fig. 4 に示す。内部構造を表示するために上面の外皮を非表示にしている。この構造モデルをシェル要素に分割することによって、FEM 解析用の離散化された構造モデルを作成する。ここでシェル要素とは厚みを持たない面（サーフェス）で構成された要素であり、板厚方向の要素分

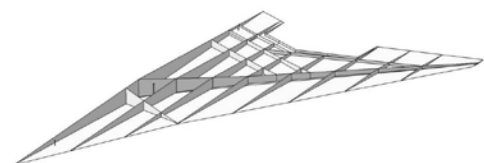


Fig. 4 解析用の構造モデル

割の必要が無いことから航空機のような薄肉構造において高精度の解析結果を得やすい。ここでは寸法 3mm の三角形微小要素に分割する。

## 5.2 材料特性

材料特性としては、直交座標系 123 (1:長さ方向, 2:奥行方向, 3:高さ方向) を定義し、直交異方性材料として  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $\nu_{12}$ ,  $G_{12}$ ,  $G_{23}$ ,  $G_{31}$  ( $E$ :ヤング率,  $\nu$ :ポアソン比,  $G$ :せん断弾性係数) の 6 つの弾性係数を与える。主翼供試体に用いられているサンドイッチ板および CFRP 板について別途引張試験が実施され、 $0/90^\circ$  方向と  $45^\circ$  方向の引張剛性とポアソン比が測定されている。その測定データおよび複合材料の巨視力学[1] およびサンドイッチ材料の等価剛性の計算[2] より 6 つの弾性係数を推算する。ただし、外皮のサンドイッチ板に使われているバルサ材は、材料入手の都合から一枚の連続板ではなく継ぎ目を有する。一枚板の場合と比べてこの継ぎ目の影響により単純引張で剛性が 75%~80%程度に低下することが、引張試験の結果判明している。一方、曲げやせん断に対する影響は不明である。また、CFRP およびバルサは共に引張と圧縮で弾性率が異なる材料であるため、圧縮を受ける上面外皮では更に低い弾性率を適用する必要があるが、この圧縮剛性を引張試験で測定するのは原理的に困難である。このような弾性率の不確定性については、FEM 解析と静荷重試験の結果が一致するように弾性率を調整することによって決定することにする。

## 5.3 荷重条件

荷重条件としては、後述の静荷重試験の集中荷重と、実際的な揚力の翼幅方向分布に対応した分布荷重の 2 種類を用いる。揚力の翼幅方向分布は、マイクル C.Y ニウによる経験値[3] を参考にして Fig. 5 のようなせん断力分布を仮定する。この図より、設定した荷重点位置に対応する荷重量を計算し、その値を 25%翼弦の荷重点それぞれに集中荷重として与える。なお、全機重量は M2006 プロトタイプで想定されている 30kgf とし、耐空性審査要領に規定される Aerobatic 機の終局荷重倍数 9G を採用する。

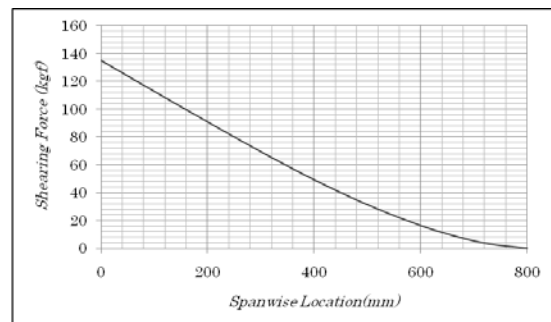


Fig. 5 主翼供試体に仮定するせん断力分布

## 5.4 FEM 解析の結果

### 5.4.1 静荷重試験の再現

材料特性の不確定性に対し、上面外皮のヤング率を引張試験結果および理論推定値の 0.5 倍、下面外皮を 0.75 倍と仮定すると、FEM 解析結果の変位量は上述の許容誤差内に収まった。ここで 0.75 倍という数値は引張試験で得られている値である。更に、CFRP の圧縮弾性率が引張弾性率の 0.7 倍程度と仮定すると、上記の 0.5 倍に相当する補正係数が得られる。

### 5.4.2 分布荷重を適用した FEM 解析結果

最後に、揚力の翼幅方向分布による分布荷重を与える解析を試みた。ここでは、翼全体の中で各部材がどの程度の剛性を分担しているかを考察するために、外皮のヤング率のみを 2 倍、あるいは桁のヤング率のみを 2 倍にして解析を行った。Fig. 6 にその結果を示す。ヤング率を 2 倍にすることによる変位量の変化 (減少) が大きいほどその部材の剛性分担率が大きいと考えられる。これより、スパン 500mm 以下の内翼では外皮と桁が同等程度の剛性を分担しており、500mm 以上の外翼では桁よりも外皮の方が荷重分担が大きいことが分かる。このように小型機ゆえのモ

ノコック構造に近い特性が確認された。

また、分布荷重を与えた場合において、各桁に発生する最大応力は Fig. 7 のようになる。図中、翼面上に垂直に立った棒の高さによってその位置における最大応力の値が相対的に表されている。翼根では後桁に大きな応力が発生し、翼端に近づくにつれてそれが主桁に遷移している。これは一般的な後退翼と同様の傾向である。ただし、後退角・テーパ比が大きいことによる影響が顕著であり、内翼では 50%翼弦位置よりも前縁側の広い範囲で応力が小さく、前桁は曲げ荷重をほとんど担っていないと言える。

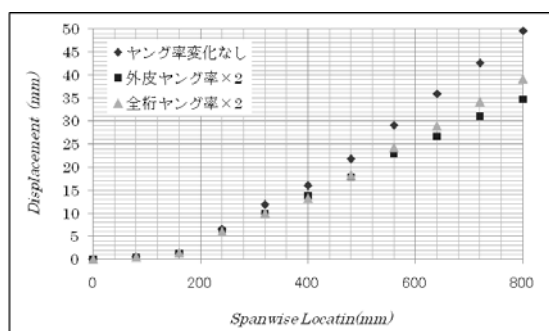


Fig. 6 外皮および桁の弾性率を変化させた場合の変位

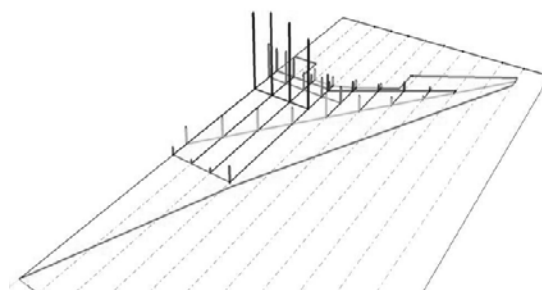


Fig. 7 桁に発生する応力の分布

## 6. 結言

本研究では、小型無人超音速機アロー翼の FRP 構造の曲げ特性を解明することを目的として、FEM 解析および静荷重試験を実施した。その結果、まず小型機としての特徴として、内翼では桁と外皮が同等程度の剛性を担うが、外翼では桁よりも外皮の剛性分担が大きくモノコック構造に近い特性を持つことが分かった。また、応力分布の傾向は一般的な後退翼と同等であったが、後退角・テーパ比が大きいことによる影響が顕著であり、前桁は曲げ荷重をほとんど担っていないことが判明した。今回は曲げ変位のみに着目したが、捻り特性も翼の構造特性を考える上では重要な要素であるため、今後の課題として捻り特性の評価、および評価のための試験・解析手法の検討が重要である。

## 参考文献

- [1] 森田幹郎, 金原勲, 福田博, 「複合材料」, 日刊工業新聞社 (1988).
- [2] 島村昭治, 宮入裕夫, 「サンドイッチ構造」, 日刊工業新聞社 (1974).
- [3] マイケル・C・Y・ニウ, 「航空機構造設計—機体設計のための実用書」, 名古屋航空技術 (2000).

# 小型無人超音速機の航法アビオニクスに関する研究

溝端 一秀 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)

○ 長尾 友 (航空宇宙システム工学専攻)

小野 正貴 (機械システム工学科)

## 1. はじめに

小型無人超音速機およびそのプロトタイプを自律的に飛行させるためには、飛行中の機体の位置、速度、姿勢を搭載機器によって認識、判断する「航法」と、搭載機器によって機体の速度や姿勢に修正を施す「誘導・制御」が必要不可欠である。また、プロトタイプ機体を用いた飛行特性評価のためにも航法は必須である。

そこで本研究では、小型無人超音速機およびそのプロトタイプ機体の飛行特性評価および自律飛行のために必要な航法システムの構築を狙い、最近試作された小型航法機器を導入し、その性能を評価するとともに、小型無人超音速機およびプロトタイプ機体への適用可能性を検討する。その結果に応じて、今後航法機器を改良してゆく計画である。

## 2. 理論および手法

### 2-1 INS/GPS 複合航法

INS とは慣性航法装置のことである。ジャイロで角速度を、加速度センサで加速度を計測し、これらを時間積分することによって速度、変位、および姿勢角を推算する。原理的に悪天候や電波障害の影響を受けないという長所があるが、積分計算には誤差が累積しやすいことから、長時間運用の際には定期的な誤差補正が必要であり、そのために他の航法システムを要する。エアラインでは地上に設置された電波標識による電波航法を併用することによってこれを実現している。

GPS は全地球測位システムのことである。静止軌道上の約 30 個の GPS 衛星のうちの数個から信号を受信し、それを元に位置、速度を推定するものである。長時間使用しても誤差は累積しないが、原理的に電波障害の影響を避けられず、しかも電波障害による誤差を評価するには他の航法システムとの比較を要する。このように INS および GPS は、それぞれ単独では信頼性に難点があるが、互いの弱点を補うように両者を組み合わせることによって信頼性の高い自律航法が可能となるものと考えられる。

### 2-2 実験装置

小型無人超音速機およびプロトタイプ機体に搭載する航法機器は、機体内スペース (直径 20cm 程度) や全備質量 (プロトタイプ機体で 30kg 程度) の制約から、軽量小型である必要がある。この条件に適合する航法機器として、東京大学航空宇宙工学科土屋研究室の設計・試作による「UAV データ収集システム (通称 Sylphide)」[1]を導入する。その外観を Fig. 1 に示す。これは、1 軸の半導体



Fig. 1 Overview of the present navigation avionics.

ジャイロを3個、3軸1パッケージの半導体加速度センサを1個、汎用GPS受信モジュール1個を搭載している。半導体ジャイロで3軸の角速度を、加速度センサで3軸の加速度を計測し、GPS受信機で位置および速度を計測している。これらの計測データは機上のメモリーカードに記録されるほか、パソコンにUSB接続している状態では直接パソコンに記録することもできる。記録されたデータを解析することによって、位置、速度、姿勢を推定する。

### 2-3 性能評価試験

航法機器の性能を評価するために次の試験を行う。

- 1) 静止試験： 航法機器を地上に静止させ、航法データを取得し、検証する。
- 2) ターンテーブル試験： 一定の角速度で回転するターンテーブルに航法機器を置き、角度検出機能を検証する。
- 3) 車載試験： 航法機器を自動車に搭載し、移動しながら航法データを取得し、検証する。
- 4) 比較対象としてスピードガンを用いて速度を計測する。

## 3. 実験結果

### 3-1 静止試験

航法機器を地上に静止させて取得した航法データのうち、姿勢角の推移を Fig. 2 に示す。ここで姿勢角とはピッチ角 $\Theta$ 、ロール角 $\Phi$ 、ヨー角 $\Psi$ の3つであり、計測開始時点の姿勢を基準として、航法機器の姿勢変化量を表すオイラー角として定義される。地上静止状態であるため、姿勢角の理論値はゼロである。一方航法機器による計測値を見ると、ピッチ角およびロール角は最初の150秒程度の間には若干のゼロ点シフトが生ずるものの、その後一定値を示しており、静止状態を概ね正確に計測できているといえる。しかし、ヨー角の計測値はほぼ一定の割合でドリフトし続けている。

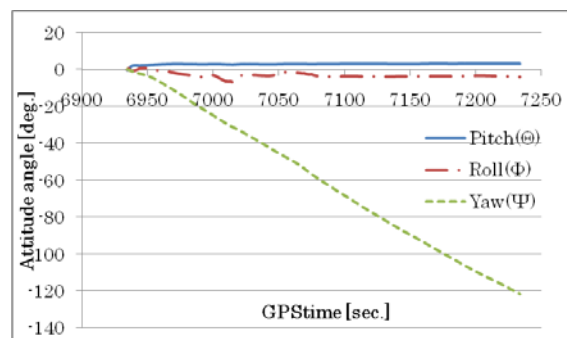


Fig. 2 History of attitude angles acquired in the ground static test.

### 3-2 ターンテーブル試験

ターンテーブルは SP レコード用のものであり、回転率 45rpm、角速度 270[deg./s]である。ターンテーブルの回転軸に航法機器を載せ、ターンテーブルを回転させ、姿勢角を測定する。その結果を Fig. 3 に示す。角速度が一定であるので X 軸に平行なサインカーブが現れるはずであるが、測定結果はそうになっていない。この原因として、ターンテーブル上の GPS 受信機は約 30[cm]の振幅で運動しているが、これが一般的な GPS の測位誤差 (10[m]程度) に埋もれてしまったことが考えられる。

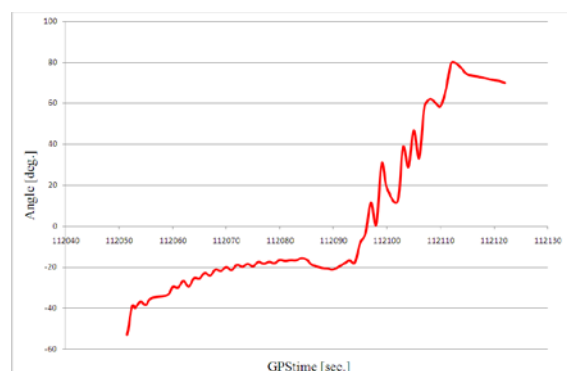


Fig. 3 History of attitude angles acquired in the turntable tests.

