


**Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2005**

年次報告書2005



2006年8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

目 次

巻頭言 ー 航空宇宙機システム研究センターの事始め	センター長 棚次 亘弘	1
シンポジウムおよび研究会の開催報告	センター長 棚次 亘弘	3
航空宇宙機システム研究センターのシンボルマークの公募	センター長 棚次 亘弘	11
研究紹介		
[試験装置関連]		
ー 中型超音速風洞試験設備の建設	センター長 棚次 亘弘	13
ー 模型飛行機用小型ターボジェットエンジンテストセルの構築 ー (実施報告)	機械システム工学専攻 伊藤 兼一	16
ー スーパーコンピュータ SGI-Altix350 導入について ー 研究報告 (研究・実施報告)	機械システム工学科 助手 湊 亮二郎	19
ー 高速走行軌道装置の制動装置に関する研究 ー 研究結果報告	機械システム工学専攻 河野 雄一郎	20
ー 高速走行軌道装置のサブスケールプロトタイプ of 推進器の検討 ー 実施報告	機械システム工学科 宮瀬 宗彦	24
[機体関連]		
ー 小型超音速無人機の空力特性に関する研究 ー 研究成果報告	生産情報システム工学専攻 木村 博幸	30
ー JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験 ー 実施報告	生産情報システム工学専攻 木村 博幸	45
ー 小型超音速無人飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作 ー 製作報告	機械システム工学科 工藤 摩耶	55
ー 航空宇宙機モデル開発用高精度加工技術の調査および開発	有限会社 馬場機械製作所 馬場 義則	60
ー 小型超音速無人機を用いた飛行実験の成立性解析 ー 研究成果報告	生産情報システム工学専攻 木村 博幸	66
ー 小型超音速無人機の機体構造に関する予備研究 ー 研究成果報告	機械システム工学科 木村 敦	73
ー パラフォイル回収技術と航法・誘導・制御に関する予備研究 ー 研究成果報告	機械システム工学科 岸本 泰尚	79

[エンジン関連]

ー 反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 ー (実施報告)	
・ ・ 機械システム工学科 助手 湊 亮二郎 ・ ・	86
ー 模型飛行機用小型ターボジェットエンジンの特性評価 ー 研究成果報告	
・ ・ ・ ・ ・ 機械システム工学科 四宮 徹 ・ ・	89
ー 熱分解吸熱反応燃料を用いた再生冷却式燃焼器に関する研究	
・ ・ ・ ・ ・ 機械システム工学科 高橋 将人 ・ ・	97
発表論文等一覧 (2005 年度, 2005 年 4 月～2006 年 3 月)	103

巻頭言

航空宇宙機システム研究センターの事始め

センター長 棚次 亘弘

平成17年3月22日付けで、本学に航空宇宙機システム研究センターが設置されました。本学は中期計画の中の3重点研究領域の一つとして「新産業創出領域」を選定し、そのアクションプログラムにおいて「航空宇宙工学分野」を設定しており、同センターの設置はこの趣旨に沿ったものです。

国立大学法人は、その役割として、「知識・技術の創造」、「人材の養成」、「社会への貢献」が求められていますが、これらの観点をどのように当センターの設計に取り入れるかを考える上で、総合科学技術会議、中央教育審議会、日本学術会議、等の国の施策および道庁や室蘭市の施策を考慮に入れました。また、本学で許容できるリソースで、独自性が出せる研究テーマと規模を設定しました。

航空科学技術は、高い性能と信頼性を追求し、広範な科学技術分野を統合する高度なシステム技術であり、幅広い科学技術の波及効果を生み出す頂点に立つ技術分野の一つであるため、先進各国では航空科学技術を国の戦略分野の一つと位置づけ、未来に向けた科学技術の発展と人材育成の土壌としています。中でも、大気を利用して高速・高々度まで飛行する輸送システムは、地上間輸送及び地球軌道への往還輸送の両方に利用でき、極めて戦略的な基幹システム技術であります。これにより、輸送システムに革新をもたらし、地上及び宇宙における人類の活動が飛躍的に拡大する可能性があります。

これらの観点から、同センターの目的は以下の4点に設定されました。

- ① 大気中を高速・高々度まで飛行するための基盤技術を研究開発し、地上間輸送及び地球軌道への往還輸送システムの革新に資する。
- ② 具体的な「システム開発研究」を全学横断的な研究体制で実施することにより、学内の多分野の基礎研究を有機的に連携・融合し、研究者の視野を広げることにより、新産業を創出するための新たな研究分野を開拓する。また、地域産業界と連携することによって、研究成果を直接的に社会に還元することを指向した「ものづくり研究」を促進する。
- ③ 具体的な「ものづくり研究」を実施することによって、大学院生には、研究に対するモチベーションを高め、自発的な研究を促す教育環境を提供する。学部生には、勉学や将来に対する指針を与え、より高度な研究教育を志向する動機を与える。大学院における研究及び学部の卒業研究を地域企業や学外研究機関で実施することによって、実社会に対応できる人材を育成する。
- ④ 地域産業界に航空宇宙機に関する「高度なシステム技術開発」の機会を提供し、異業種交流、技術移転の促進や新事業の創出及び育成を図る。小規模でも高度なシステムの実用化を目指し、例えば、実用に供せる小型の無人飛行機を研究開発する。

具体的には、小型の無人有翼飛行実験機(全長:3~4m)に小型ジェットエンジン(推力:1~2KN)を搭載し、飛行実証する計画です。また、飛行実証を行う前に、高速走行軌道試験設備等を用

いて地上試験を繰り返し行い、飛行に関する各種技術を検証・確立します。

当面は、3つのプロジェクトグループ(1. 小型ジェットエンジン、2. 小型無人実験機、3. 飛行システム技術)とプロジェクトを支援するための2つの支援グループ(1. 地上・飛行試験設備、2. 数値シミュレーション)で同センターを構成し、平成 17 年度は、概算要求で認められた「個性豊かな創造力を引き出すためのものづくりとその評価を基本にした教育改革事業－ 模型飛行機と小型飛行実験機を題材とした創造性教育の展開事業 －」の予算を活用して活動しています。

さらに、国内他大学の航空宇宙関連の研究者と連携して、共同研究開発を実施することや、国内外を通じた客員教授、客員研究員、ポスドク等の相互の人事交流により、広い視野に立った研究の活性化を図る予定です。

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

総合科学技術会議は、本学に対して「大学の研究の顔」となる戦略的重点科学技術分野における取組みに期待していますが、当センターの活動がこれに応えられるよう頑張りたいと思います。

シンポジウムおよび研究会の開催報告

航空宇宙機システム研究センター長
棚次亘弘

平成17年度には、以下のシンポジウムと講演会を実施しました。

- (1) 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
開催日：平成17年6月16, 17日
- (2) 特別講演会「ロケットエンジンの材料・構造に関するトピックス紹介」
開催日：平成18年2月16日

(1) 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

平成17年6月16、17日に本学(N401講義室)および登別グランドホテルにおいてシンポジウムを開催しました。別紙に講演プログラムおよび講演案内リーフレット、参加の状況を集計した結果の概要を示します。国内の大学・研究機関から9件、国外から4件の講演を頂き、200名を超える参加者がありました。

ご講演頂きましたパワーポイント原稿は、CDに納めご参加頂きました方々に配布いたしました。

本シンポジウムの開催のために、以下の各機関からご寄付を頂きました。

- ・北洋銀行 東室蘭支店
- ・産学連携プラザ「創造」
- ・北海道科学技術創成センター (HASTIC)

篤く御礼申し上げます。

本シンポジウムの開催に当たり、小林事務局長はじめ、事務系職員の方々のご支援を頂きました。特に、地域連携課の木村課長、国際交流室の荒木専門職員には国内外の関係者との交渉に尽力を頂きました。また、機械システム工学科の航空基礎講座の先生方には会議の進行にご協力いただきました。関係者に篤く御礼申し上げます。

(2) 特別講演会「ロケットエンジンの材料・構造に関するトピックス紹介」

平成18年2月16日に本学(共同利用施設3F会議室)において特別講演会を開催しました。

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 Symposium on Flight Tests for the Innovative Aerospace Transportation System

講演プログラム

講演会(1) (日本語)

日時： 6月16日(木) 14:00~16:40

場所： 室蘭工業大学 N401 講義室

司会： 新井隆景(大阪府立大学), 姫野武洋(東京大学)

1. **航空宇宙機システム研究センターについて**
棚次亘弘, 溝端一秀, 杉山 弘, 田頭孝介(室蘭工業大学)
2. **CAMUI型ハイブリッドロケットの開発**
永田晴紀, 戸谷 剛, 工藤 勲(北海道大学), 秋葉鏝二郎, 伊藤献一(HASTIC)
3. **小型電動飛行ロボットの研究開発**
久保大輔, 鈴木真二, 土屋武司(東京大学)
4. **これまでそしてこれからの飛行実験**
藤井謙司, 白水正男, 塚本太郎, 石本真二(JAXA)
5. **再使用型離着陸ロケット実験**
稲谷芳文, 成尾芳博(JAXA)

講演会(2) (日本語)

日時： 6月17日(金) 10:00~12:00

場所： 登別グランドホテル

司会： 永田晴紀(北海道大学)