### 3-3 車載試験

航法機器を自動車に搭載して市中を走行しながら取得したピッチ角、ロール角、および速さの履歴を Fig. 4 に示す。ピッチ角の計測値は、自動車が減速・停止するときにはマイナス、発進するときにはプラスとなっており、またロール角の計測値は、右折時にマイナス（左ロール）になり、その後直進状態でプラスになっており、自動車の挙動を概ね正しく計測できている。ピッチ角の計測値は 15.4～-2.5[deg.]である。このケースのデータ収録開始から走行開始までの間の静止状態でのピッチ角（ゼロ点）は約 5.4[deg.]であったので、ピッチ角の真の値は 10～-7.9[deg.]の間で変化すると理解される。坂道の傾斜を実測したところ傾斜角は 4～-1.5[deg.]であった。その差 6～-6.4[deg.]が地面に対する自動車のピッチング運動に対応すると考えられる。また、ロール角の計測値は 7.9～-9.4[deg.]である。同様に出発前のゼロ点は約-2.3[deg.]であったので、真の値は 10.2～-7.1[deg.]となる。速度の履歴を見ると、信号での減速・停止や右折時の減速、等が良好に計測されている。計測された速度情報は、北向き成分、東向き成分、および下向き成分の3つに分解されたデータとなるが、これを地図上にベクトル表示すると概ね道路に沿う。

さらに、4回の車載試験で計測された位置情報を重ねたグラフを Fig. 5 に示す。右左折直後や旋回時に位置情報に若干のばらつきが見られ、横Gが何らかの影響を与えている可能性が示唆されるが、一般に航空機の運動では横Gは小さいので、航空機への搭載上問題無いと考えられる。

同様に、4回の車載試験で計測された高度情報を Fig. 6 に示す。位置情報の時と同様に、主に右折時に誤差を生じている。最大で約 30[m]の誤差が観察される。一般的にGPSの高度に関する誤差は 30[m]程度とされており、今回の試験によって観察されたデータもその範囲内であるので問題無いといえる。

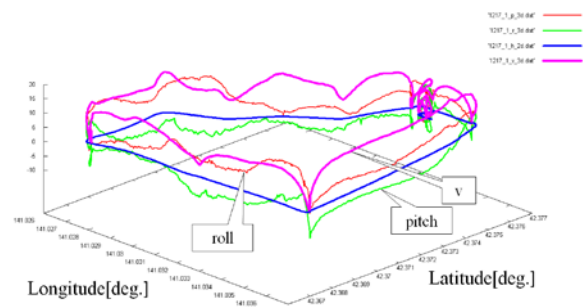


Fig. 4 History of the data acquired in the in-car tests.

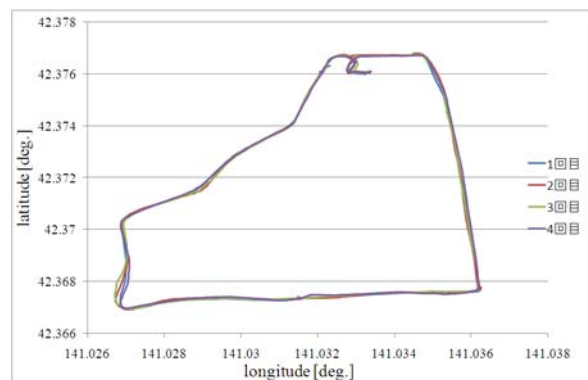


Fig. 5 History of position data acquired through four times of in-car tests.

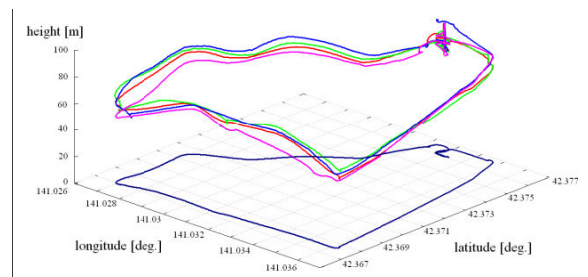


Fig. 6 History of height data acquired through four times of in-car tests.

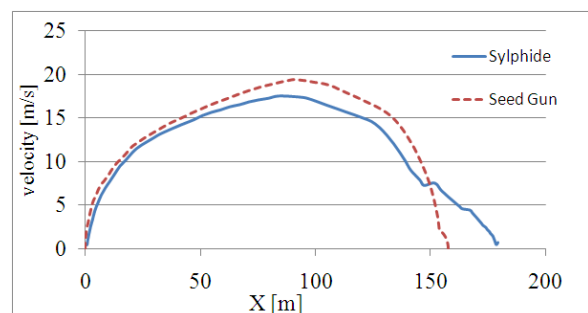


Fig. 7 History of velocity data acquired by in-car avionics test and simultaneous speed-gun measurement.

### 3-4 スピードガン速度計測

車載試験では、速度の計測は概ね良好と考えられた。そこで、速度計測のさらなる検証のためにスピードガンを用いた速度計測を試みた。その結果と車載航法機器による計測値を Fig. 7 に示す。航法機器の車載試験では、ゼロ点ドリフトのため出発点・終端点の速度が 0[m/s]にはなっていないが、全般的に良好な一致を示していると考えられる。

## 4. 小型無人超音速機への適用性の検討

以上の試験結果をまとめると次のようになる。

1. ピッチ角、ロール角については問題なく計測できる。ヨー角はゼロ点ドリフトが大きく、実際の飛行試験ではドリフト成分を分離できないため、補正困難であるが、別途速度分布から求めることができる。
2. 横 G の強い環境で計測誤差が生ずるものと推定されるが、航空機への適用上問題ない。
3. 高度計測は最大で 30m 程度の誤差が観察された。一般的な GPS の測位誤差の範囲内であるが、航空機への適用を考えると、高々度飛行時には問題にならないものの、自律的な離着陸のためには精度不十分である。将来の自律的離着陸のためには他の高精度の機器（電波高度計、等）を要する。
4. 速度計測は、スピードガン計測との比較から概ね良好と判定される。

これらの試験結果と、別途実施されている飛行経路解析の結果を基にして、プロトタイプ機体の亜音速飛行試験への適用可能性を考察してみる。これまでの解析結果[2]によると、迎角は 4~-1.5[deg.]程度、経路角は 53~-31[deg.]程度、加速度の最大値は離陸加速中の 1.6G 程度であり、横加速度は非常に小さい。これらは概ね今回の車載試験と同等の運動環境である。一方、飛行速度は最大 129[m/sec]、飛行高度は最大 500[m]程度であり、今回の車載試験の条件を大きく超えている。飛行高度に関しては、GPS の原理上、高度が大きくなっても計測絶対誤差は変わらないと考えられる。一方、GPS の測位頻度が 4Hz であることから、高速飛行時には各種航法データの絶対誤差が大きくなると予測され、注意が必要である。

以上のことから、今回の航法アビオニクス機器は、室蘭工大小型無人超音速機プロトタイプの亜音速飛行試験に概ね適用可能と考えられる。しかし、ヨー角データはドリフトが大きいため、別途ヨー角計測機器を搭載するか、速度ベクトルデータからヨー角を推定する必要がある。また高速飛行時の航法データの精度劣化に注意を要する。

## 5. 結言

最近試作された航法アビオニクス機器に対して各種試験を行い、その性能を評価した。その結果、近々実施予定の小型無人超音速機プロトタイプによる亜音速飛行試験に概ね使用可能であることが判明した。また、ヨー角計測方法の改善や GPS 測位頻度の向上の必要性が判明した。

## 参考文献

- [1]成岡優, 「低精度 MEMS センサと汎用 GPS 受信機の融合による高精度航法システムの研究」, 東京大学修士論文, 2007 年 2 月.
- [2]大下智紀, 「小型無人超音速機の飛行経路解析」, 室蘭工業大学卒業論文, 2009 年 2 月.



# 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(機械システム工学科)

## 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抵抗の低減が図れる。また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の利点を有する。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・制御性能の評価を行った。本研究で設置した揚力制御装置は翼上面に設置したスリットから空気を吹出す方法である。揚力制御装置（以下吹出し）の性能は風洞実験における空気力計測を中心として、流れの可視化、静圧分布、および熱線計測結果より評価した。

## 2. 実験方法

実験に用いた風洞はゲッチンゲン型単還流式の低速風洞で、測定部断面は対辺距離 1.75[m]の正八角形である。空気力計測はストラット式 6 分力天秤を用いた。スリットに空気を供給するため、リョービのブロア(B-3500)からホースを介して模型に接続した。この空気供給による外部力を小さくするため、送風機からのホースをサブストラットに保持させ、模型後方から機軸方向と水平に接続した。一様流流速は 5, 10, 15, 20[m/s]で行い、平均空力翼弦長 (266.7 [mm]) に基づくレイノルズ数 $Re$ はそれぞれ 8.973, 17.95, 26.92, 35.89 $[\times 10^4]$ である。また、デルタ翼上面の流れ場を把握し、吹出し効果を確認するため可視化実験、静圧計測、六分力計測および熱線計測を行った。可視化の方法はデルタ翼の左翼側上流から煙を一様流中に注入し、シート光を左翼外部側から一様流に垂直に投射して、その翼端渦の挙動をデルタ翼の真後ろに設置したビデオカメラで撮影した。



図 1 : デルタ翼取り付け概要

### 3. 実験結果・評価

#### 3・1 デルタ翼上面の可視化

一様流速 5[m/s], 迎角 20[deg.], 最大翼弦長 60%位置におけるスリットから吹出しの無い場合と有る場合について, 流れと直角断面内の翼上面に沿う流れの様子をシート光で可視化し, ビデオ撮影した連続画像の一コマを図2の(a)と(b)に示す.

図2より, 翼端に前縁剥離渦の発生が確認できる. また渦の中心部には煙が薄い渦核が存在することから, 渦崩壊(Breakdown)は発生していないと推測される. さらに, スリットからの吹出しによって渦核が翼に引き寄せられ, 渦は少し潰れた様子が確認できる. また, 翼の後縁近傍では渦は拡散しその核も消滅して, 崩壊を起こしている様子も捉えることができた(図2の(c)). しかし, 吹出しによる渦崩壊発生位置の遅延や抑制について, 可視化画像から定量的に示すことが出来なかった.

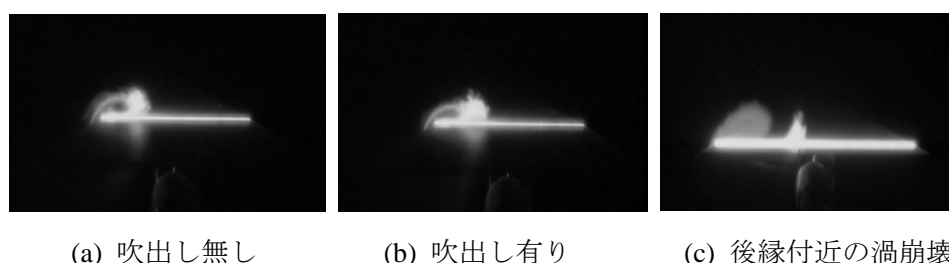


図2：スリット吹出し有無による翼上面の前縁剥離渦断面構造の違いと渦崩壊の様子

#### 3・2 揚力・抗力計測結果

一様流流速 15m/s での測定結果である各揚力, 抗力係数のスリット吹出し無しを  $C_{L-wob}$ ,  $C_{D-wob}$ , 吹出し有りを  $C_{L-wb}$ ,  $C_{D-wb}$  として図3に示す. また吹出し反力以外の吹出しによる翼周りの流れ変化に伴う力成分変化を評価するため, 反力を差し引いたものを  $C_{L-wbe}$ ,  $C_{D-wbe}$  として同図に示す. 揚力については, 揚力係数  $C_{L-wbe}$  と  $C_{L-wob}$  の値がほぼ一致しており, 反力以外に起因する揚力増加を得られなかった. この理由として, 風洞の流速に対する吹出し速度や流量の不足が考えられる. この不足を改善すると, 逆圧力勾配に関係すると考えられている渦崩壊の抑制・遅延ができ, 揚力が改善できると推測される. 抗力については, 高迎角 26, 30[deg.]の  $C_{D-wbe}$  では, 迎角 26[deg.]で 5.9%, 30[deg.]で 7.1%, の抗力係数の改善が見られる. また流速値を変えて同様の実験を行った結果, 共通した高迎角時の抗力軽減があった. この高迎角時の抗力軽減の要因は, 高迎角時の剥離した翼上面の流れをスリットからの吹出しにより付着させ, スリットより後方の背圧を回復させる効果によるものと推測される. この背圧回復の結果, 翼の上下面の圧力差が小さくなり, 抗力が低減したと考えられる.

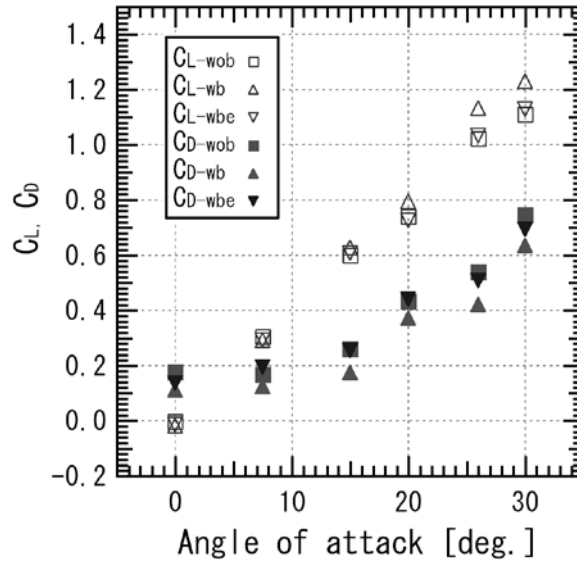


図3：迎角に対する揚力係数  $C_L$ , 抗力係数  $C_D$  (一様流流速 15m/s)

### 3・3 デルタ翼上面圧力分布

迎角 26[deg.], 流速 20[m/s]の条件でデルタ翼上面の最大翼弦長 60%位置における静圧分布計測を実施した. 各ポートは手で切り換え, 再現性を確認するために, 計測を4回実施した. その結果を図4に示す. ここに, 翼の中心線を0とし, マイナス側が左翼, プラス側が右翼を表している. 図4より, 前縁に近いほど負圧が大きく, デルタ翼の典型的な圧力分布形状が確認できる. 前縁近傍で圧力が低くなる傾向は, 前縁剥離渦が存在するためである.

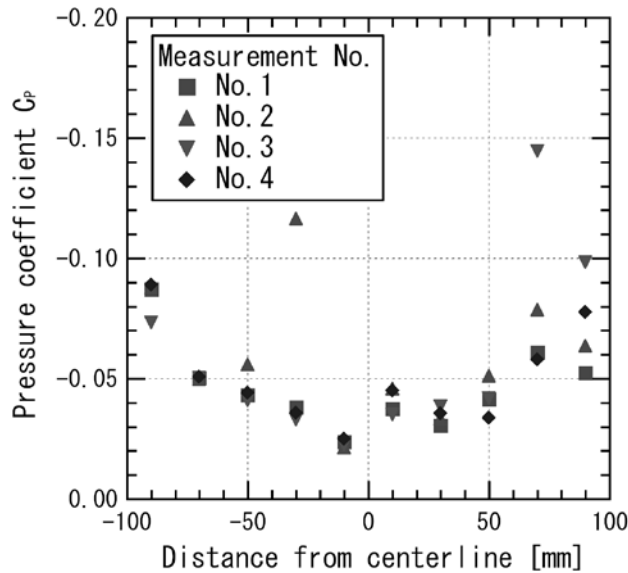


図4：スパン方向の圧力分布

### 3・4 熱線流速計計測

デルタ翼の前縁剥離渦の挙動を把握し, スリット吹出しの効果を評価するために, 熱線流速計を用いて速度変動の計測を行った.

文献 1, 2)によると前縁剥離渦は下流方向に発達し、渦崩壊して最終的には規則的な旋回流は消滅して乱流化する。渦崩壊の前段階では、比較的周期的な速度変動が観測される。この周期変動は渦の不安定性と関連すると言われ、渦崩壊直前一つの指針を与える。本実験ではデルタ翼模型最大翼弦長 60%より少し後方の 67.1%で、右翼前縁側へ機軸から垂直距離を平均空力翼弦長で除した値 0.558 の位置に熱線流速計のセンサーを翼上面の境界層内に貼り付け、流速 10 [m/s]、迎角 16 度と 20 度の形態で、16 度では吹出し無し、20 度では吹出しの効果調べた。速度変動のパワースペクトルを図 5 に比較する。

図 5 の結果から、吹出しの有無に依らず 200-300Hz を中心として広帯域ではあるが周期変動が捉えられている。迎角 20 度の場合は 16 度と比べて、変動のレベルも全ての周波数帯域で増大し、渦の発達がより進んでいることが伺えるが、吹出しの効果はこの周期変動に直接現れていない。僅か 10Hz 以下の周波数帯域に変動の減少が見られるだけである。

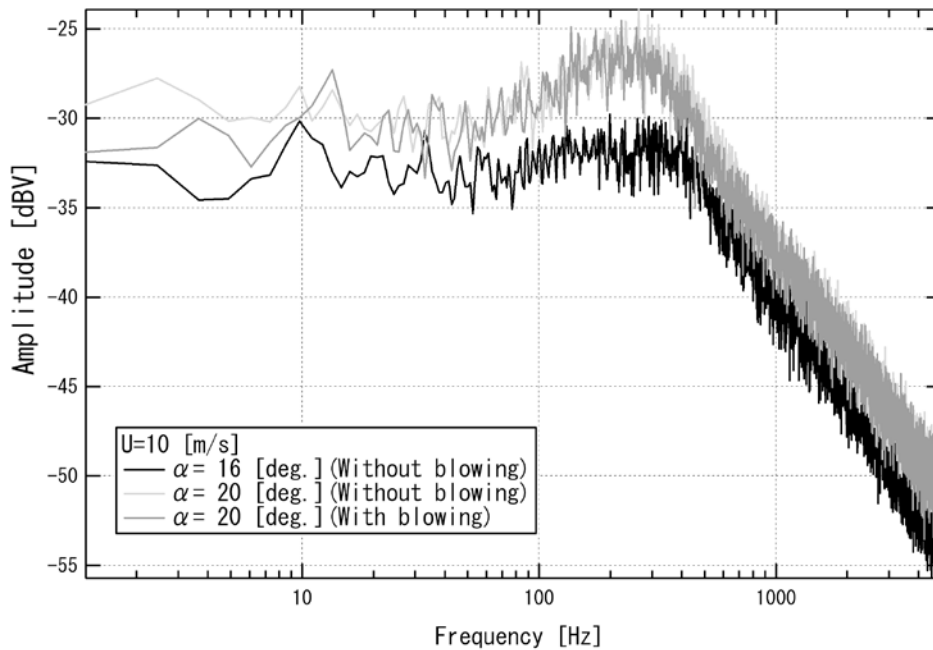


図 5 : パワースペクトル

#### 4. まとめ

本研究では、デルタ翼の空力特性を改善・制御することを目的とした。空力特性の改善方法としてデルタ翼上面のスリットから空気を吹出し、この方法による空力特性の改善・制御性能を評価するため風洞実験を行った。その結果、以下のことが判明した。

- (1) 可視化実験の結果、スリット吹出し無しの場合に比べ、スリット吹出し有りの場合は前縁剥離渦の形が変形して上から潰れた形になっていることが確認された。これよりスリットから空気を吹出すことで翼上面流れをより翼表面に密着させることができることが分かった。
- (2) 6 分力天秤による空気力計測の結果、揚力特性については、吹出し反力以外の揚力増加はなかったが、抗力特性については、高迎角において吹出し反力以外の抗力改善があることが分かった。

た。これより、スリットからの吹出し効果により高迎角 (26,30 [deg.]) においては抗力の低減と揚抗比の改善ができた。

- (3) 一様流に対するスリットの吹出し速度の違いにより、吹出し効果に変化があり、一様流速度が増加すると、各々の改善率が低下する傾向があることが確認された。このため今後一様流に対する吹出し速度の最適値やその傾向などについて、さらに検討していく必要があることが分かった。
- (4) 静圧計測結果より、前縁に近いほど負圧が大きい傾向にあることが確認できた。しかし測定ごとの静圧測定データ間にばらつきが見られた。このばらつきやスリットからの吹出し効果による圧力分布変化など計測条件を変化させさらに検証が必要である。
- (5) 熱線流速計を用いた速度変動計測の結果、広帯域の周期変動が捉えられたが、吹出しの効果はこの周期変動には顕著に現れなかった。

## 5. 参考文献

- (1) 林良生, 中谷輝臣 : Breakdown を伴う三角翼前縁剥離渦の流れ場, 航空宇宙技術研究所報告, 航空宇宙技術研究所, 1975.
- (2) Gursul, I.: Unsteady aspects of leading-edge vortices, Chapter 6 of RTO-TR-AVT-080, 2009.

# 反転軸流ファン式小型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, 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、小型無人超音速機の研究開発を進めており、その推進エンジン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 20 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、平成 21 年度はその詳細設計を行った。以下にその概要を示す。

## 2. 設計内容

設計内容は主に次の 3 つに分割される。

### 2. 1 二段反転ファン及びタービンの空力設計

二重反転ファンと、二段反転タービンの Through Flow 解析を行い、その翼形状の設計を行った。それに引き続き、このファン形状に対して、CFD 空力解析を実行した。

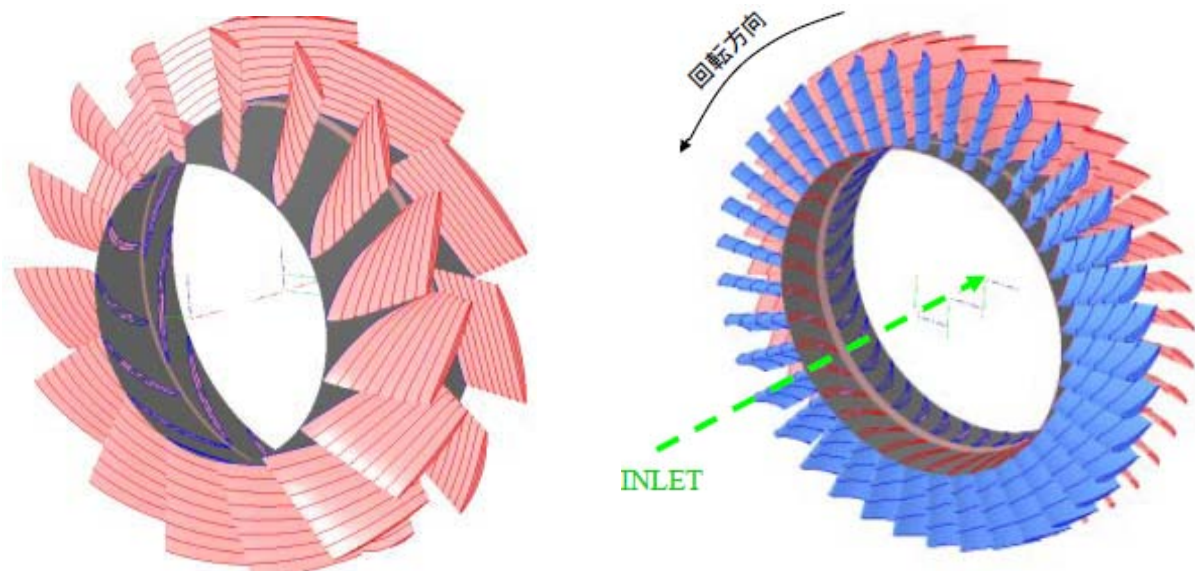


図 1. 設計した二段反転ファン (左) とタービン (右)

### 2. 2 ブレード・ディスクの回転構造強度設計、回転軸系要素の設計

まずエンジンの回転軸系の危険速度、軸変位解析を行い、回転計要素に運転上重大な問題が無いことが確認された。ファン及びタービンブレードの回転強度解析と固有振動数解析を行った結果、

高圧タービnbrisk底部に応力が増大することが分かった。これは許容応力範囲内出あるもの、安全性余裕を確保するため、圧縮機からの空気を高圧タービnbriskの冷却に回すことが提案された。

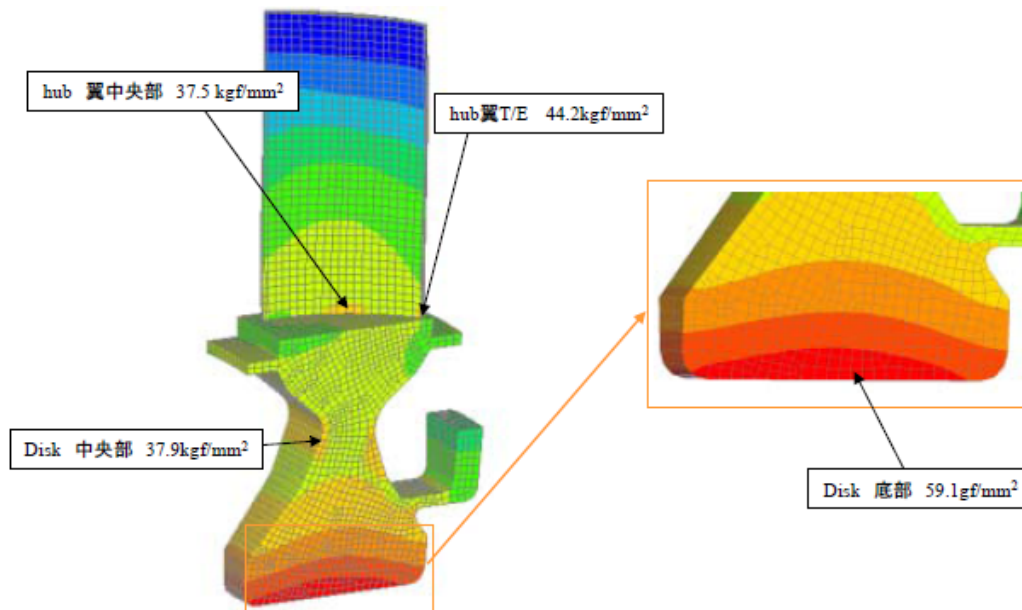


図 2. 高圧タービnbriskの強度解析

### 2. 3 エンジン要素のはめ合い検討、シール検討

前2項以外にも、ブリス্কと回転軸のはめ合い・寸法公差や軸受冷却空気の流量、及び冷却空気シール構造について検討を行った。先の軸変位解析から、ファン・タービnbriskチップとシュラウドのクリアランスを確保できたのと同時に、軸受やブリス্ক・回転軸とのクリアランスも十分な締付力が確保できるようにクリアランスを推算することができた。

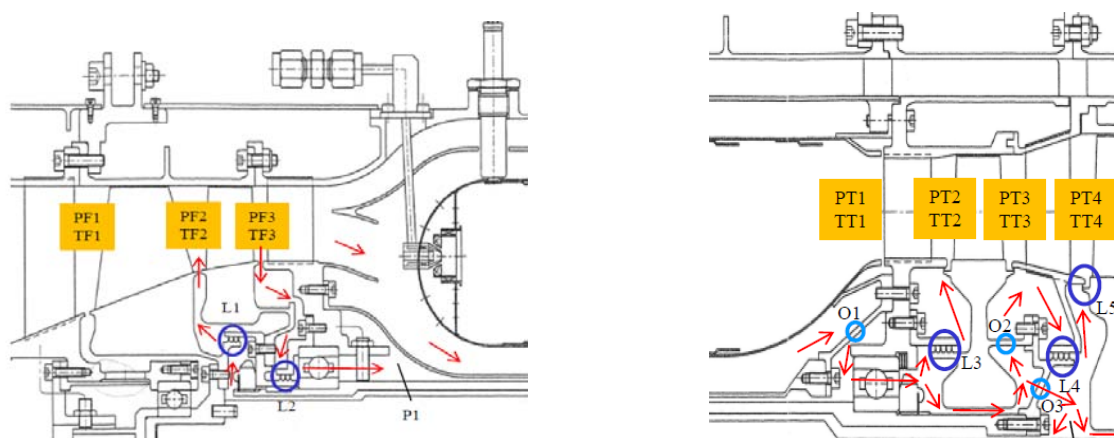


図 3. ファン系の空気シール構造 (左) とタービnbriskの冷却空気流量の推算 (右)

# 反転軸流ファン空力特性の解析

---

- 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, 教授)
  - 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター , 教授)
  - 加藤 大貴(機械システム工学科 4 年)
- 

## 1. 背景と目的

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

本エンジンにおける反転ファンはできるだけ高い圧力比を得るために、高負荷、高回転数条件で作動させる必要がある。また二段ファンは一段ファンに対して反転させていることより、二段目ファンの相対マッハ数が通常のファンより高くなる傾向がある。二段ファンの相対高マッハ数は、ブレードの前縁から強い衝撃波を発生させ、衝撃波による断熱圧縮効率の低下を引き起こす。そこで研究では、相対高マッハ数に対応するように、二段反転ファンのブレード前縁部を再設計して高負荷、高回転数（ファンチップ周速が 400m/sec 以上）条件で作動させた場合の、空力性能を CFD 解析によって評価してみた。

## 2. 解析条件と方法、及び評価

### 2.1 二段反転ファンの解析条件

今回解析した二段ファンの形状を図 1 に示す。

ファン直径	192mm
回転数	40000rpm (第一段), 42000rpm (第二段)
空気流量	3.6 kg/sec
設計圧力比	3.24
翼枚数	16 枚 (第一段), 14 枚 (第二段)

CFD 解析には汎用のターボ機械流体解析ソフト Fine TURBO を使用し、計算マシンは航空宇宙機システム研究センター所有の SGI Altix 350 を利用した。

### 2.2 解析結果と評価

解析結果の一部を図 2 以降に示した。一段ファンの相対マッハ数は、最大でも 1.2 程度であるのに対し、二段目ファンの相対マッハ数はマッハ 1.6~1.8 程度あり、通常の超音速ファンの相対マ



マッハ数と比較して、かなり高い水準になっている。それに伴い、二段目ファン前縁から強い衝撃波が発生していることが分かる。本解析から反転ファンの高効率化、高圧力比化を目指すにはこの高い相対マッハ数による衝撃波損失を如何に抑えるかが課題になっている。

現時点では数値解析のみの空力評価に留まっているが、今後は二段反転ファンの小型リグ試験機を試作して、ファンブレードの相対マッハ数が超音速になった場合の衝撃波損失を実験的に評価し、数値解析との比較を行うことが必要になってくる。