1. **高速軌道走行装置**
溝端一秀, 木幡行宏, 棚次亘弘, 杉山弘(室蘭工業大学)
2. **気球を利用したエアブリージングエンジンの飛行試験について**
藤田和央, 澤井秀次郎, 小林弘明(JAXA), 溝端一秀(室蘭工業大学)
3. **小型超音速無人機(SUP)計画**
姫野武洋(東京大学), 小林弘明, 小島孝之(JAXA), 麻生茂, 谷泰寛(九州大学), 新井隆景, 坂上昇史(大阪府立大学), 湊 亮二郎(室蘭工業大学)
4. **HyShotによるスクラムジェット飛行実験計画**
伊藤勝宏, 須浪 剛(JAXA), Allan Paull(The University of Queensland)

講演会(3) (英語)

日時： 6月17日(金) 13:00~16:00

場所： 登別グランドホテル

司会： 棚次亘弘, 齋藤務(室蘭工業大学)

1. **Suborbital RLV Development and Flight Test Programs among Leading US New Space Companies**
Charles J. Lauer, Director of Development, Rocketplane Ltd., USA
2. **PHOENIX Flight Project**
Josef Sommer, EADS Space Transportation, Germany
3. **HyShot Flight Project**
Allan Paull, Professor, the University of Queensland, Australia
4. **Highlights of the recent NASA X-43A flights at Mach 7 & 10**
David Reubush, the US lead for the AIAA HyTASP, USA

飛行実験シンポジウム 参加者数集計結果

表 1 イベント別参加登録者数

	事前登録結果	実施結果
参加者総数	188	203
講演会(1)	163	160
講演会(2)	127	117
講演会(3)	125	120
レセプション	65	65

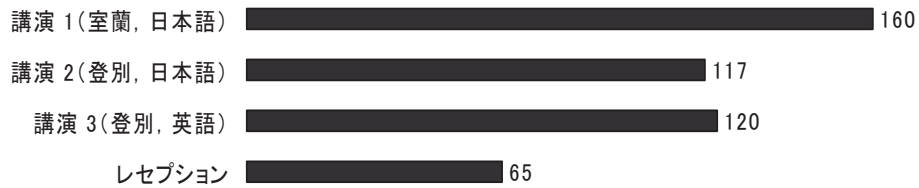
表 2 イベント別参加者内訳

	参加者数	本学学生	道内	道外
講演会(1)	160	67 (41.9)	120 (75.0)	24 (15.0)
講演会(2)	117	38 (32.5)	79 (67.5)	29 (24.8)
講演会(3)	120	42 (35.0)	82 (68.3)	31 (25.8)
レセプション	65	12 (18.5)	40 (61.5)	21 (32.3)

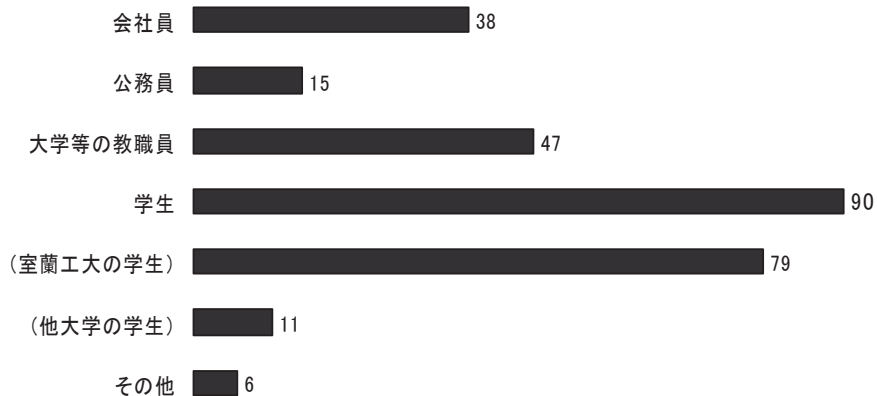
※ 「道内」は「本学学生」を含む。

※ ()内の数字はパーセンテージを示す。

参加登録者数 イベント別分布 (単位:人)



参加登録者数 職業別分布 (単位:人)





松岡健一理事(室工大)



棚次巨弘教授(室工大)



永田晴紀助教授(北大)



久保大輔院生(東大)



藤井謙司主任研究員(JAXA)



稲谷芳文教授(JAXA)



講演会(1)会場の風景 (室蘭工業大学)

講演会(2) 6月17日(金) 登別グランドホテル



溝端一秀助教授(室工大)



藤田和央主任研究員(JAXA)

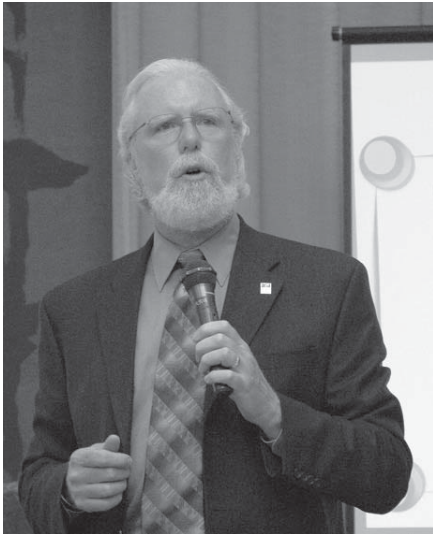


姫野武洋講師(東大)



伊藤勝宏主任研究員(JAXA)

講演会(3) 6月17日(金) 登別グランドホテル



Charles Lauer、Rocketplane 社(米国)



Josef Sommer、EADS 社(ドイツ)



Allan Paull、Queensland 大学(豪州)



David Reubush、AIAA HyTASP(米国)



講演会(3)の会場の風景 (登別グランドホテル)

レセプション（登別グランドホテル）



田頭孝介 副学長



佐々木 誠 副学長



杉山 弘 機械システム工学科長



矢島 室蘭テクノセンター専務理事



レセプション会場の風景（登別グランドホテル）

—航空宇宙機システム研究センター特別講演会—

日 時 平成 18 年 2 月 16 日 (木) 13:30～15:00

場 所 共同利用施設 3F 会議室

演 題 「ロケットエンジンの材料・構造に関するトピックス紹介」

講 師 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

ロケットエンジン技術センター 開発試験ユニット

森谷 信一 氏

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

ロケットエンジン技術センター エンジンシステムセクション

佐藤 正喜 氏

概 要 ロケットエンジン及びノズルの材料・構造に関するトピックスを紹介する

- ・ロケットエンジン燃焼器の破壊モードと長寿命化
- ・ロケットエンジンノズルの材料・構造及び機能
- ・角田宇宙センターにおける燃焼器材料研究の紹介
- ・角田宇宙センターにおける伸展ノズル研究の紹介

世話人

航空宇宙機システム研究センター 併任

助教授 駒崎 慎一

航空宇宙機システム研究センターのシンボルマークの公募

棚次 亘弘

当研究センターのシンボルマークを広く一般の方々から公募しました。公募要領等は学生が主体になって企画し、センターのホームページ上に公開して一般公募しました。公募要領を以下に示します。

募集要項

1. シンボルマークのデザインのテーマ
 - ・ 航空宇宙機をイメージした図形
 - ・ 格好良くて可愛い図形
 - ・ シンプルでわかりやすい図形
 2. 募集期間 平成 17 年 8 月 1 日(月)～10 月 31 日(月)
 3. 応募資格 年齢, 性別, 国籍, 職業, 個人, グループを問わずどなたでもご応募いただけます。また, お一人様何点でもご応募いただけます。
 4. 応募方法 次の(A), (B)いずれかの方法でご応募ください。
 - (A) 作品のデータ(BMP, JPEG, Enhanced Metafile, TIFF のいずれかの形式)を E-Mail で送付。
 - (B) A4 版の用紙に作品を手描きまたはプリントアウトしたものを郵送。
- [送付先]
- 〒050-8585 室蘭市水元町 27-1
室蘭工業大学
航空宇宙機システム研究センター「APReC シンボルマーク」係
- [応募締切] 平成 17 年 10 月 31 日(月) (必着)
- [必要事項] 住所, 氏名, 年齢, 職業(学校名), 電話番号, E-Mail アドレス, デザインの趣旨(100 字程度)
5. 選考 航空宇宙機システム研究センターにおいて審査を行い, 1 点をシンボルマークとして選定します。
 6. 発表・表彰 選定作品をセンターのホームページ上で公表します。
また, 入賞者には郵送で通知し, 賞品を贈呈致します。
 7. 注意事項
 - ・ 作品は, サイズの大小, およびカラー・白黒にかかわらず使用できるデザインとしてください。
 - ・ 応募作品は未発表のオリジナル作品に限ります。
 - ・ 応募作品は返却いたしませんので, ご了承ください。
 - ・ 採用作品を一部修正して使用する場合があります。
 - ・ 採用された作品に関する, 著作権等の一切の権利は航空宇宙機システム研究センターに帰属します。
 - ・ 審査内容に関するお問合わせにはお答えできません。