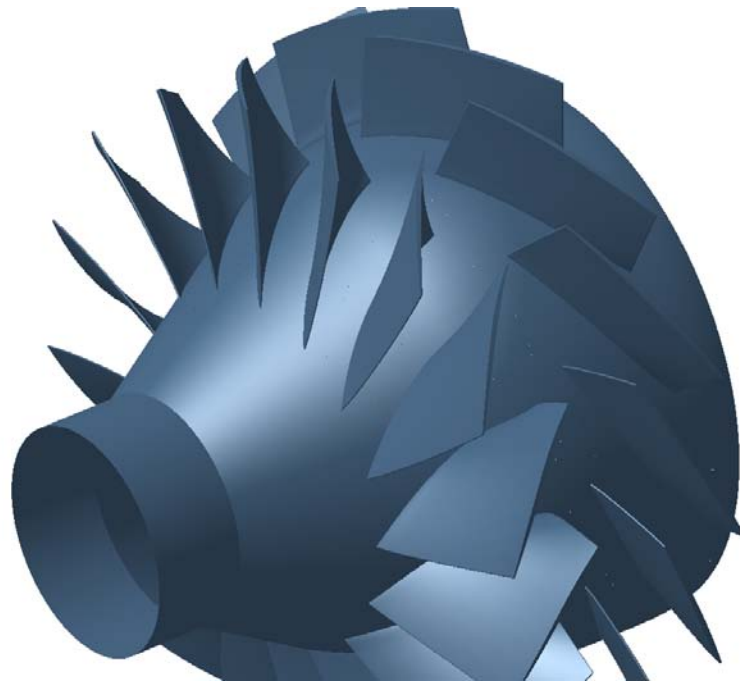


図1 相対高マッハ数対応に再設計した二段反転ファンの形状

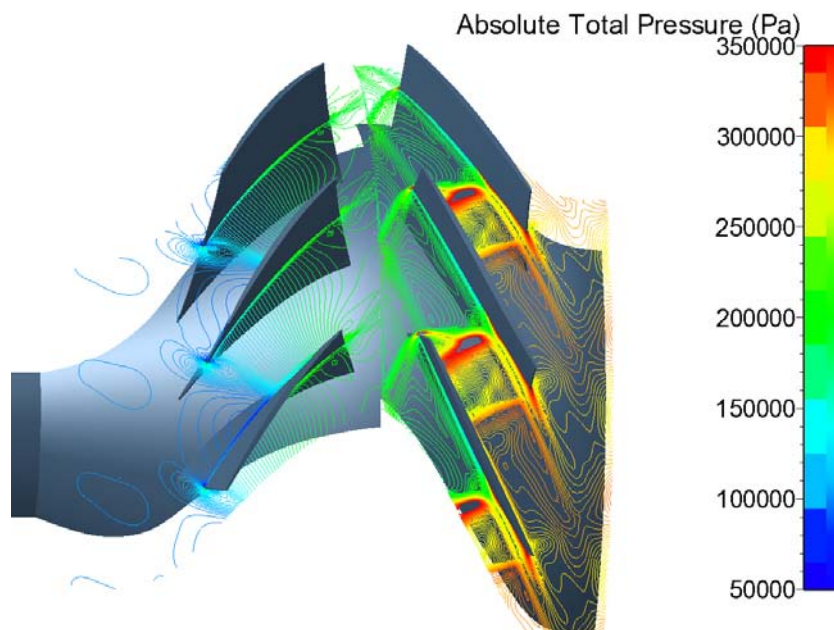


図2 定格回転数、設計点条件で作動させた場合の反転ファンの相対マッハ数

## 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

---

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)

杉岡 正敏(航空宇宙機システム研究センター特任教授)

湊 亮二郎(航空宇宙機システム研究センター助教)

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)

磯田 浩志(航空宇宙システム工学専攻)

---

### 1. 緒言

現在、極超音速機や完全再使用型宇宙輸送機の研究開発が行なわれており、これらの機体には空気吸い込み式エンジンの搭載が考えられている。超音速、極超音速での飛行は飛行体の表面や、エンジンに高い熱負荷がかかるため、飛行体やエンジンの冷却システムが不可欠である。この冷却システムの有力な候補として燃料を冷却剤として利用する再生冷却システムがある。

再生冷却システムの冷却剤として燃料を利用する際は燃料としての燃焼性能、冷媒としての冷却性能、飛行体形状への影響を十分に勘案したうえで飛行体システムを総合的に評価する必要がある。再生冷却システムに利用できる燃料の候補として液体水素 (Liquid Hydrogen : LH<sub>2</sub>) や熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel : EF) と呼ばれる炭化水素系燃料が挙げられている。

LH<sub>2</sub>は比推力性能が高いことや約 20Kという極低温燃料であるため冷却能力に優れていることが利点で既にLH<sub>2</sub>を利用する再生冷却システムがロケットエンジン等で実証されている実績を有している。しかし、極低温を維持するために必要な断熱材による重量増加や、低密度のためタンクの容量が大きくなってしまった欠点を有する。

一方、EFは、現在使用されている炭化水素系のジェット燃料等の常温燃料であり、約 700K以上の高温環境下で熱分解吸熱反応が起こることで冷却性能が向上する。また、密度がLH<sub>2</sub>と比較し、大きいため燃料タンクの小型化が可能となる。しかし、EFを用いた再生冷却システムは未だ実証はされていない。その理由として、冷却性能 (吸熱量、化学反応を伴う熱伝達率、熱分解後のガス組成) や、燃焼性能の多くの特性が明らかになっていないことが挙げられる。

本研究では EF の熱分解吸熱反応による吸熱量を測定することで再生冷却システムの構築に必要な冷却性能を評価することを目的とし、吸熱量の測定は検討し試作した流動加熱試験装置を用いて実施した。

### 2. 供試液

本研究ではEFの吸熱量を測定するために最適な供試液としてメチルシクロヘキサン (Methylcyclohexane : MCH : C<sub>6</sub>H<sub>11</sub>CH<sub>4</sub>) を採用した。MCHはEFの代表的な燃料として挙げられており、現在ジェット燃料として利用されているJP-7の主成分の一つでもある。また、人体に対して影響が少なく、実験を安全に実施することができる。なお、使用するMCHは関東化学の純度 98 %以上の製品を用いる。

### 3. 実験装置

本研究で使用する実験装置の概略を図1に示す。また加熱管の概略を図2に示す。また、Table.1に装置の諸元を示す。実験装置は3種の加熱機器によって熱分解温度以上まで加熱するよう設計した。上流側のシリコンオイルと投げ込みヒーターを用いた加熱器によって液相から気相へ相変化させ、次ぎのマイクロケーブルエアヒーター（以下エアヒーター）を用いた加熱器によって、熱分解直前の温度まで加熱する。そして、電気炉を用いて熱分解する温度以上まで加熱し、昇温させる。

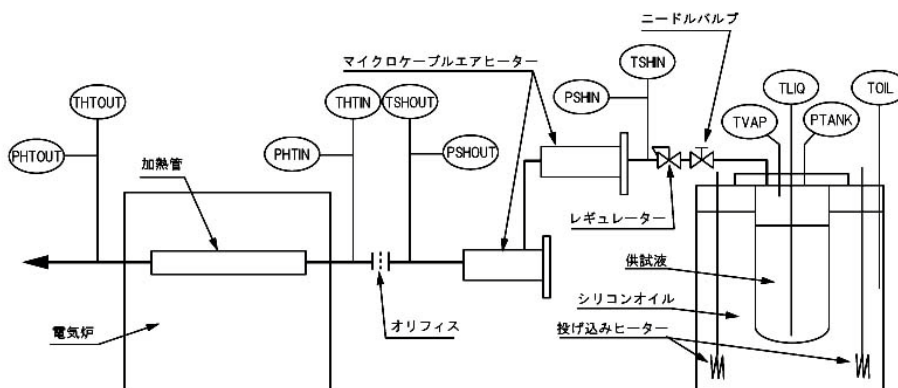


図1 実験装置概略

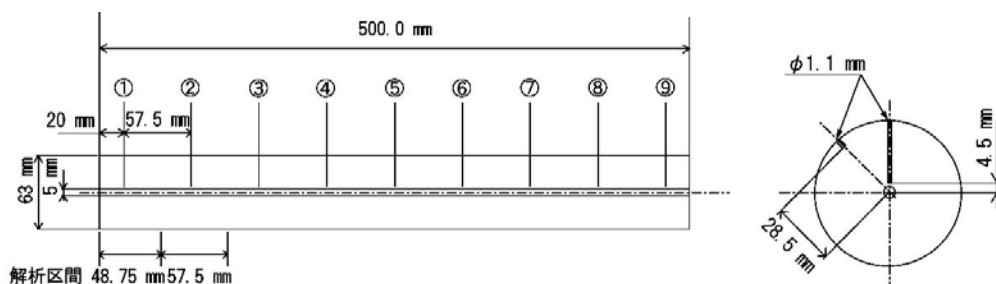


図2 加熱管

表1 実験装置機器の諸元

機器名	仕様
シリコンオイルタンク	330×330×350 mm (30L)
供試液タンク	φ110.3 H354 mm(MAX 2.5L)
投げ込みヒーター (八光製, BAB1220)	2 kW×2
マイクロケーブルエアヒーター (坂口電熱)	3 kW×2
電気炉 (光洋サーモシステム, KTF-050N1)	3.4 kW×1

### 4. 試験結果概要

図3にN<sub>2</sub>を用いた実験結果を示す。同図より、投入した熱量に対する温度上昇が、理論計算とほぼ一致し、投入熱量と受熱量の関係はエネルギー保存していることがわかる。

図4にMCHを用いた実験結果を示す。同図(a)は横軸が全投入熱量、縦軸がMCHの温度変化、

(b)は縦軸が熱容量であり、青線は熱分解反応が生じない場合の理論値である。

同図(a)より、本実験では全投入熱量が 1000W 以上の場合に理論値よりも温度変化が小さくなっていることが確認でき、全投入熱量 1600W の場合には理論値と実験値に 110K の差が生じている。これはMCHの熱分解吸熱反応により熱量が奪われたことが原因と考えられる。同図(b)より、MCHの受熱量は全投入熱量が 1000W 以上で理論値と実験値に差が生じており、全投入熱量 1400kJ/kg では 400kJ の差がある。これにより、MCHの熱分解吸熱反応によりMCHの等価的熱容量が約1.4倍増加したことがわかる。

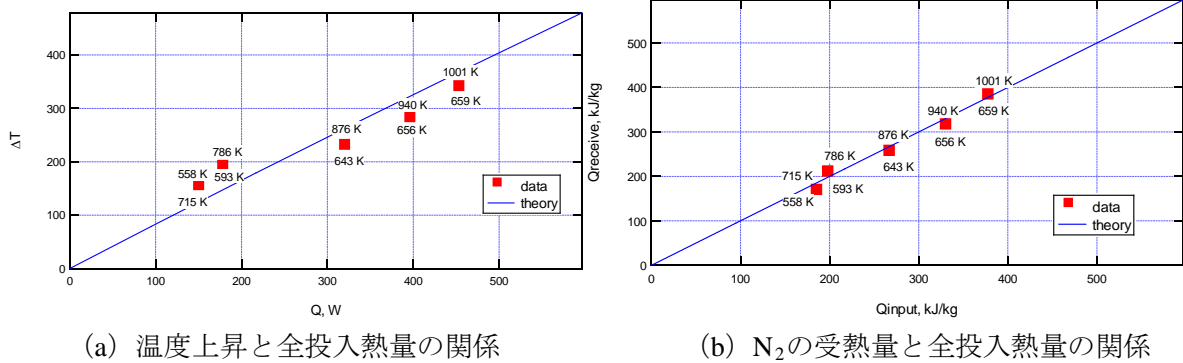


図3 N<sub>2</sub>を用いた実験結果

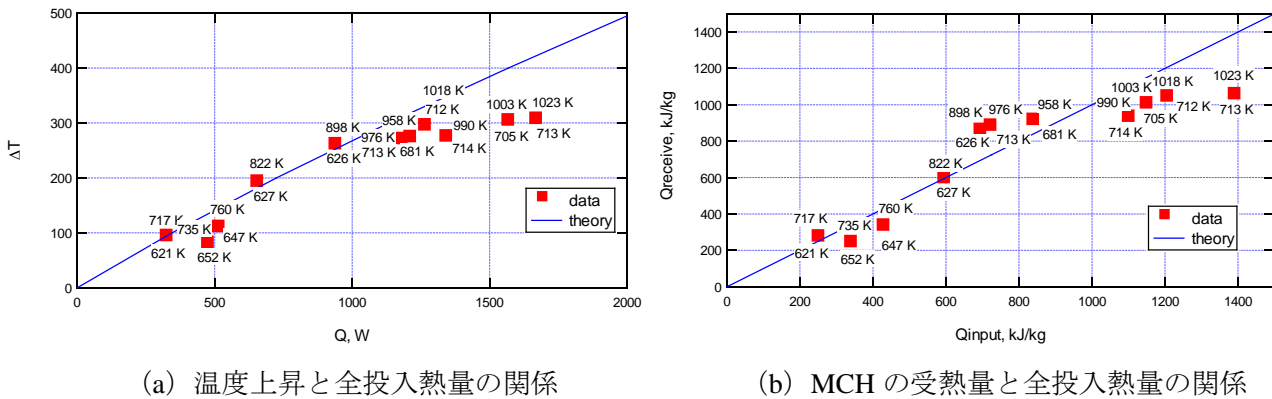


図4 MCHを用いた実験結果

## 5. 結言

本研究では、MCHの熱分解吸熱反応による吸熱量評価を目的として、低圧流動加熱実験を実施した。その結果、以下のことが判明した。

- ① 全投入熱量が 1000W 以上で理論値と実験値の温度上昇に差異が生じた。
- ② 全投入熱量が 1000kJ/kg 以上で理論値と実験値で受熱量に差異が生じた。

以上の結果より、MCHの熱分解吸熱反応が確認され、加熱管外壁温度 1249K の場合には熱分解吸熱反応が生じることで反応が生じない場合と比較して温度上昇を約 110K 低下でき、等価的熱容量を約 1.4 倍増加できることが判明した。

## LNG/LOX, バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の比較検討

---

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

---

### 1. 緒言

近年、液体ロケットエンジンの推進剤候補として、液化天然ガス(以下 LNG)やバイオエタノールが注目を集めている。LNG は液体水素と比較して、高密度で機体の小型化が可能になる、沸点が高く漏れにくいため扱い易く貯蔵性に優れる、低コストである等の利点を有する。また、炭化水素系燃料であるが燃焼する際に煤がほとんど発生しないという利点もある。一方、バイオエタノールは LNG よりも更に高密度であり、常温液体のため取り扱いも容易である。また、バイオエタノールは植物等のバイオマスを原料とし製造され、温室効果ガスの削減に繋がる。

しかし、LNG やバイオエタノール推進系の実現には多くの技術課題があり、エンジンシステムに対しては燃焼特性、冷却特性、材料適合性が挙げられる。そこで、本センターではエンジンシステムに対する技術課題解決のための基礎研究を実施すると共に、技術課題を統合したエンジンシステムの成立性評価を目的とし、推力 1ton 級の LNG/LOX, バイオエタノール/LOX ロケットエンジンの設計を進めている。また、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起動装置の推進器として利用する予定である。

本稿では、推力 1ton 級の LNG/LOX ロケットエンジン、バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の概念設計を実施し、その比較検討結果について述べる。

### 2. 設計思想・要求項目

ロケットエンジンの設計思想は以下に示す 4 点である。

- ① 燃焼特性や冷却特性、材料との整合性等のエンジンシステムの技術課題を総合したエンジンシステムの成立性を評価する。
- ② LNG, 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。
- ③ 基礎研究から得られた知見の実証試験における供試体として使用
- ④ 製作後、エンジンは高速走行軌道装置の推進器として利用（運用と共にエンジン長寿命化の研究を実施）

また、本ロケットエンジンには以下のような要求項目、制約条件を設定した。

- ① 地上推力 1000kg(1ton)級
- ② スロットリング可能
- ③ 燃焼圧力 7MPaA 以上

以上に示した設計思想, 要求項目・制約条件を考慮したロケットエンジンの概念を図 1 に示す。同図(a)はガス加圧式, (b)はターボポンプ式である。また、点火器はガス (CNG と GOX) 供給である。

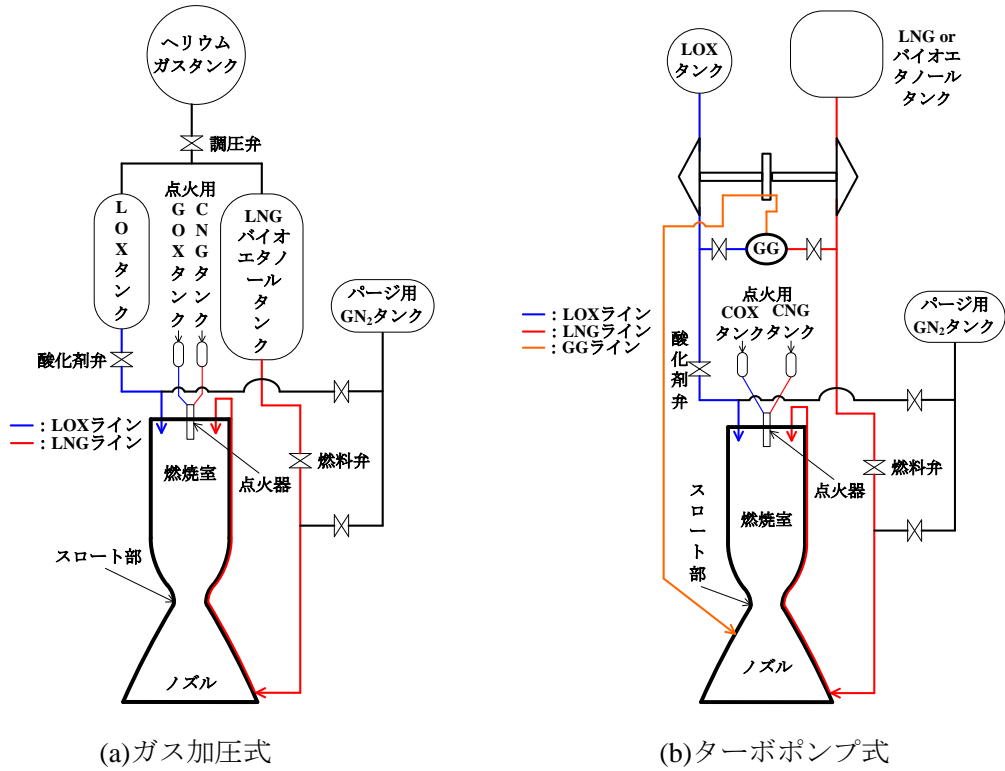


図1 LNG ロケットエンジン概念図

### 3. LNG/LOX, バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の概念設計

#### 3.1 理論性能計算

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

表1 エンジン理論性能計算結果

項目	記号	単位	LNG	バイオエタノール
真空中推力	F0	kg	1000	
燃焼圧力	(Pc) <sub>ns</sub>	MPaA	7	7
混合比(O/F)	MR	-	3.3	1.85
理論膨張比	$\epsilon$	-	10	10
真空中比推力	Isp[(ls) <sub>ts</sub> ]	s	307.9	292
理論推力係数	Cf	-	1.639	1.64
特性排気速度	c*	m/s	1842.4	1746.8
ノズル出口圧力	Pe	MPa	0.107	0.11
地上比推力	Isp <sub>a</sub>	s	280.8	266.24
地上推力1000kg出力するのに必要な推進剤流量	mtc	kg/s	3.562	3.756
地上推力1000kg出力するのに必要な燃料流量	mf	kg/s	0.828	0.873
地上推力1000kg出力するのに必要な酸化剤流量	mo	kg/s	2.734	2.883

### 3.2 エンジン燃焼器形状計算

燃焼器形状計算はエンジン理論性能計算結果，過去の経験値や実在するエンジンの値，NASA SA-125<sup>2)</sup>に記載されている適用範囲などを利用し，燃焼室，ノズルスカートについて計算することで実施した．形状計算の結果より得られたLNGロケットエンジン燃焼器の形状を図4に示す．

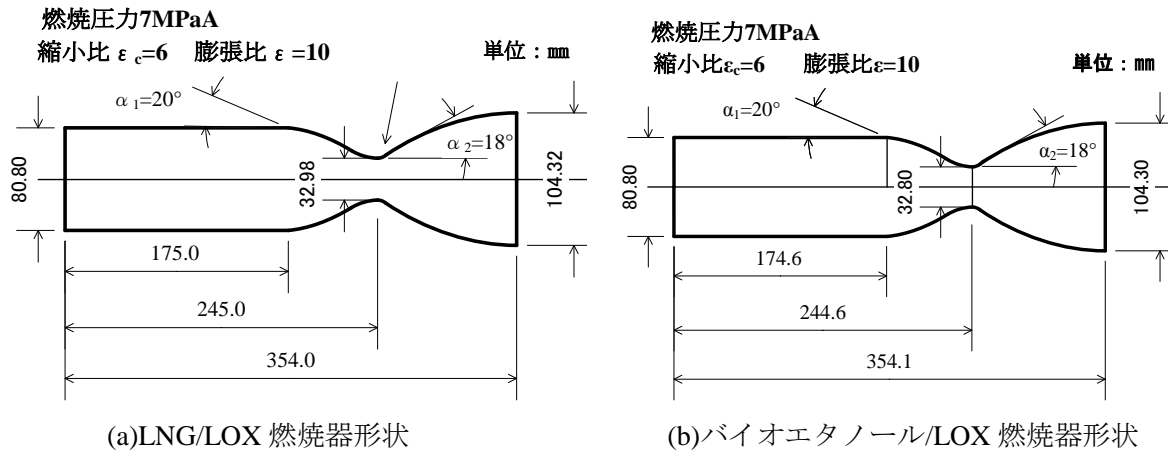


図2 燃焼室形状計算結果

### 4. 結言

本研究では，エンジンシステムの成立性評価を目的とした LNG/LOX，バイオエタノール/LOX ロケットエンジン燃焼器の概念設計を実施し，エンジン性能やエンジンサイズを比較検討した．その結果，地上比推力は LNG/LOX で約 281s，バイオエタノール/LOX で約 266 s であった．燃焼器全長は LNG/LOX で約 354.0mm，バイオエタノール/LOX で約 354.1mm，ノズル出口直径は LNG/LOX で約 104.3mm，バイオエタノール/LOX で約 mm104.3 であった．これらの結果より，推力 1ton 級の燃焼器サイズは LNG/LOX でもバイオエタノール/LOX でも同程度であることが判明した．そのため，以降は常温で取り扱いが可能であり，密度が高く設備の小型化が図れるバイオエタノール/LOX エンジンの設計を進め，必要に応じ製造されたエンジンを利用し LNG/LOX のシステムの成立性評価を実施する．今後はインジェクターやマニホールドの設計を進めると同時に再生冷却性能推算を実施する予定である．

### 参考文献

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

# バイオエタノールの材料適合性に関する研究

(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)との共同研究 平成22年2月—H22年3月

○ 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

杉岡 正敏(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

湊 亮二郎(航空宇宙機システム研究センター 助教)

## 1. 緒言

近年、液体ロケットエンジンの推進剤候補として、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水素と比較して、高密度で機体の小型化が可能になる、常温で液体であり扱い易く貯蔵性に優れる、低コストである等の利点を有する。また、植物等を原料に製造されており、温室効果ガスの削減にも繋がる利点もある。

しかし、バイオエタノールはこれまでロケット燃料として実用化されておらず、バイオエタノール推進系の実現には多くの技術課題があり、エンジンシステムに対しては燃焼特性、冷却特性、材料との適合性が挙げられる。このうち材料との適合性については、一般的にアルミニウムがエタノールにより腐食することが知られているが、ロケットエンジンのように高圧力・高温環境での材料の適合性は解明されておらず、ロケットエンジンへの使用が想定されている材料が腐食される可能性がある。そこで、本研究ではバイオエタノールとロケットエンジンへの使用が想定される材料との適合性を確認することを目的として、高圧加熱試験を実施する。試験ではバイオエタノールに金属材料並びにシール・ゴム材料等を浸透させ、実機エンジンを想定した温度・圧力環境を与え適合性を評価した。

## 2. 試験装置

本試験装置概要を図1に示す。本試験装置ではオートクレーブ内にテストピースとバイオエタノール液を封入した後、窒素ガスを送り、加圧する。その後、ヒーターの電源を入れ、試験温度まで加熱する。試験後はオートクレーブの温度が低下した後に装置下流側の開閉弁を開放し、オートクレーブ内を減圧し、テストピースを取り出す。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）

容器内容量：100mℓ

オートクレーブ加熱温度：常温～約 550K（オートクレーブ加熱上限温度 573K）





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ロケットエンジンへの使用が想定される材料との適合性を確認することを目的として、高圧加熱試験を実施した。試験並びに試験後に実施した分析結果は以下のようにまとめられる。

#### 3.1 金属材料に対するバイオエタノールの腐食作用

本試験の結果、バイオエタノールは OMC, OFHC, Inconel600, HASTELLOY-X, A286, Ni, Ti, SUS304, SUS316 に対する腐食作用を有していないことが判明した。しかし、A6061 に対しては強い腐食作用を有しており、その反応には圧力依存性が確認された。以上のことより、本研究で供した金属材料のうち、A6061 以外の金属材料はバイオエタノールエンジンの材料として適合性を有していると考えられる。ただし、OMC, OFHC ではバイオエタノール中に含まれている硫黄成分の吸着が確認されており、サルファアタックが生じる可能性がある。

#### 3.2 非金属材料に対するバイオエタノールの腐食作用

本試験の結果、バイオエタノールは PTFE, PEEK, EPR, CFRP に対する腐食作用を有していないことが判明した。しかし、CFRP に対しては高温環境下でエポキシ樹脂がエタノールにより溶解することが判明し、これにより炭素繊維が崩れる状態が確認された。また、いずれの材料においても高温環境下ではエタノールが材料に吸着することが確認された。

## アルミニウム/水系反応によ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)

小林 隆夫(応用理化学系学科 技術職員)

○ 石川 昂紀(航空宇宙システム工学専攻 M1)

### 1. 緒言

近年、化石燃料などを燃やした際に生成する二酸化炭素による地球温暖化が問題となっている。クリーンエネルギーの1つとして燃焼後に水しか残らない水素が注目されている。水素は化石燃料の水蒸気改質反応により工業的に製造されているが、その製造過程で二酸化炭素が生成する。そのため、二酸化炭素を排出しない水素製造法を確立する必要がある。

アルミニウムと水からの水素製造は、 $2\text{Al}+6\text{H}_2\text{O}\rightarrow 2\text{Al}(\text{OH})_3+3\text{H}_2$ という簡単な反応で水素を製造することができ、二酸化炭素を排出しないクリーンな水素製造法である。

アルミニウムの新地金の生産は年々高まっており 2008 年度は全世界で 39430 トンを消費している[1]。一般的にアルミニウムは軽い金属であるが柔らかいため、ジュラルミンのような軽さと強度を併せ持つ合金として用いられる場合が多い。また、ある種のアルミニウム合金と水の反応での水素発生が報告されているが詳細は不明である[2]。

本研究では純アルミニウムおよびアルミニウム合金と水を用いた宇宙機推進用の高圧水素発生実験を行う前段階として、効率良く水素を発生できるアルミニウム合金を独自に見出すことを目的とした[3]。

### 2. 実験方法

実験装置はオーエムラボテック製のオートクレーブを用いた(図1)。反応容器の容積は100mlである。

試料は純アルミニウムとアルミニウム合金 5 種類を用いた。いずれもアルミニウム(Al)とマンガン(Mn)、銅(Cu)、シリコン(Si)、クロム(Cr)、チタン(Ti)による鑄造合金を細かく削った粉末試料である。それぞれの比率は Al-100%(純アルミニウム)、Al-11%Mn、Al-39.2%Cu、Al-25%Si、Al-13.0%Cr、Al-9.7%Ti である。図2に本研究で使用したアルミニウム合金の代表例として Al-39.2%Cu 合金粉末の写真を示す。

アルミニウムまたはアルミニウム合金粉末 5g、水 80ml を反応容器に入れ、電気炉で 40°C に保ち、攪拌翼を 1350rpm で攪拌しながら反応を行った。攪拌開始より水素発生後 8 時間まで測定を続けた。生成した水素の体積はアクリル製の目盛り付捕集管を用いて水上置換法で計測した。



図1 オートクレーブ



図2 Al-39.2%Cu

### 3. 実験結果

#### 3.1 Al および Al 合金の水素生成量

図3 にアルミニウム合金の水素生成量の時間変化を示す。どの試料でも反応の誘導期がみられることがわかった。特にAl-39.2%Cu の経時変化はAl-100%と非常に似た変化を示した。水素生成量の順序はAl-100% ≒ Al-39.2%Cu > Al-11%Mn 、 Al-25%Si 、 Al-9.7%Ti > Al-13.0%Cr であった。いずれの試料についても水素発生後5 時間で最終的な水素生成量の80%以上が得られた。

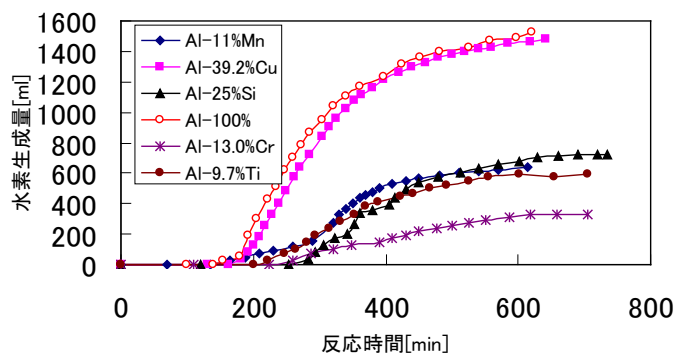


図3 Al および Al 合金の水素生成量

#### 3.2 誘導期の長さ

図4 は誘導期の比較である。ここでは攪拌開始後水素生成までの時間を誘導期とした。水素生成量が明らかに多かったAl-100% およびAl-39.2%Cu の場合と比較してAl-11%Mn の誘導期は短いことがわかった。その他の試料についてはほぼ水素生成量が多い順番に誘導期が短くなっている。一般的にアルミニウムの表面には安定な酸化被膜が存在するが、酸化被膜が破壊されるとAlと水が反応し水素が生成することが知られている。これより、Al-11%Mn の誘導期が短い理由として、他の試料よりも酸化被膜が破壊され易いことが考えられる。