ホームページに掲載した公募要領

公募の結果

2005年8月から10月にかけてシンボルマークを募集しましたところ、学内外から計27件の作品の応募がありました。

審査を行いました結果、兵庫県宍粟市の小柴雅樹様が応募されました下記の作品を当センターのシンボルマークとして採用することを決定しました。



小柴 雅樹 様(兵庫県宍粟市)の応募作品

デザインの趣旨

宇宙の頭文字「宇」をモチーフに、航空宇宙機が宇宙にはばたくイメージをデザインしました。左右のラインは翼を表し、航空宇宙機システム研究の発展を願うデザインとしました。

小柴雅樹様の応募作品は、図形のみでしたので、図形に重ねるように「APReC」の略号を加えました。図形には変更を加えていません。この変更は、小柴雅樹様のご了解を得ています。

小柴雅樹様と本学の間で、この作品に関する著作権譲渡の契約は完了しています。著作権譲渡の契約は、総務課総務係において事務手続きをお願いしました。

公募要領に従って、小柴雅樹様には、研究センター長から賞品として、北海道の幸を贈呈致しました。

この度のシンボルマークの募集にあたり、全国各地からたくさんのご応募を頂きまして、誠にありがとうございました。このシンボルマークのデザインの趣旨を鑑み、航空宇宙機システム研究センターを大きく発展させるべく努力したいと思います。

中型超音速風洞試験設備の建設

航空宇宙機システム研究センター長
棚次亘弘

平成17年度の予算で、中型超音速風洞試験設備を建設しました。本設備は、本センターで計画している超音速飛行実験機の機体や推進エンジンの研究開発において、各種の空力特性データを取得するための試験設備です。大気圧の乾燥空気を真空タンクに吸い込む方式の超音速風洞で、マッハ2、3、4の気流を発生することができます。測定部の断面は400×400mm²の矩形です。マッハ数2、3、4に対応したノズルブロックが3基あり、それぞれ台車に積載されており、レール上を移動して交換できるようになっている。当初は、真空タンクは一基(100 m³)で、通風時間は約4秒間です。今後逐次真空タンクを追加し、最終的には真空タンク容積は500 m³に、通風時間は約20秒間になります。また、風洞に乾燥空気を供給するために、容積300 m³程度の伸縮式エアバッグを装備する予定です。

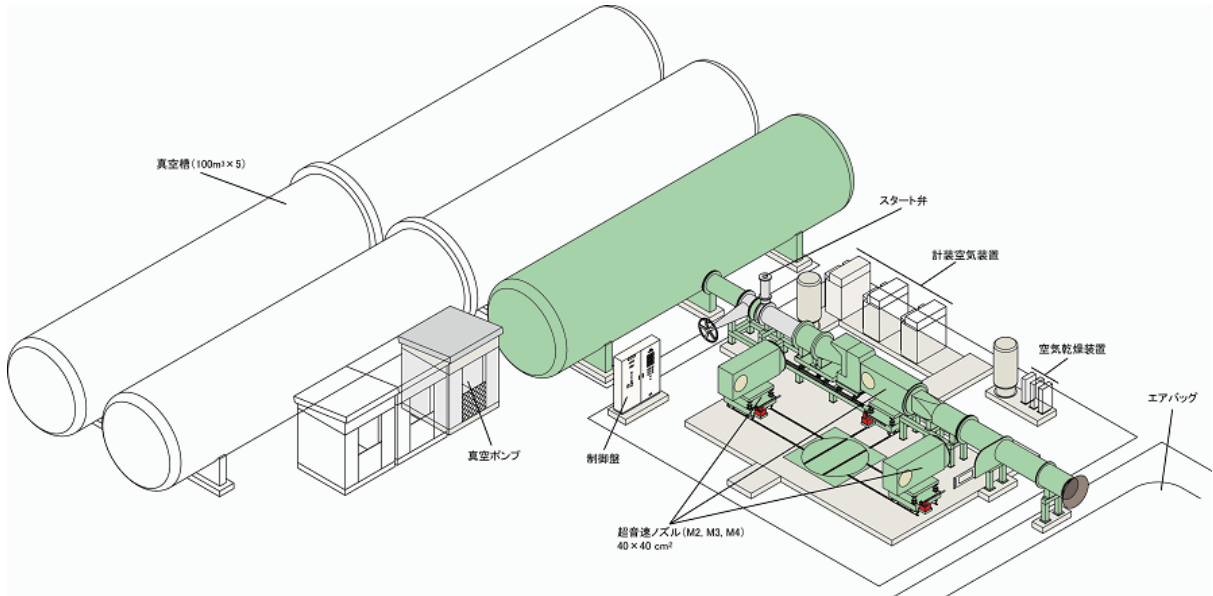
本装置の運転は、真空タンクを排気した後、スタート弁を急速に開き(約0.4秒)、大気圧の空気を真空タンクに吸い込む途中の通風路に置かれたノズルで膨張させ、所定の超音速空気流を得ます。大量の空気流を短時間に取り扱うため、その運転操作には主要なチェック項目を設け、コンピューターによって判断しながらシーケンスを順次進めるよう設計されています。異常が発生した場合には、随時非常停止操作ができ、通風を停止できます。

平成19年度には、気流を観測する計測装置(シュリーレン可視化装置等)、供試体に作用する空気を計測する天秤、風洞各部の圧力を計測する装置を導入する予定です。

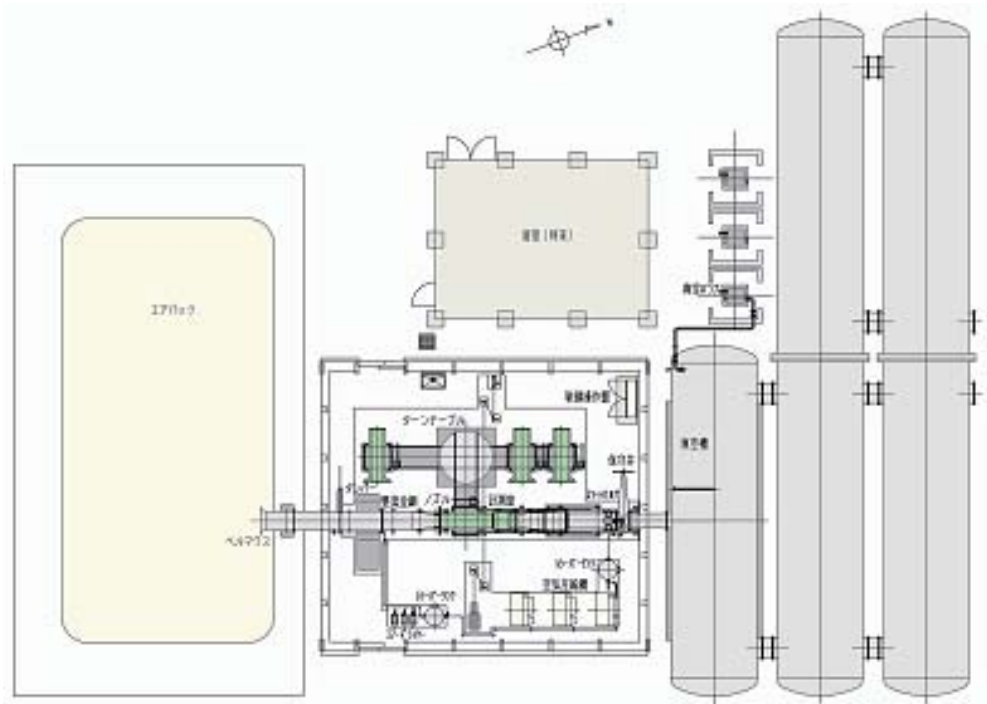
主な仕様

項 目	諸 元
ノズルおよび計測ブロック 通風断面 気流観測窓	マッハ2、マッハ3、マッハ4 400 x 400 mm φ350 mm または φ390 mm
真空タンク 外形寸法 内容積 基数	長さ：13.2m 直径：3.2m (1基) 100 m ³ (1基) 最終の計画：5基
真空排気装置 空気排気速度 到達真空度 基数	7.21 m ³ /min 0.67 kPa 最終の計画：3基
乾燥空気および計測用空気供給装置 供給圧力 供給量 露点 基数	0.85 MPa 48 m ³ /h -20 °C 最終の計画：3基
有効通風時間	真空タンク1基当たり約4秒間

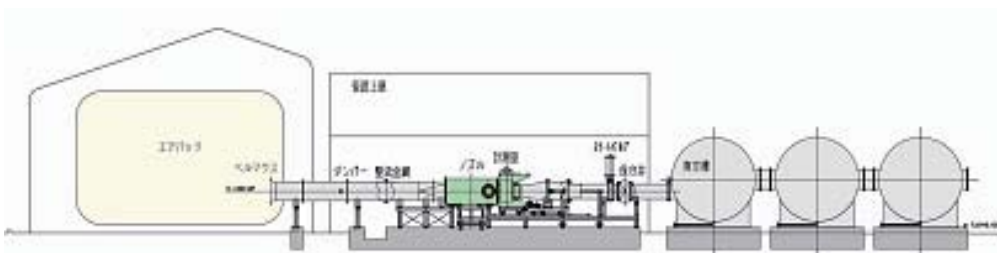
風洞試験設備の本体工事を担当されました施設課の佐藤課長、東課長補佐、羽山係長および真空タンク工事を担当されました会計課の東海林課長、松本課長補佐、大野係長に篤く御礼申し上げます。また、両工事を施工されました三菱マテリアルテクノ株式会社殿に感謝の意を表します。



風洞試験設備の全体構成図



風洞試験設備の平面図



風洞試験設備の側面図



安全祈願式での松岡学長の挨拶



風洞試験設備の全景(上屋を設置する前の様子)



上屋を設置した後の風洞設備の外観

模型飛行機用小型ターボジェットエンジンテストセルの構築 - (実施報告)

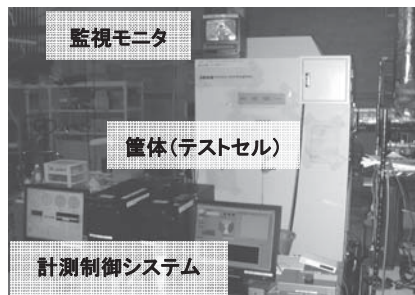
○ 伊藤 兼一(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
 蛭澤 直人(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

現在, 航空宇宙機システム研究センターでは小型超音速無人飛行実験機に搭載するターボジェットエンジンの開発を進めています[1]. 今後, エンジンの振動試験や燃焼試験といった各種作動試験を実施し, エンジン性能を適切に評価する必要が生じます. そこで, 今後のターボジェットエンジン開発における運転試験手法・性能評価手法を確立し, その経験とノウハウを蓄積することを目的として, 模型飛行機用小型ターボジェットエンジンを用いた試験設備の構築を行いました.

2. 基本システム

本試験設備は主に模型用小型ターボジェットエンジン (Sophia Precision 社製 J-850), 計測制御系, 筐体 (テストセル) より構成しました. 実験の安全性を考慮してエンジンは筐体内に固定し, さらにエンジンの周囲を覆うようにして部品飛散防護板を設けました. これはエンジンバランスを意図的に崩して振動試験を行う場合, ブレード等の部品が破壊し高速で飛散する恐れがあるためです. エンジン後方には高温の排気ガスを排出するためのダクトを設け, さらにブロワを設置して排煙を促しています. 筐体内部には小型カメラを設け, 運転中のエンジンの状況を監視できるようにしました. また, 計測制御システムには LabVIEW を用いました. 次節でその詳細について述べます.



(a) 全体図



(b) 筐体内部(エンジン後方)



(c) 筐体内部(エンジン前方)

図 1 小型ターボジェットエンジン試験設備.

3. 計測制御システム

LabVIEW は、図 2(a)に示すように、計測制御プログラムを図式的に作成することのできる開発環境です。また、図 2(b)に示すように、PC 画面上で計測制御を行うことが可能です。図 3 に LabVIEW による計測制御システム系統図を示します。エンジンの圧力、温度、回転数、推力、燃料流量の各センサ出力信号は、テストセル本体に設けられた計測パネル(表示メータ)を経て LabVIEW PC1 に取り込まれ、PC 上で計測値の表示および保存を行うことができます。また、軸変位センサからの出力は専用アンプを介して LabVIEW PC2 に取り込まれ、同様に計測値の表示、保存を行います。これらの計測データから、比推力、燃料消費率、熱効率といった各種エンジン性能をリアルタイムに計算し画面上に表示することが可能です。

さらに、実験の安全を確保するため、エンジンの緊急停止を行う制御システムを設けました。温度、回転数、軸変位量のいずれかの計測値が設定した許容値を超えた場合、PC2 が電圧信号を出力し、電磁弁が閉じることで燃料供給が遮断されエンジンは停止します。また、PC が正常に機能しない場合や、実験者の判断で停止したい場合に備え、手動の緊急停止ボタンも設置しました。

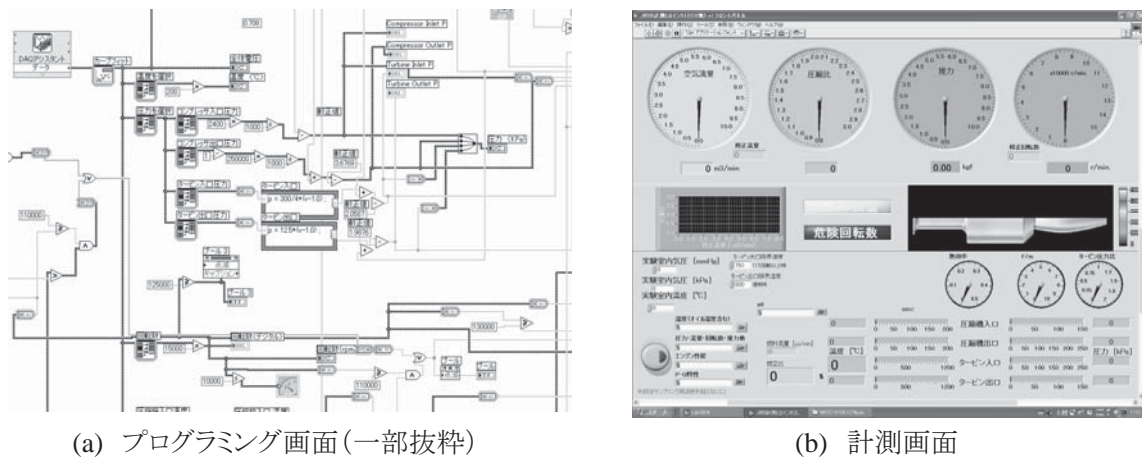


図 2 LabVIEW による計測制御画面。

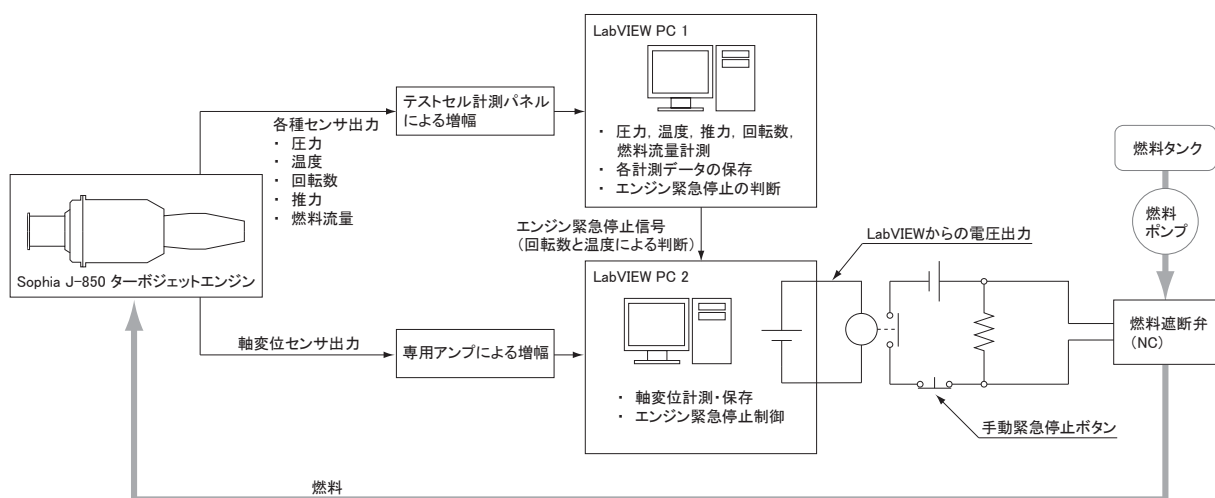


図 3 LabVIEW による計測制御システム系統図。

4. 本設備を利用した研究

2005 年度より, 本試験設備を用いて, ターボジェットエンジンの回転振動特性の評価や, 圧縮機の圧力比-空気流量特性の評価に関する研究[2]などを行っています.

5. まとめ

小型超音速無人飛行実験機用ターボジェットエンジンの各種作動試験に備え, 模型飛行機用小型ターボジェットエンジンを用いた運転試験設備および計測・表示システムを構築しました. 本設備によって, ターボジェットエンジンの回転振動特性評価, 圧力比-空気流量特性評価に関わる実験的研究が可能となりました.

参考文献

- [1] 湊亮二郎, 棚次亘弘, “反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 — 実施報告”, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター2005 年度年次研究報告書, 2006.
- [2] 金子広樹, 富田耕平, 伊藤兼一, 四宮徹, 由利泰史, 棚次亘弘, “模型飛行機用小型ターボジェットエンジンの特性評価 — 研究結果報告”, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター2005 年度年次研究報告書, 2006.