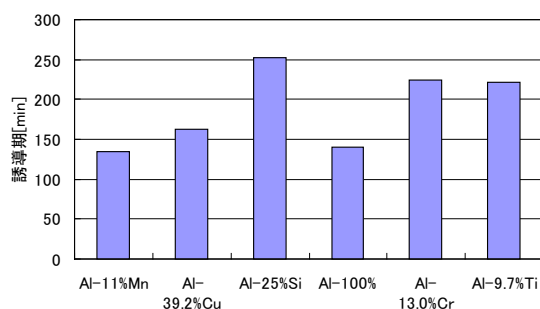


図4 誘導期の長さ

#### 3.3 Al および Al 合金の単位重量当たりの水素生成量

図5 は攪拌開始後 600 分後の単位アルミニウム重量当たりの水素発生量で比較したものである。Al-39.2%Cu が最も単位アルミニウム重量当たりの水素生成量が多く、Al-100%と比較するとアルミニウム 1g 当たり約 1.6 倍の水素が生成することがわかった。Al-39.2%Cu 以外の金属については Al-100%と比較すると発生量が著しく減少する結果となった。また、

誘導期が最も短かった Al-11%Mn についても水素生成量は Al-100%の半分以下であった。

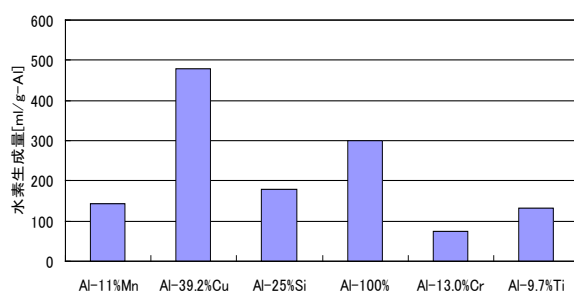


図5 60分後のAlおよびAl合金単位重量の水素生成量

#### 4. まとめ

本研究ではステンレス製の反応機を用いて、高圧水素発生のための前段階として、まず常圧、開放系での水素生成実験を行った。

Al合金と水との水素生成反応について検討した結果、Al-39.2%CuとAl-100%の試料重量当たりの水素生成量はほぼ同等であることがわかった。しかし、Al単位重量あたりではAl-39.2%Cuの方が水素生成量は多く、高圧水素発生用には適していると考えられる。

なお、Al粉末/水系反応を用いた密閉系オートクレーブでの予備実験では、高圧水素が発生することを確認している。

#### 謝辞

本研究に対して多くのご支援とご協力を頂きました本学 もの創造系領域 教授 桃野 正先生、くらし環境系領域 助教 神田康晴先生に深く感謝いたします。

#### 参考文献

- [1] (社)日本アルミニウム協会ホームページ, <http://www.aluminium.or.jp/>
- [2] 石田清仁、化学、第62巻、11号、(2007), pp.72-73.
- [3] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、桃野 正、東野和幸、杉岡正敏、第10回北海道エネルギー資源環境研究発表会要旨集、(2010), pp.31-32.

## LNG サルファアタックに関する研究（その3）

（独）宇宙航空研究開発機構（JAXA）との共同研究 平成21年5月—平成21年12月

- 
- 笹山 容資（航空宇宙システム工学専攻）
  - 東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）
  - 杉岡 正敏（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）
  - 小林 隆夫（応用理化学系学科 技術職員）
- 

### 1. 緒言

ロケットによる宇宙輸送システムの運用コストを低減するための1つの方策として廉価な推進剤を使用することが挙げられる。この要求を満たす推進剤燃料として液化天然ガス（以下 LNG）が有力な候補となっており、LNG 推進系ロケットの開発が進められている。しかし、LNG 燃料をロケットの燃焼室やノズルの冷却に用いる場合、その特性が十分に明らかになっていない。再生冷却サイクルのエンジンでは、冷却剤に LNG 燃料が検討されている。しかし LNG 中には硫黄成分が含まれており、燃焼室の銅合金が硫黄成分と反応し腐食する問題（以下サルファアタックと記す）がある。そのためサルファアタックは LNG 再生冷却エンジンを設計する際の課題となっている。このサルファアタックの研究開発リスクを低減するため、H19 年度より準静的環境試験や流動試験を実施し、これらの結果より、金属材料と硫化水素の反応による硫化物（硫化ニッケル、硫化鉄、硫化銅）の生成や OMC 表面での硫化物の剥がれが確認された。また、サルファアタック対策として選択した金メッキの耐サルファアタック性能は準静的環境試験により評価し、金メッキが金属への硫黄成分の吸着の低減効果、材料強度低下の防止効果を有することが判明した。しかしながら、流動環境における金メッキの有用性は未だ評価されていない。

そこで、本研究では金メッキを施した供試体を用いて実施された低圧環境下流動試験後の供試体を分析することで、流動環境における金メッキの耐サルファアタック性能を評価するものである。また、H20 年度に実施した準静的環境試験において、金属に対する硫化水素(以下 $H_2S$ )とメチルメルカプタン(以下 $CH_3SH$ )の反応性に差異が確認されたため、本研究では準静的環境試験により、その再現性を確認した。

### 2. 試験・分析内容

#### 2.1 低圧環境下流動試験後の分析内容

本研究で実施した分析項目を表 1-1 に示す。本研究では低圧環境下流動試験後の供試体について、表中の分析を実施することで供試体表面状態、供試体表面ならびに内部組織の組成分布、金属硫化物の厚みを明らかにすることで金メッキの耐サルファアタック性能、金メッキの剥がれの有無、生成された金属硫化物の深さを評価した。

表 1-1 分析項目一覧

分析方法	分析項目
表面観察	供試体表面を写真や光学顕微鏡で観察
EPMA 分析	供試体表面組成の確認，並びに供試体断面の確認
XRD 分析	供試体内部組成の確認
ラマン分析	供試体表面の結晶構造を確認
カソード還元	金属硫化物の特定及び生成厚さを確認
XPS 分析（数条件のみ）	供試体表面組成の確認

## 2.2 準静的環境下試験概要

準静的環境下試験ではLNG中硫黄成分のうち銅に対する腐食性が高いと推測される $H_2S$ と、その次に腐食性が高いと推測される $CH_3SH$ によるサルファアタックを比較する。特に、H20 年度では金属材料への吸着性に差異が確認され、過去にNASAが公表している結果とは異なる結果であった。そのため、本試験では $H_2S$ と $CH_3SH$ の吸着性について着目して再現性評価を実施した。本試験で使用した試験装置の概要は図 1-1 に示す。加熱管は透明な石英管(内径 20mm, 長さ 1000mm)であり、電気抵抗炉を用いて所定の温度まで加熱される。試験では、電気抵抗炉上下流において採取するサンプリングガス中の各ガス成分の体積割合より、 $H_2S$ や $CH_3SH$ の減少や水素発生の手動を確認する。

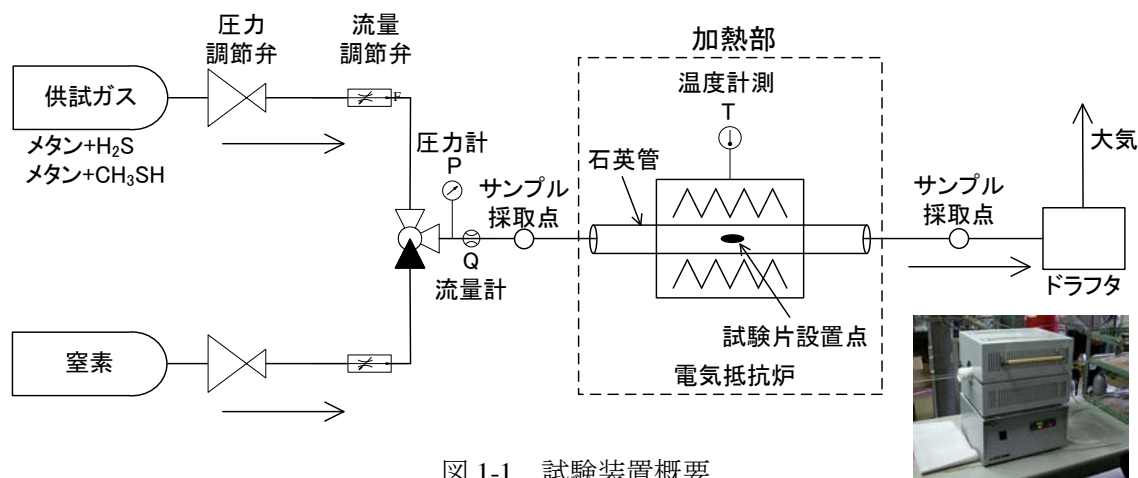


図 1-1 試験装置概要

## 3. 分析結果・試験結果概要

### 3.1 低圧環境下流動試験における金メッキによる耐サルファアタック効果

本研究で実施した分析結果より、金メッキは低圧流動環境下試験において耐サルファアタック効果を有することが判明した。ただし、本分析結果では金メッキを施した場合も供試体の一部で金属硫化物の生成も確認された。

### 3.2 準静的環境下試験結果

本研究において実施した準静的環境試験では $CH_3SH$ 反応率は $H_2S$ 反応率と比較して大きい値を示した。そのため、本試験結果では $CH_3SH$ は $H_2S$ と比較して金属へ吸着しやすい傾向を有することが判明した。

## 再生冷却LNGエンジン GGエレメント単体燃焼実験

(株)IHI、(株)IHIエアロスペース共同研究 H21年8月-H22年3月

---

- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
  - 吹場活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)
  - 湊 亮二郎(航空宇宙機システム研究センター 助教)
  - 中田大将(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
  - 笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻)
- 

### 1. 緒言

次世代ロケットエンジンにおけるクリーン環境、低コスト、扱いやすさなどを考慮し液化天然ガス (LNG) /液体酸素 (LOX) ロケットエンジンの研究が促進されている。しかし、システム構成上重要な設計パラメータである冷却特性、燃焼特性 (着火、混合特性含む) はデータ不足が著しい。これはロケットエンジンの出力エネルギー密度が極めて高く簡易に試験実施が難しいことによる。本研究ではまず燃焼特性 (着火、混合特性) を把握すべく白老エンジン実験場にて平成 21 年 12 月に約 3 週間かけてエンジンに供給する LNG と液酸を昇圧するターボポンプを駆動するガス発生器エレメント単体燃焼実験を実施した。具体的試験目的と達成状況は以下のとおりである。また、本実験装置は輸送が容易なようにコンパクトに設計しており、今後のこの種の実験装置のモデルケースになる。

### 2. 試験目的

GGエレメントの設計パラメータの燃焼に対する影響の確認と CFD 解析のコリレーションデータ取得を目的とする。その中で、本試験「GG エレメント単体燃焼試験 STEP1」は、試験方法及び計測方法の確立を目的とする。具体的には以下の通りである。

- (1)着火・燃焼条件の把握
- (2)コリレーションに必要な光学計測が実施できるような知見と技術の取得

### 3. 試験条件

#### 3.1 供試体

本試験で実施した 11 回の試験に対し、2 種類のエレメント、2 種類のスロートを使用した。試験装置の写真は図 1 に示す。

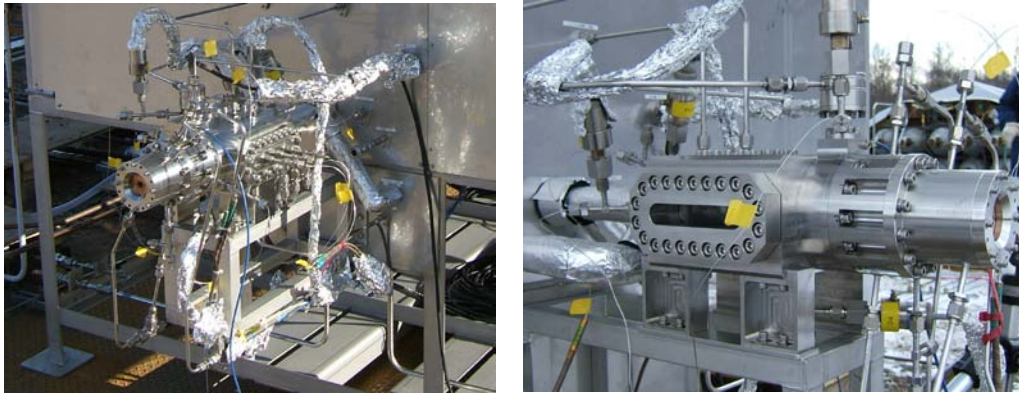


図1 試験装置外観

### 3.2 試験条件

本試験の条件は以下の通りであり，各条件でのシーケンス確認，着火確認，光学系計測を実施した．

試験回数：11回

試験秒時：最大 30sec

燃 焼 圧：4.9～5.4MPaA

混 合 比：0.18～0.4 (O/F)

## 4. 試験結果

試験の状況を図2に示す．また，上記試験目的に対する達成状況を以下に示す．

- (1)各試験条件における着火・燃焼条件を把握することが出来た．
- (2)コリレーションに必要な光学計測が実施できるような知見が得られ，技術の取得に向け，克服すべき課題を明らかにすることができた．



図2 試験状態

## 5.今後の計画

H22年度はメインエンジンのエレメント燃焼実験を実施予定である。



## 高速走行軌道装置の加減速特性に関する研究

---

安田 有佑(航空宇宙システム工学専攻)

神津 亜実(航空宇宙システム工学専攻)

矢島 淳(機械システム工学科)

○ 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)

吹場 活佳(航空宇宙機システム研究センター 講師)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 特任教授)

---

### 1. 緒言

#### 1.1 高速走行軌道実験装置について

次世代型超音速航空機や再使用型宇宙機を設計する際にこれらの空力特性を確認するには、縮小模型を用い風洞試験を行なうことが一般的である。風洞実験によって基礎特性を確認した後に、実機の飛行実証フェーズとなる。しかしながら、フルスケール実機の構造特性や各コンポーネントの高速環境下における相互作用等は飛行実証まで明らかにされず、不慮の損失や回収不能を招く事態に陥ることもある。そこで、風洞試験と飛行実証の中間に位置づけられる「高速走行軌道装置」の設置・利用が効果的であると考えられる。高速走行軌道装置とは、台車に実機を搭載し、地上に敷設したレール上を走行させることで、高速環境下での機体性能を取得する装置である。加速には台車に別途搭載されたロケットやジェットエンジンを用いる。このような装置により、実機の特性を地上において繰り返し安全かつ確実に実証することができる。