○ 湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教授)

1. 導入の経緯

航空宇宙機システム研究センターでは、空力解析、構造解析などの数値シミュレーションを行なうことで、小型超音速無人機をはじめとする航空宇宙分野の研究を推進する予定である。そのため数値シミュレーションを行なうハードウェアを2005年6月に並列計算マシンSGI® Altix®350を導入した。

本システムはIntel®Itanium®2プロセッサをベースとした並列計算システムで、最大6.4 Gbyte/secの高速CPU間通信を行っており、自動並列機能に特に優れたシステムであり、ユーザーフレンドリーな並列計算が実行可能なシステム構成であるが、Open MPやMPIに関するシステム環境も充実し、より高速の並列計算も可能な構成でもある。

2. 現状と今後の方針

これまでJAXA宇宙科学研究本部から、可変軸対称インテークにおけるキャビティ流れ解析に関する学外利用申請があり、2005年11月から2006年3月まで計算利用があった。[1]

学内利用としては、小型超音速機用ターボジェットエンジン用反転軸流ファン設計のため、流線曲率法による準3次元ターボ機械流れ解析コードを開発し、その計算に供されている。Fine Turboなどのソフトウェア面の導入も図られているが、今後一層その充実が求められている。

参考文献

[1] 丸 祐介 “キャビティ流特性を応用した可変軸対象インテークに関する研究” 東京大学工学研究科航空宇宙工学専攻博士論文 (2006)



Fig.1 Altix350 の概観

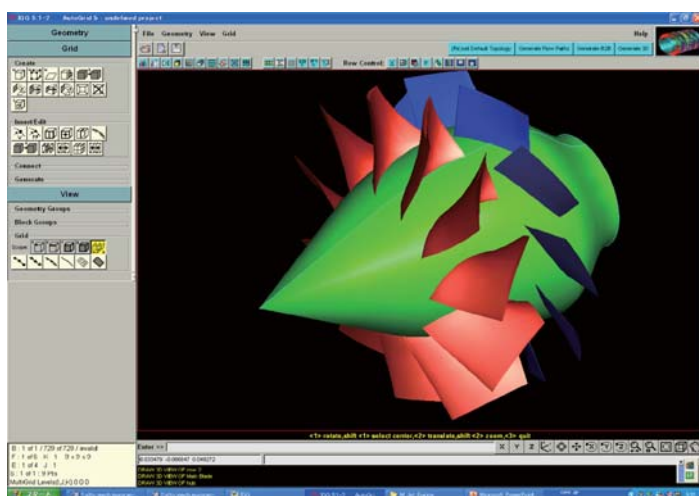


Fig.2 本マシンで設計解析された反転軸流ファンの形状

高速走行軌道装置の制動装置に関する研究 - 研究結果報告

○河野 雄一郎(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、次世代型航空宇宙機開発のための各種基盤技術の蓄積を目的として、国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携と、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の協力の下で、小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている。小型超音速無人飛行機の帰還飛行実現の為に、亜音速飛行時から超音速飛行時にかけての空力特性の把握が極めて重要となる。そこで現在、地上支援プロジェクトとして、高速走行軌道装置[Fig.1]の研究開発を進めている。高速走行軌道装置とは、地上にレールを敷設し、スレッドと呼ばれる試験体搭載装置に試験機体、及び推進器を搭載し、レール上で超音速域まで加速走行し、空力試験、及びエンジン作動試験等の測定を目的とした設備である。高速走行軌道装置は、大気環境下で空力試験を行う事ができる為、実飛行状態に極めて近い空力データを得る事ができると予想している。同様の既存の装置としては米国ユタ州ハリケーンメサに軌道長 3.6km (加速区間 2.7km, 減速区間 0.9km, 到達マッハ数約 2) の軌道装置が敷設されており、ハリケーンメサ・テストトラック (以下 HMTT) [Fig.2][1][2]と呼ばれている。この装置は、高速走行時における写真観測及び電子的計測が可能であり、各種高速飛行体の開発研究に活用されている。

本研究では、フルスケール走行軌道装置構築への基盤研究として、サブスケール走行軌道装置を構築し、加速から減速、停止までにおける装置の加速度、振動、制動力等の特性に関して測定を行う。昨年度は、サブスケール走行装置の加速区間、及び減速区間の距離推算を行った。

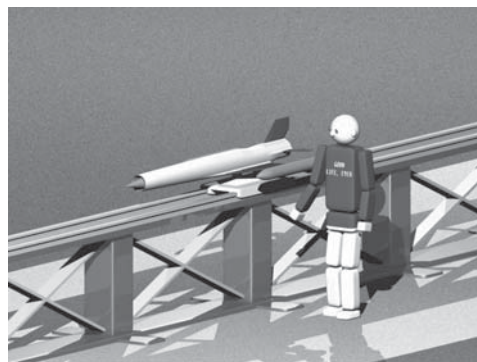


Fig.1 高速走行軌道装置構想図



Fig.2 Hurricane Mesa Test Track (HMTT)

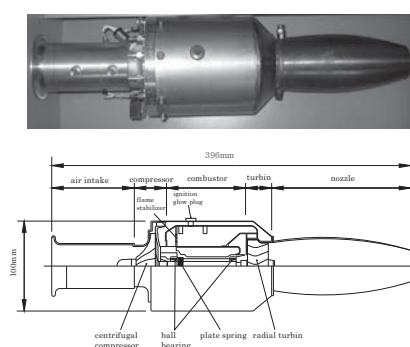
2. 高速走行軌道装置(フルスケール)

フルスケール高速走行軌道実験装置の規模としては、軌道長 2km~3km, 台車全備重量 500kg, 加速度 10G, 加速終端速度約マッハ 2 程度と想定される。従って加速用推進器としては 5ton 程度の推力が必要である。また、地上で運用するため、安全・無公害・低騒音であることが望まれる。

3. 高速走行軌道装置(サブスケール)

フルスケール走行装置を構築するための基盤研究として、サブスケール走行装置の構築を第一段階の目標とする。予想される走行装置の規模は、加速区間約 80~100m, 減速区間約 20m の全長約 100m~120m スケール, 台車全備重量 5kg とする。推算に用いたスラスタモデルは、サブスケール走行装置への搭載を想定している Sophia Precision 社製 J-850 ターボジェットエンジン [Fig.3]を採用し、加速区間、及び制動区間の距離推算を行った。また簡単な為に推力は一定であるという条件を設けた。推算に用いた大まかなパラメータは以下の通りである。

- 推力 (J-850) : 8.3[kgf]
- スレッド全備重量 : 5[kg]
- 抗力係数 : 1.0
- 摩擦係数 : 1.0



J850-ターボジェットエンジン 仕様

全重量	1.687[kg]
寸法	直径 100 [mm] (最大) 全長396[mm]
推力	8.3[kgf] (フルスロットル時)
最高排気温度	800°C
フルスロットル排気ガス温度	750°C
ロースロットル排気ガス温度	約550°C
最大燃料消費量	270 [cc/min]
最大燃料供給電圧	7.2 [V]
スロットルコントロール	ECU (Electronic Control Unit) による自動スタート/停止
潤滑	ECUコントロールのポンプによって供給
点火	ECUコントロールのグローイグナイターによる点火
燃料	TURBOJET FUEL Grade-850
オイル	ROYCO500 TURBINE OIL MIL-PRF-23699 CLASS STD

Fig.3 J-850 ターボジェットエンジン仕様

3.1.加速区間

加速区間において, [Fig.4]より, 約 60m 付近で加速終端速度となり, 終端速度は約 10.6[m/s] (時速 38[km/h]) となった.また, その時の到達時間は約 6 秒となった.

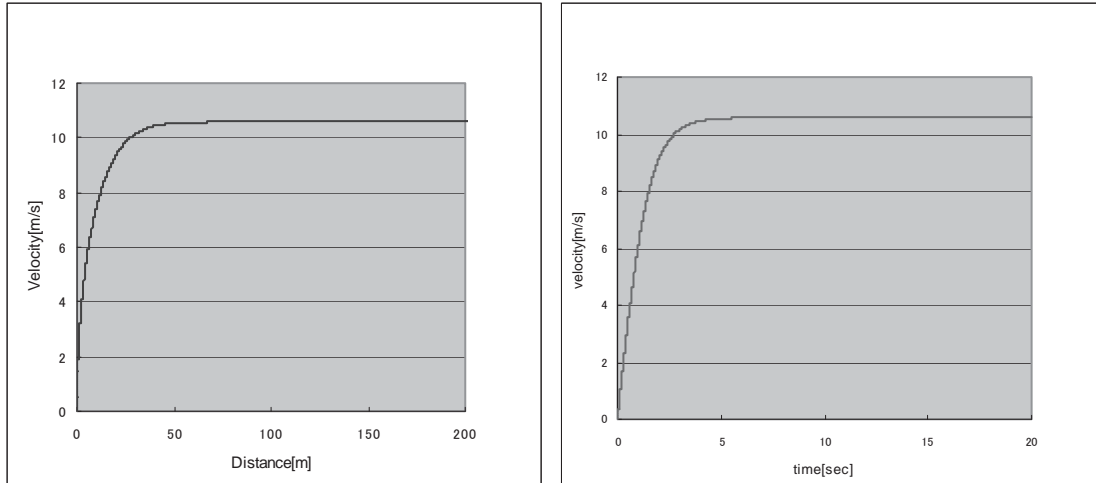


Fig.4 Rail Sled 加速距離推算

3.2.制動区間

現在構想されている高速走行軌道装置は, 制動方法として水ブレーキシステム[Fig.5]を採用している. 水ブレーキシステムとは, スレッドに搭載されるバケット式制動装置に, 制動区間に貯水された水をすくい上げ, 噴射する事で進行方向とは逆方向の推力を得る事ができ, 制動力を得る方法である. 昨年度は, 流入面積 (A_{in}), 及び噴射面積 (A_{out}) のパラメータを幾つか設定し, 必要制動距離, 及び制動力の算出[Fig.6]を行った.

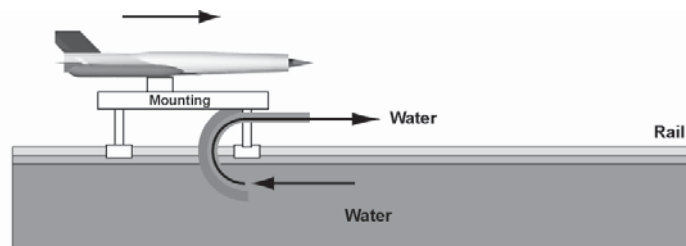


Fig.5 バケット式制動装置を用いた水ブレーキシステム概略図

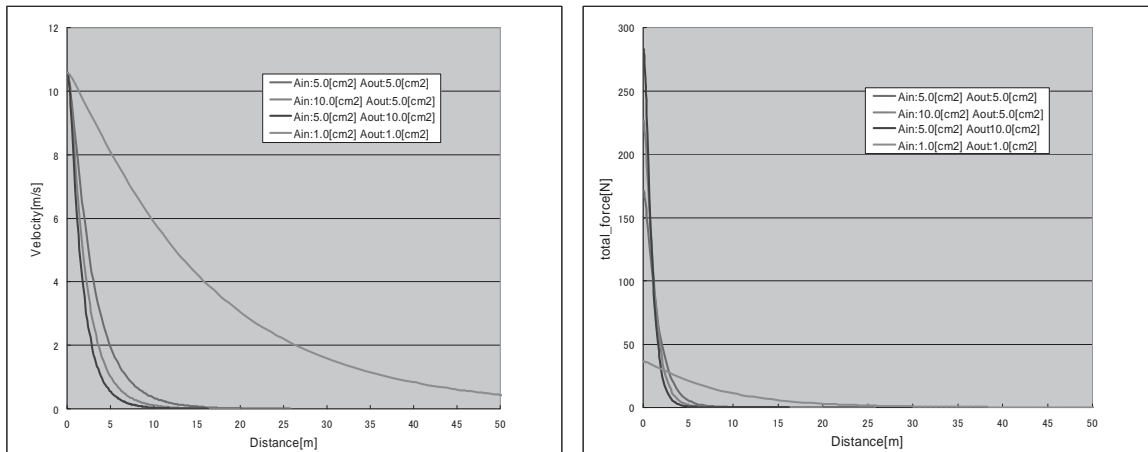


Fig.6 制動距離推算

参考文献

- [1] 「ユニバーサル・プロパルジョン社 ハリケーン・メサ・テスト・トラックについて」 清水建設株式会社, 宇宙科学研究所共同報告書, 1995 年
- [2] The Ejection Site “ACES II KEAS Test at HMTT” http://users.bestweb.net/~kcoyne/safe_hmtt_04.htm

豊田 貴久(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

宮瀬 宗彦(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)

1. はじめに

小型超音速飛行実験機の飛行実証の前段階として、機体の各コンポーネントの高速環境下での性能を、地上において安全かつ確実に実証する必要がある。そこで、無人飛行機の開発に並行して、地上に敷設した鉄道軌道様の軌道上を超音速で走行できる「高速走行軌道実験装置」の開発を計画している。先例として、米国ユタ州ハリケーンメサに軌道長 3.6[km](加速区間 2.7[km], 減速区間 0.9[km]), 軌道間隔 1.48m の軌道装置が敷設されている。設計速度は 750m/sec であり、固体ロケットクラスターまたはジェットエンジンによって推進される。減速は、レールの間のプールに貯めた水をすくって前方へはじき飛ばす際の反力によって行っている。1955 年に建設されて以来今日においても各種の高速走行試験に供されている。このような実験装置はわが国には先例がなく、我が国の航空宇宙輸送技術の革新のために必須であるので、北海道の地の利を生かして構築することはきわめて意義深い。

高速走行軌道実験装置の実機の規模としては、軌道長 2~3[km], 台車全備重量 500[kg]程度、加速度 10[G]程度、と想定される。従って加速用推進器としては 5[ton]程度の推力が必要である。また、地上で運用するため、安全・無公害・低騒音であることが望まれる。そのような推進器としては、道内産学共同事業として開発されつつあるハイブリッドロケット(推力 400[kg]級)をクラスターにして搭載することが有望である。これは、液体酸素とプラスチックを燃料とするロケットエンジンであり、燃料に火薬や有毒成分を含まないため、固体ロケットに比べて格段に安全かつ廉価とされている。

一方、上記の実機規模の軌道装置を開発する前段階として、サブスケールの軌道装置(プロトタイプ)を試作し、加速技術、減速技術、潤滑、走行時の振動の制御、遠隔制御技術、遠隔計測技術、等を実証することが必須である。その場合、サブスケール軌道装置は大学構内あるいは市街地近隣に敷設する事が想定されるため、加速用推進器としては、火災等の危険が極力少なく、簡便に取り扱えるものがある必要がある。そのような推進器として、液体窒素と水を混合することによる膨張圧を利用した非燃焼型ロケットエンジンが有望視される。

このような、開発されるべき軌道装置の規模および構成の素案を Table 1 に示す。また、打ち上げ目的のロケットと異なって、地上を走行するロケットエンジンの場合、各種の法規制の適用対象となる事が予想されるので、サブスケール軌道装置の試作・運用を通して関連法規制を調査する事が有効である。

そこで、本研究では、高速走行軌道実験装置のプロトタイプであるサブスケール軌道装置に搭載することを想定して、液体窒素・水ロケットエンジンの実験室モデル Laboratory model を設計し、その特性や性能を、解析ならびに実験によって明らかにすることをねらう。

Table 1. 開発されるべき軌道装置の規模および構成の素案.

	Scale	Propulsion system	Location
Full Scale Sled	Rail width: 1.5m Rail length: 2~3km Sled total weight: 500kg	Clustered CAMUI hybrid rocket engines of 400kgf thrustclass. Total thrust: 5tonf	TBD
Subscale Prototype	Rail width: 0.5m Rail length: 100m Sled total weight: 50kg	LN2-H2O rocket engine(s). Total thrust: 500kgf	Inside or near Muroan
Smallscale Exhibition Model	Rail width: 0.15m Rail length: 10m Sled total weight: 2kg	Turbojet engine for model airplanes. Total thrust: 8kgf	Inside the campus

2. 実験装置の設計の概略

一般に、ロケットエンジンの設計は、使用する推進薬が特定のものであったとしても、その混合前の状態、混合比、および混合室圧力のそれぞれが異なる無数の組み合わせの中から、良好な性能を発揮する点を選ぶ必要がある。また、今回構想している液体窒素と水の組み合わせについては、液体窒素と熱水の混合により生ずる蒸気爆発現象自体のメカニズムや、気液混相ノズル流のメカニズムが未だ明確でない。このため、広範な条件下で実験を行なうことによる経験とデータの蓄積が不可欠である。そこで、エンジンの設計・試作を以下の2段階に分けて実施する。

- 1) 実験室モデル(Laboratory Model): 地上に据え置いて作動させ、エンジンの特性を把握するためのものである。可変機構を複数設け、作動条件の変更を広範かつ容易に行なえるように設計する。また、大学実験室における作動を想定して、通常の法規制による安全基準に則り、十分な構造強度を与えると共に安全弁等を設置する。
- 2) 軌道装置搭載モデル: 通常のロケットの打ち上げモデル(Flight Model)に相当する。実験室モデルによって判明した最適作動条件で設計される。推重比を稼ぐために極限設計を要する。

本研究では、上記1の実験室モデルを構想・設計する。

実験装置の仕組みは、Fig. 1 のように推進剤の液体窒素(N_2)と加熱剤の水(H_2O)を液相状態で貯蔵し、ガス圧送方式によって混合室に噴射・混合し、膨張した窒素をノズルから噴射して推力を得るものである。液体窒素と水は大気圧下で温度 77[K]および 373~473[K]でタンクに貯蔵される。タンクと混合室には安全のために安全弁ないしは破裂板を設ける。また、Fig. 2 のようなプラグノズルを搭載し、混合室容積およびスロート面積を変えることができるようにする。混合室の容積は約 1,500~10,000[cm³]、ノズルスロート部の面積は完全閉鎖状態から 113[cm²]まで連続して調節可能とする。これにより、推進薬の種類およびその状態に大きく左右される特性混合室長さ L^* を13~∞[cm]の範囲で調節し実験を行なうことが可能である。参考までに、実用されている各種推進薬の特性燃焼室長さを Table 2 に示す。

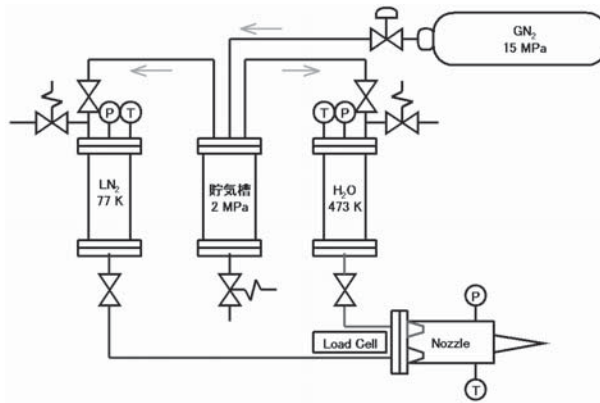


Fig. 1. 液体窒素・水ロケットエンジンの実験室モデルの概略構成.