本学航空宇宙機システム研究センターでは、3 km 級フルスケール高速走行軌道装置の設置計画を進めている。フルスケール軌道装置は、軌道幅は新幹線並の 1.4 m 程度、軌道長は 3 km 程度であり、10 G 程度以上の加速によってマッハ 2 程度の走行速度を実現する。また、軌道幅 1.4 m、軌道長 300 m、最高時速 400 km 程度のフルサイズ軌道装置については本センター白老実験場への設置を完了した (図 1)。



図 1 : フルサイズ軌道装置の概観 (白老実験場)

## 1.2 減速システムの重要性

3 km 級フルスケール高速走行軌道装置を実現するには加減速技術の確立が必須である。特に超音速で走行する台車を安全に減速・停止させる技術は重要である。当センターの計画している高速走行軌道装置では、減速時に台車の前部に取り付けられたすくい板（以下、バケットと呼ぶ）が矩形水路に突入することで制動を行なう「水制動方式」を採用予定である。理論的にこの方式は台車速度の二乗に比例した減速力を生ずるが、バケット形状によって比例係数が異なる。そこで、本研究では 6 種類のバケット形状を用い、制動力を実験的に比較検討する。本実験はフルスケール高速走行軌道装置の 1/10 ゲージ幅で作られた全長 100 m のサブスケール高速走行軌道装置（図 2）で行なわれた。



図 2：サブスケール軌道装置の概観（白老実験場）

## 3. 実験装置及び実験方法

走行スレッドは、推進機を搭載した推進スレッドと計測機器を搭載した計測スレッドに分かれている（図 3）。走行試験時には、後方から風防を装着した推進スレッドが前方の計測スレッドを押して走行する。台車重量はおよそ 20 kg（バケット、エンジン、燃料含む）である。加速は Jet Munt SL 社の Merlin160G ジェットエンジン（公称推力 160 N）で行なう。無線操縦でエンジン推力を調整し遠隔操作する。6 種類のバケットを図 4 に示す。形状は従来の平板バケット、半円筒バケットに加えて、U 字型バケットを用意した。走行スレッドの加速度計測には加速度センサ、エンジン推力と水制動力計測にはロードセルを用い、これらの機器は走行スレッド内に搭載する。また外部から、速度計測にスピードガン、動画撮影に車載カメラ、ハイスピードカメラ及びデジタルビデオカメラを使用する<sup>1)</sup>。

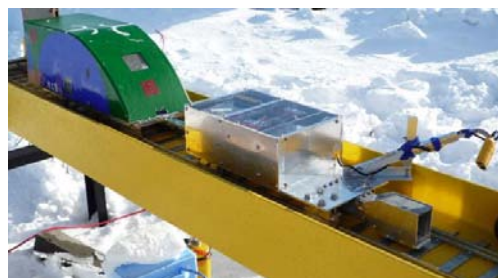


図 3：走行スレッド（前方）と推進スレッド（後方）



図 4：6 種類の水制動バケット（上段：壁なし 下段：壁あり）（左列：平板バケット 中列：半円筒バケット 右列：U字バケット）

#### 4. 実験結果及び考察

速度と加速度の結果を図 5 に示す。なお、図 5 で示す計測結果のグラフはU字型バケット分離部有りの条件で、5 回の計測結果の 1 つである<sup>2)</sup>。貯水部の水位は、基本的に水位 30 mmで行い、半円筒バケットのみ水位 15 mmのケースも行なった。バケット下面は水チャネル底部から数mm程度浮いているため、水位からバケット下面までの高さを引き、バケット内面の幅を掛けることでバケット断面積 $A$ を算出した。実験で得られた制動力を理論最大制動力 ( $2\rho Au^2$ ：水流が完全に反対方向に反射された場合の運動量変化) で除すことで制動係数を求めたものを表 2 に記す。各値は各バケット形状で得られた 5 回の試行の平均値であり、標準偏差を併記する。

平板バケットの場合には側壁の有無による影響が大きく現れた。側壁無しの場合、水が上方方向に大きく逃げていることがハイスピードカメラの動画から確認される (図 6) が、側壁ありの場合にはバケット上側に装着した板が上方方向への水の逃げが防がれ、前方へ運動量変換される割合が高まったと考えられる。半円筒バケットやU字バケットでは、バケット上面の形状は側壁のあり、なしによって変わらないため、制動係数への影響も小さかったと言える。

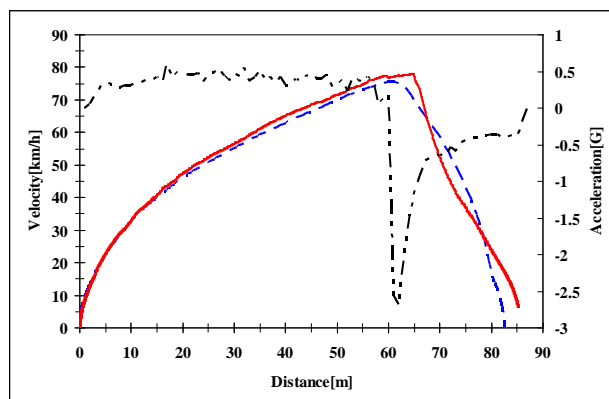


図 5：スレッドの加減速プロファイルの一例（赤実線：加速度センサ積分値による速度，青破線：スピードガン計測による速度，黒二点鎖線：加速度センサによる加速度の値）

水深 15 mm のケースでは、水深 30 mm のケースと比べて 2 倍近い制動係数となった。車載カメラの映像からはバケット面上で水位がせりあがっていることが確認され、バケット断面積  $A$  は大きくなっていったと考えられる。水深 30 mm のケースにおいては U 字型バケットが平板、半円筒バケットに比べて大きな制動係数を示した。このバケット形状ではすくった水を前方へ確実に噴射できたことが要因と考えられる。水制動時の動画においても、平板バケットと半円筒バケットで見られた上方向への水の逃げがほぼ見られなかった。以上から新しく提案した U 字型バケットは限られた水路断面積で最も効率的な制動を達成できると結論づけられる。



図 6：ハイスピードカメラによる水噴射撮像（平板バケット，側壁なし）

表 2：得られた制動係数

バケット名称	側壁(分離部)の有無			
	無し	有り	無し	有り
	水深 30 mm		水深 15 mm	
平板	0.25( $\sigma=0.03$ )	0.41( $\sigma=0.03$ )	---	---
半円筒	0.33( $\sigma=0.04$ )	0.37( $\sigma=0.03$ )	0.61( $\sigma=0.06$ )	0.68( $\sigma=0.02$ )
U 字型	0.55( $\sigma=0.08$ )	0.51( $\sigma=0.03$ )	---	---

## 5. 結論

100 m 級サブスケール高速走行軌道実験装置を用い、6 種類のバケット形状について制動係数を実験的に求めた。

- ・ 同一水位 (30 mm) の場合、U 字型バケットが他の形状に比べて大きい制動係数を示した。これは水の噴射方向が前方を向いており、運動量変化の効果を最大限に高めるからであると考えられる。
- ・ 水位 15 mm の実験結果では水位 30mm の 2 倍程度となった。これは水位の上昇 (造波) による実質のバケット断面積増によるものと考えられる。

## 参考文献

- (1) 安田有佑, 棚次亘弘, 吹場活佳, 高速走行軌道実験装置の研究, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 京都, 2009 年 9 月
- (2) 安田有佑, サブスケール高速走行軌道装置におけるスレッド走行性能評価, 室蘭工業大学修士論文, 2010 年 2 月

## 超音速風洞の気流の検定

○ 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（機械システム工学科）

### 1. はじめに

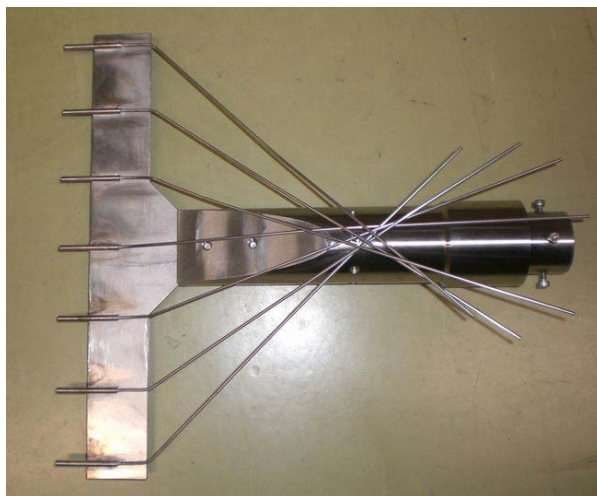
航空宇宙機システム研究センターでは平成 17 年度に大気吸い込み式の超音速風洞を設置し、以後平成 21 年度まで真空タンク、真空ポンプの増設を行ってきた。今後本格的な風洞実験を行うに当たり、風洞の基本性能としてテストセクションのマッハ数空間分布を調べておく必要がある。そこで本研究では全圧計測レークを用いてテストセクションの全圧分布を測定し、そこからマッハ数分布を求めそのばらつきを評価した。

### 2. 実験概要

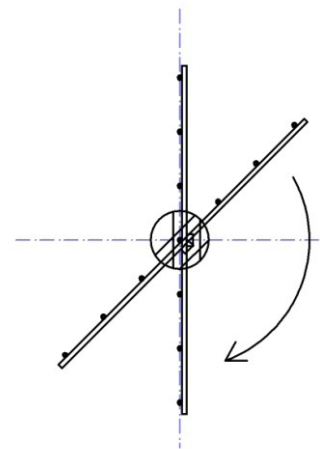
図 1 にマッハ数分布を測定するのに用いた全圧計測レークの写真を示す。7 点の全圧計測孔が一直線に並んでおり、これを図 2 のように 45° ずつ回転させて通風を行うことにより全圧の面計測を行った。得られた全圧より、以下の式を用いて流れのマッハ数  $M$  を求める。

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left[ \frac{(\gamma+1)M^2}{(\gamma-1)M^2+2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[ \frac{\gamma+1}{2\gamma M^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

ここで、 $p_{01}$ は大気圧、 $p_{02}$ はレークで計測される全圧である。実験はマッハ 2 および 4 のノズルにて実施した。それぞれレークの角度を 45° ずつ回転させながら、各角度において 2 回ずつデータの取得を行った。



a) レーク全体



b) レークの回転

図 1 : 全圧計測レーク

圧力センサについては実験日毎に基準圧力計（GE センシングジャパン DPI-610）を用いて実圧を負荷したシステム校正を行った。圧力計の誤差は±0.3 kPa であり、これによりもたらされるマッハ数の誤差は±0.01 程度である

### 3. 実験結果

図2に設計マッハ数2のノズルによる流れのマッハ数空間分布測定結果を示す。横軸は計7点の圧力計測孔の位置を中心の圧力計測孔からの距離として示してある。全データを平均化して得られるマッハ数は2.02であり、面内でのマッハ数のばらつきは0.014であった。同様に、設計マッハ数4のノズルによる流れのマッハ数空間分布測定結果を図3に示す。全データを平均化して得られるマッハ数は3.93であり、面内でのマッハ数のばらつきは0.052であった。図3にはデータ計測の再現性を評価するため、レークの回転角 $\theta$ を0とした時の2回の通風におけるデータを示す。マッハ4のノズルを用いた場合の流れにおいて、最も外側が若干速くその内側が遅い傾向

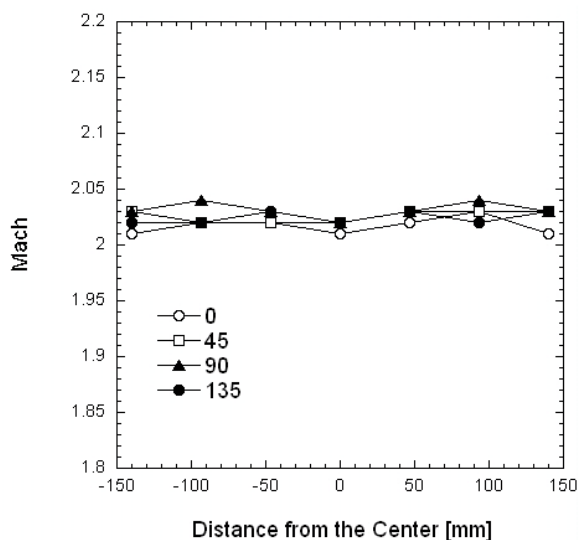


図2：設計マッハ数2のノズルによる流れ

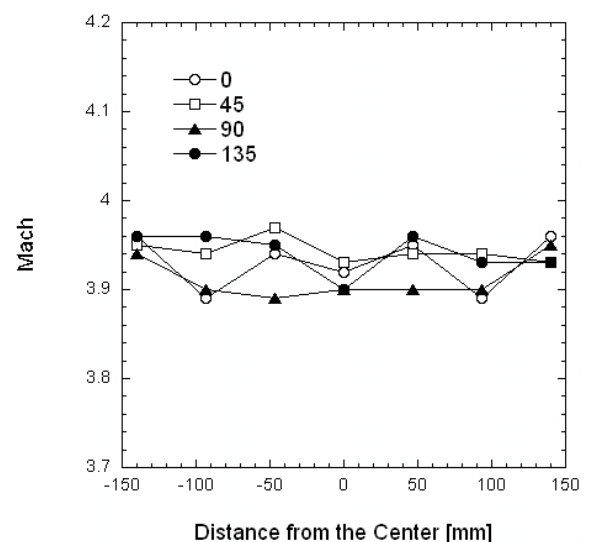


図3：設計マッハ数4のノズルによる流れ

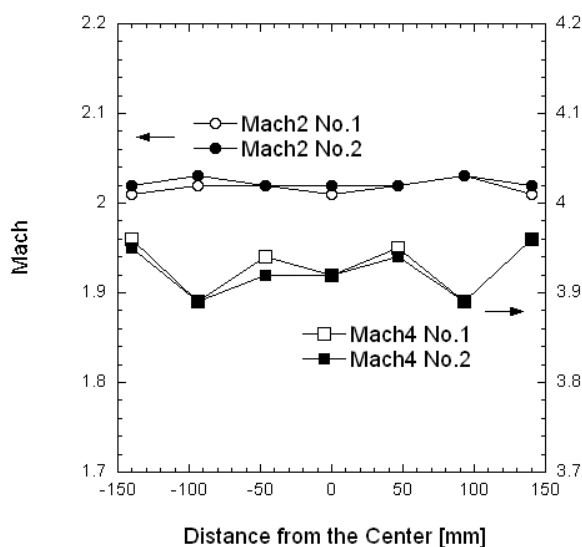


図4：データ計測の再現性

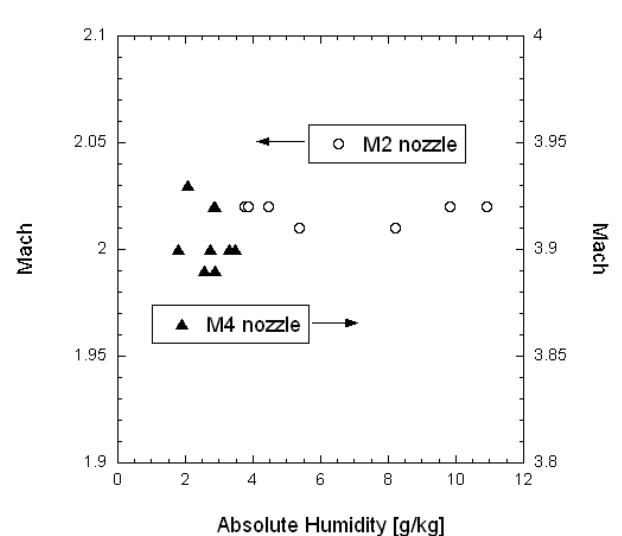


図5：絶対湿度とマッハ数の相関

には再現性がある．全体として，それぞれのノズルの設計マッハ数から 2%程度のずれに収まっており，空間的なばらつきも他の風洞と比較して遜色ないレベルにあることが分かった．