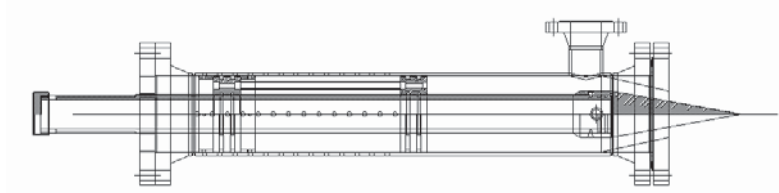


Fig. 2. 液体窒素・水ロケットエンジンの実験室モデルの可変式混合室およびノズル.

Table 2. 代表的な燃料の特性燃焼室長さ.

酸化剤	燃料	L^* [cm]
液体酸素	液体水素	78 (LE-7)
	JP-4	90~140
	ディーゼルオイル	125
	アルコール	125~250
濃硝酸	アニリン	100~440
	JP-3	125~150
ニトロメタン		475 以上

3. 性能予測

上記の設計の液体窒素・水ロケットエンジンの性能を、準一次元流解析によって推算する。解析のために以下の条件を仮定する：

- ガスと粒子の比熱はノズル流を通じて一定。
- 粒子径は十分小さく、ガスと粒子の速度は同一であり、熱平衡状態である。
- 粒子全体の占める容積は、ガス容積に比較し無視できるほど小さい。
- ノズル流は一次元。

このとき、比容積、気体定数、比熱比などは、粒子含有率 β を用いて以下のように表される：

$$\beta = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_g + \dot{m}_s}$$

$$R = (1 - \beta)R_g$$

$$V = (1 - \beta)V_g$$

$$\gamma = \frac{(1 - \beta)(c_p)_g + \beta(c_p)_s}{(1 - \beta)(c_v)_g + \beta(c_v)_s}$$

ここで、 β : 粒子含有率(全質量流量に対する水質量の割合), V : 比容積[m³/kg], p_c : 混合室圧力[MPa], T_c : 混合室温度[K], R : ガス定数[J/(kg·K)], γ : 比熱比[-], c_p : 定圧比熱[KJ/(kg·K)], c_v : 定容比熱[KJ/(kg·K)]であり, 添え字の s , g は水粒子と窒素ガスを示す.

性能評価の指標となる特性排気速度 C^* , 推力係数 C_f , および比推力 I_{sp} , 推力 F は次式により定義される:

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}}, \quad C_f = \frac{F}{p_c A_t}, \quad I_{sp} = \frac{C^* C_f}{g_0}, \quad F = C_f A_t P_c$$

特性排気速度 C^* , 推力係数 C_f は, それぞれ, 以下の式に変換でき, この式を用いて理論推算することが可能である.

$$C^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

これらを一次元ノズル流れの式に適用する. 混合室圧力は 1.0[MPa]とする. 得られた結果を以下に示す.

Fig. 3, 4 は, 粒子含有率 β に対する混合ガス定数 R と比熱比 γ の値を示している. 粒子含有率 β が増加すると R および γ は減少する. Fig. 5 に粒子含有率 β と混合室温度 T の関係を示す. 混合室温度 273[K] (0 [degC]) の所でグラフが不連続なのは, この温度以下では水は固相(氷)であり, この温度以上では液相だからである. Fig. 6 には, 特性排気速度 C^* と混合室温度 T の関係を示す. 一般に特性排気速度 C^* は比熱比, 混合室温度, ガス定数の平方根に比例して向上することが知られている. Fig. 7 には推力係数 C_f と混合室温度 T の関係を示す.

以上の解析より, Fig. 8 に示されたとおり, 混合室圧力 1.0[MPa] および熱水温度 473[K] の場合, 粒子含有率 0.38, 混合室温度約 328[K] の際に比推力が最大値 50.52[sec] となる. また, 熱水温度 373[K] の場合, 粒子含有率 0.29, 混合室温度約 270[K] の際に比推力が最大値 48.46[sec] となることが予想されるが, エンジン内, 特に膨張により温度の低下が進むノズルスロット以降で水粒子の凍結が考えられる

ため、この点を避けて実験を行なう必要がある。また、混合室圧力を高めることによって比推力が増加する。Fig. 9は、473[K]の熱水を用い、混合室圧 P_c の設定を 1.0~3.0[MPa]に変化させ、それぞれ最大比推力を得る推進薬の混合比における推力とスロート面積の関係を求めたものである。推力係数が圧力の関数なので推力は P_c に完全には比例しないが、スロート面積には直接比例する。スロート面積の最大値 113[cm²]に対して、混合室圧力を 3.0[MPa]としたときに 45,000[N]程度の推力が予測されている。ただし、実際には、スロート面積を大きくすることによって混合室圧力が下がる事が予想されるので、スロート面積の最適値が存在する。この最適値は実験によって求められる。

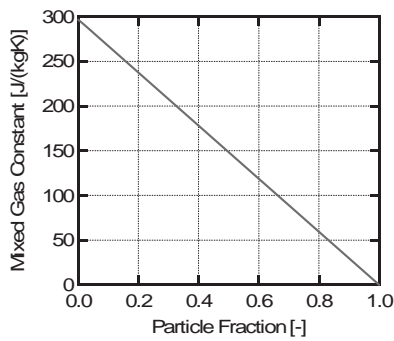


Fig. 3. 粒子含有率と気体定数の関係。

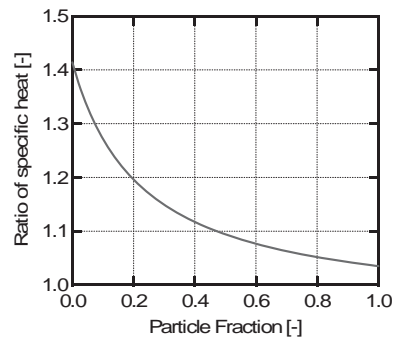


Fig. 4. 粒子含有率と比熱比の関係。

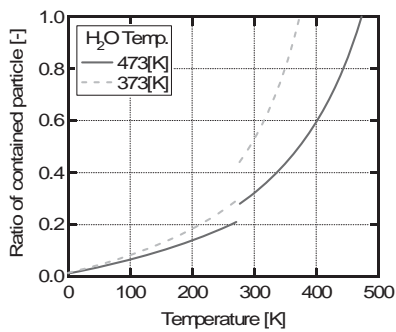


Fig. 5. 粒子含有率と混合室温度の関係。

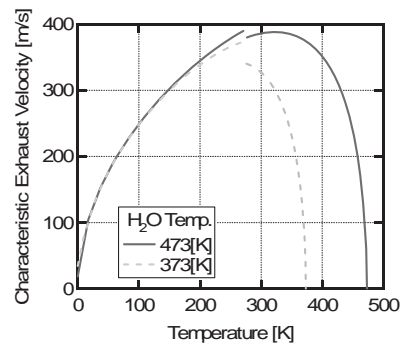


Fig. 6. 混合室温度と特性排気速度の関係。

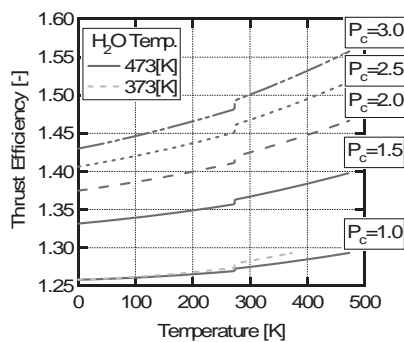


Fig. 7. 混合室温度と推力係数の関係。

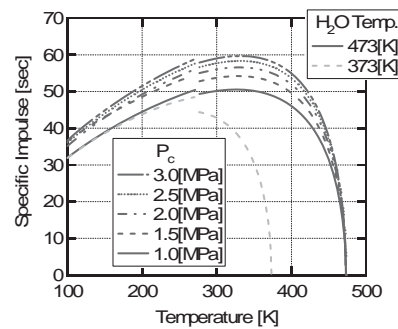


Fig. 8. 混合室温度と比推力の関係。

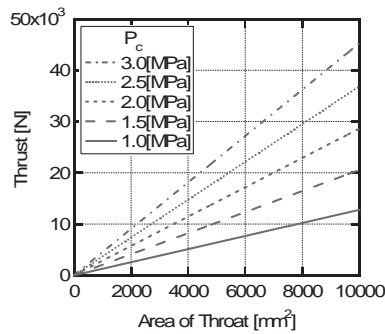


Fig. 9. ノズルスロート面積と推力の関係。(熱水温度 473[K], 比推力最大条件)

4. まとめ

小型超音速無人飛行機の飛行実証の前段階として、機体の各コンポーネントの高速環境下での性能を地上において安全かつ確実に実証することを想定して、高速走行軌道実験装置の開発を計画している。実機規模の軌道装置を開発する前段階として、サブスケールの軌道装置(プロトタイプ)を試作する計画であり、それに搭載する安全・簡便な推進器として液体窒素・水ロケットエンジンに着目し、その実験室モデル(Laboratory model)を設計し、準一次元解析によって性能を推算した。その結果、473[K]の熱水を粒子含有率0.39で液体窒素と混合させ、混合室圧力を3.0[MPa]とするとときに理論推力45,000[N]程度を生ずることが予測された。ただし、実際にはスロート面積を大きくすることによって混合室圧力が下がるので、スロート面積の最適値が存在する。この最適値は実験によって求められる。

今後、サブスケール軌道装置(レール, スレッド, 等)を構想・設計し、これと上記のエンジン設計とを考え併せて、サブスケール軌道装置の加速性能を予測・確認する。さらに、実験室モデルエンジンを製作し、地上作動実験によってその特性を明らかにする予定である。その結果を、サブスケール軌道装置搭載用エンジンの設計に活用する。

参考文献

- 1) 「ユニバーサル・プロパルジョン社 ハリケーン・メサ・テスト・トラックについて」清水建設株式会社, 宇宙科学研究所共同報告書, 1995 年.
- 2) G. P. サットン, 「ロケット推進工学」, 山海堂, 1995 年.
- 3) 日本機械学会, 「流体の熱物性値集」, 1983 年.
- 4) 富田信之, 鬼頭克, 幸節雄二, 長谷川恵一, 前田則一, 「ロケット工学基礎講義」, コロナ社, 2001 年.
- 5) 宇野陽祐, 「CEES Rocket の研究開発」, 大阪府立大学卒業論文, 2004 年.
- 6) 落合秀輔, 「水/液体窒素ロケットに関する基礎研究」, 武蔵工業大学卒業論文, 2004 年.