図 5 は通風時の外気の絶対湿度と計測されたマッハ数の相関を示している．今回の実験ではレークの角度を  $45^\circ$  ずつ回転させて通風を行っているが，レークの中心に位置する圧力計測孔はレークの回転角にかかわらず常に同じ位置にある．図 5 ではこの中心の圧力計測孔のデータを抽出し，それぞれの通風時の大気絶対湿度を横軸に取りグラフにすることで，絶対湿度とマッハ数の相関を調べた．図より，今回の実験では大気の絶対湿度とマッハ数の間には有意な相関は見られないことが分かった．

#### 4. まとめ

全圧計測レークを用いて室蘭工業大学超音速風洞の流れのマッハ数空間分布計測を行い，テストセクションにおけるマッハ数の空間的なばらつきを評価した．結果として，設計マッハ数 2 のノズルでは  $2.02 \pm 0.014$ ，設計マッハ数 4 のノズルでは  $3.93 \pm 0.052$  であることが分かった．また，大気の絶対湿度とマッハ数の相関を調査したが，今回の実験ではこれらの間に有意な相関関係は見られなかった．

絶対湿度とマッハ数の間に有意な相関関係が見られなかった理由について，今回は全圧を計測しており，全圧計測孔前方に発生する衝撃波により水蒸気の凝縮の効果が打ち消されてしまったことが考えられる．この点については引き続き調査することとしたい．



# 宇宙用スターリングサイクル発電機の研究

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

## 1. はじめに

スターリングエンジンは高温部，低温部の温度差を利用して高効率で運転することのできる熱機関である．ディーゼルエンジンなど他の熱機関と異なり，作動流体をエンジン内に封じ込めて熱の出入りのみで運転することができるため，宇宙空間における太陽熱を用いた発電に利用できる可能性がある．現在宇宙用の発電機関としては太陽電池がよく用いられるが，スターリングエンジンは太陽電池と比較しより高い変換効率で運用できる可能性があり，また宇宙放射線に強いといったメリットもある．本研究では過去に宇宙用として開発されたスターリングサイクル発電機を電気ヒータを熱源として運転し，その性能を把握する．本年度は作動流体の種類の違いによる発電性能の変化に着目して実験を行った．スターリングエンジンでは水素などの軽量な気体を作動流体として用いることでエンジンの性能が向上するという報告があり<sup>1)</sup>，本研究でも水素ガスを用いた運転を行い他のガス（ヘリウム・窒素）を用いた場合との比較を実施した．

## 2. 装置概要

本研究で用いたスターリングサイクル発電機の外観および断面を図1に示す．装置上部に電気加熱によるヒーターがあり，これが高温熱源となる．ヒーターチューブの下部には蓄熱式の再生熱交換器があり，さらにその下部に冷却部がある．冷却は水冷による熱交換で行われる．これら

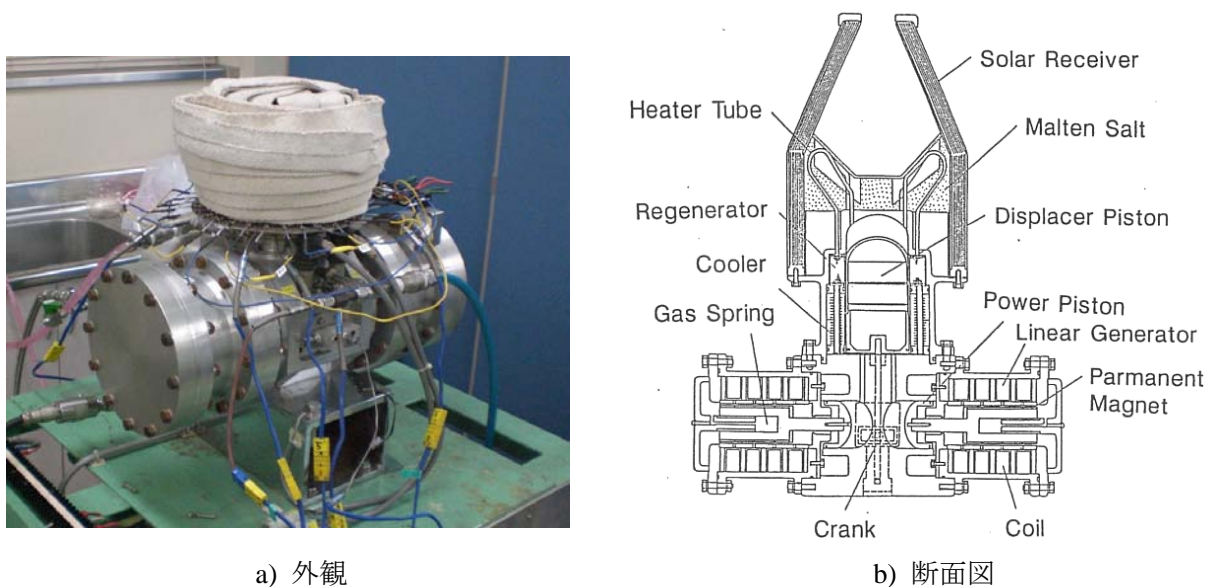


図1：スターリングサイクル発電機

の高温部と低温部は中央のディスプレイサシリンダに繋がっており、DC モータによって駆動するディスプレイサピストンが内部の作動流体を高温部と低温部の間で交互に移動させている。これにより、圧力変化が生じ、一对の対向式パワーピストンによってリニア発電機が駆動され、発電する。高温部のヒーターへの投入電力は交流電源の電圧とヒーターの抵抗値から求める。高温部と低温部の温度測定は熱電対を用い、作動流体圧力はひずみ圧力計を用いる。これらはアンプを通して PC でデータを取得する。ディスプレイサの DC モータを駆動する直流電源の電圧と電流からディスプレイサ駆動電力を計算し、発電周波数をディスプレイサ周波数とする。発電コイルからの発電電力は抵抗回路を利用して計測し PC で記録した。負荷抵抗としては  $250\ \Omega$ 、 $225\text{W}$  の抵抗を用いた。

### 3. 実験結果

図 2,3 に、作動流体として窒素・ヘリウム・水素の三種の気体を用いた場合の発電電力および発電効率のグラフを示す。図によれば、同じディスプレイサ周波数において発電電力は水素・ヘリウム・窒素の順に大きい。水素を用いた場合、同じヒータ投入電力でも高温部温度がより低くなってしまうという傾向がみられ、これにより発電電力が低下したものとみられる。また、図 3

表 1：運転条件

作動流体	窒素・ヘリウム・水素
作動流体圧力	1.0 MPaG
高温部温度	230~600 °C
低温部温度	10 °C
冷却水流量	281 L/h
エンジン回転数	11.1~20 Hz

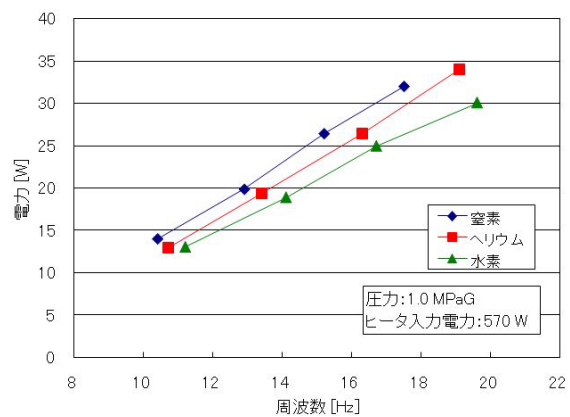


図 2：作動流体の違いによる発電電力の変化

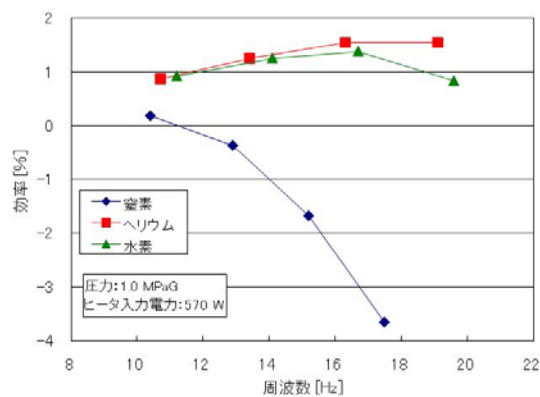


図 3：作動流体の違いによる発電効率の変化

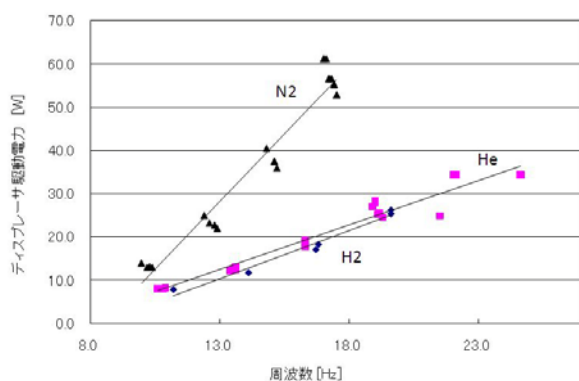


図 4：作動流体の違いによるディスプレイサ駆動電力の変化

の効率については窒素を用いた場合の効率が他と比較し著しく低い。これはディスプレイサを駆動するのに必要となる電力が大きいことが原因である。図4にディスプレイサ駆動電力を示すが、これによるとディスプレイサを同じ周波数で駆動するのに必要な電力はヘリウム・水素の場合に比べ倍以上大きい。従って、特に高回転数にした場合に出力の増加よりも抗力の増加の方が上回り、効率の低下につながっているものと考えられる。なお、水素についてはまだデータが少ないため、今後数多くの実験を行い特性を把握する必要がある。

#### 4. まとめ

本研究では、宇宙利用を目指したスターリングエンジン発電機の運転性能試験を実施した。作動流体として水素・ヘリウム・窒素の三種の気体を用いて実験を行い、性能の違いを調査した。作動流体として窒素を用いた場合、ディスプレイサを駆動するのに必要となる電力が2倍以上に増加し、結果として発電効率が低下することがわかった。

現段階では装置出力である発電電力も装置の効率もまだまだ低く、実用レベルであるとはいえないが、運転条件を変化させることで出力の向上が期待できる。

#### 参考文献

- [1] 山下巖, 濱口和洋, 香川澄, 平田宏一, 百瀬豊: スターリングエンジンの設計, パワー社
- [2] 塚野徹, 吹場活佳, 棚次亘弘: 宇宙用スターリングサイクル発電機に関する実験的研究, 第53回宇宙科学技術連合講演会講演集 (CR-ROM), 2009.

## 発表論文

### 2009 年度

#### 査読付き論文集

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 東野和幸、駒崎慎一(室蘭工大)、木元健一(IHI)、坂口裕之(IHIEアロスペース)、石橋利幸(NE GENT)、「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.
- [8] 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.
- [9] 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] 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.

- [2] 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.
- [3] 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).

## 国内学会発表論文

- [1] 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。
- [2] 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)
- [3] 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)
- [4] 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)
- [5] 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)
- [6] 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回流体力学研究会・懇話会（依頼講演）（北大工学部）、(11/27/2009)。
- [7] 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)
- [8] 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)
- [9] 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)
- [10] 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ア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
- [11] 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
- [12] 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
- [13] 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

## 2005～2008 年度

### 査読付き論文集

- [1] 棚次亘弘, ” 室蘭工業大学における航空宇宙分野の実践教育”, 工学教育, 第 56 巻, 第 5 号, pp. 79-83, 2008.
- [2] 湊亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, ” 吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と供試体の挙動”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 659, pp. 580-589, 2008.
- [3] 吹場活佳, 井上翔, 佐藤哲也, 大久保英敏, ” 予冷ターボジェットエンジンにおけるジェット噴射を用いた熱交換器の除霜”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 657, pp. 464-470, 2008.
- [4] 渡邊真也, 湊亮二郎, ” 多数非劣解集合からの設計支援手法の開発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.

### 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*, Kitakyushu, 2005.
- [3] Minato, R., Niioka, T., Sugiyama, H. and Mizobata, K., “Numerical Analysis of Supersonic Combustion by a Plasma Torch,” *13<sup>th</sup> 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,” *13<sup>th</sup> 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,” *13<sup>th</sup> 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,” *13<sup>th</sup> 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." 25<sup>th</sup> 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", 14<sup>th</sup> 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 Murooran 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 44<sup>th</sup> 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 Murooran Institute of Technology", International Symposium of Advanced Engineering, Pusan, 2009.

## 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.



- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 湊亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東伸, ”LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究”, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 淡路, 2008年11月.
- [22] 東野和幸, 駒崎慎一, 木元健一, 坂口裕之, 石橋利幸, ”ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究”, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 淡路, 2008年11月.
- [23] 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.
- [24] 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.
- [25] 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.
- [26] 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
- [27] 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.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] 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.

- [32] 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.
- [33] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, “気球を用いた微小重力実験機による超音速飛行実験と機体姿勢計測”, 第6回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009年3月.

## 室蘭工業大学紀要

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

### 1. 小型推進エンジンプロジェクトグループ

- (1) 湊 亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, “反転ファンターボジェットエンジンの研究”
- (2) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 丸 祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野 隆, 坂口裕之, “LNG ロケットエンジンのメタンコーキング特性に関する基礎研究”
- (3) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境 昌宏, 湊 亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東 伸幸, “LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究”
- (4) 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資, 木元健一, 坂口裕之, 石橋利幸, “ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究”
- (5) 高橋将人, 磯田浩志, 棚次亘弘, 東野和幸, 湊 亮二郎, “熱分解吸熱反応燃料に関する研究”

### 2. 小型無人実験機プロジェクトグループ

- (6) 溝端一秀, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 丸 祐介, 湊 亮二郎, 棚次亘弘, 新井隆景, 坪井伸幸, “小型超音速飛行実験機の空力特性”

### 3. 地上・飛行試験設備支援グループ

- (7) 丸 祐介, 宮瀬宗彦, 安田有佑, 棚次亘弘, 溝端一秀, “サブスケール高速走行軌道装置の試作と走行実験”
- (8) 湊 亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, “吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と評価”

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2009

2010年6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](mailto:tana@mmm.muroran-it.ac.jp)

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