小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究 - 研究成果報告

○木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
羽田 尚太(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
工藤 摩耶(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、次世代型航空宇宙機開発のための各種基盤技術の蓄積を目的として、国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携と、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の協力の下で、小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている[1]。超音速実飛行環境下におけるジェットエンジンの作動性能、機体の空力性能等に関する各種飛行データを取得するための実験機としての利用が想定されている同機には、自力で超音速飛行に至ることが可能な高い加速飛行性能と、その後射場へ帰還するための亜音速巡航性能とを兼備することが望まれている (図 1)。現在の構想では、同機の全長は 3 m 程度、離陸重量は 100~200 kg 程度、その目標飛行マッハ数は 1.4~2.0 とされている。同機に搭載する推進器は 1 基の小型の空気吸い込み式エンジン (推力 100~200 kgf クラス) とし、現段階では当センターが自主開発を進めている $\phi 200$ mm 規模の小型のターボジェットエンジン[2]をその候補として想定している。また将来的に、同機に自力離着陸能力を持たせることによって、飛行実験を繰り返し行うことが可能な高い再使用性をもたらすことも視野に入れている。

本プロジェクトでは、同機の第 1 次機体形状案として 2 つのタイプの機体形状を考案し、それらの空力設計を進めてきた。そしてそれらの飛行性能を評価するために、JAXA 宇宙科学研究本部 (JAXA/ISAS) の高速気流総合実験設備を利用して風洞試験を実施し、両機体の基礎空力特性データを取得した。

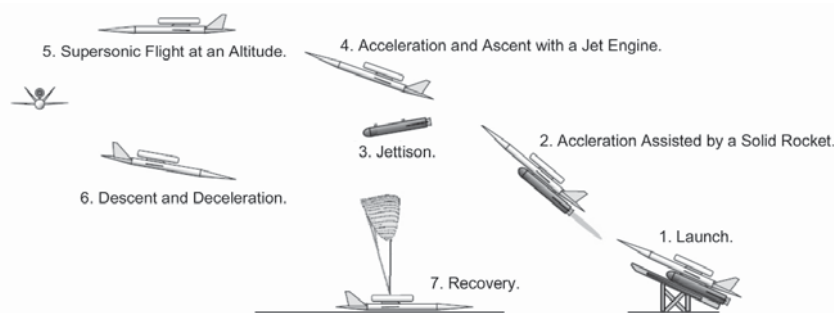


図 1 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の構想図。

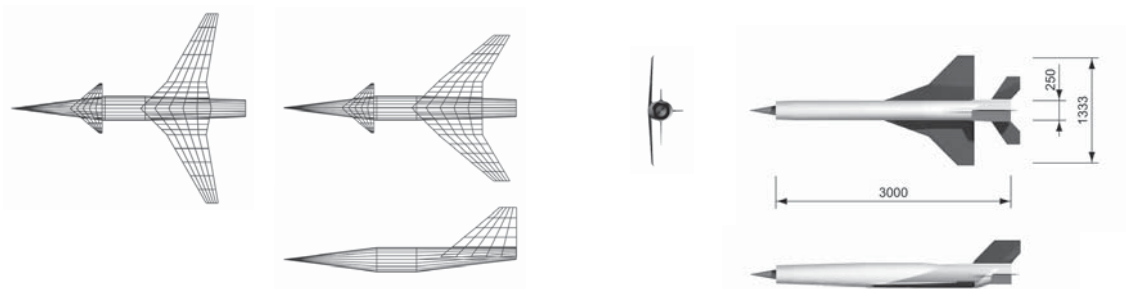
2. 小型超音速無人飛行機の機体形状

本研究では、小型超音速無人飛行機の第 1 次機体設計案として、以下に述べる 2 つの機体形状

を考案した。両者はそれぞれ異なる設計コンセプトから成るもので、1 つは亜音速巡航性能と超音速巡航性能を両立させることを目指した可変後退角翼式機体形状（以下、K 型機体形状）で、もう一方は超音速実飛行データを取得するための加速飛行性能を最重視した固定後退角翼式機体形状（以下、M 型機体形状）である。これらの機体形状の空力設計においては、空力推算ツール DATCOM (PDAS) [3], [4]等を利用し、翼形状に関するパラメトリックスタディ等を実施した。

(1) 機体設計案 1: K 型機体形状(可変後退角翼式)

九州大学と室蘭工業大学が共同で考案した K 型機体形状[5]の概形を図 2 (a)に、その主な諸元を表 1 に示す。この機体の設計においては、亜音速域から超音速域にかけての幅広い飛行速度範囲で高い飛行性能を維持させることを目指して、翼を可変後退角翼式とした。亜音速飛行時の主翼前縁後退角は 30 deg., 超音速飛行時の同後退角は 50 deg.である。以下、前者の飛行形態を亜音速飛行形態 (KL 形態), 後者の形態を超音速飛行形態 (KH 形態) と称す。この機体の全長は 3.5 m, 胴体径は 36 cm である。翼幅は亜音速飛行形態で 2.84 m, 超音速飛行形態で 2.19 m である。その



(a) K 型機体形状 (可変後退角翼式). (上部左: 亜音速飛行形態, 主翼前縁後退角 30 deg./上部右: 超音速飛行形態, 主翼前縁後退角 50 deg.).

(b) M 型機体形状 (固定後退角翼式).

図 2 小型超音速無人機の機体形状 (第 1 次案).

表 1 小型超音速無人飛行機機体 (第 1 次設計案) の主な諸元とその機体重量の推算値

	K 型機体形状 (KL, 亜音速飛行形態)	K 型機体形状 (KH, 超音速飛行形態)	M 型機体形状
機体の諸元			
全長, m	3.5 (0.350)	3.5 (0.350)	3.0 (0.385)
胴体径, m	0.36 (0.036)	0.36 (0.036)	0.25 (0.032)
翼幅, m	2.84 (0.284)	2.19 (0.219)	1.33 (0.171)
高さ(離着陸装置を除く), m	1.08 (0.108)	1.08 (0.108)	0.583 (0.075)
空力平均翼弦(MAC), m	0.65 (0.065)	0.71 (0.071)	0.909 (0.117)
空力中心位置(胴体先端基準), %	68.9	70.8	66.3
翼面積, m ²	1.41 (0.0141)	1.33 (0.0133)	0.972 (0.0160)
主翼前縁後退角, deg.	30	50	45, 70
主翼アスペクト比	4.37	3.08	1.46
機体重量の推算値			
燃料重量, kg	NA	NA	45.0
乾燥重量, kg	NA	NA	226.4
離陸重量, kg	NA	NA	271.4

※括弧内の数字は後述の風洞試験用供試体模型の諸元。

胴体形状は、各種搭載機器や燃料等の格納容積を十分に確保しつつ、エアリアルールを考慮した形状とした。エンジンの取り付け位置は胴体後方上部とし、それに伴う重心の後退を考慮して主翼を後方に配置した。また、トリム能力と縦操縦性を確保するために、胴体前部にカナード翼を設けた。尚、各翼の翼型としてはNACA64A008を採用した。

(2) 機体設計案 2:M 型機体形状(固定後退角翼式)

室蘭工業大学が独自で考案した M 型機体形状の概形を図 2 (b)に、その主な諸元を表 1 に示す。この機体の全長は 3 m で、胴体径は 25 cm、翼幅は 1.33 m である。この機体の設計においては、超音速実飛行データの取得を最優先項目として掲げ、高い加速飛行性能をもたらすことを重視した。製作・開発コストを低減させるため、翼は固定後退角翼式、翼型はダイヤモンド型とし、胴体形状はシンプルな円筒形状とした。また、翼の平面形状としては、後退角が大きくアスペクト比が小さいダブルデルタ翼を採用した。エンジン、各種制御機器、ならびに燃料タンク等は胴体内部もしくは翼の内部に格納されるものとした。

3. JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験

3.1. 風洞試験の概要と試験設備

平成 17 年 8 月 22 日～8 月 26 日、8 月 29 日～9 月 2 日の述べ 10 日間、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備（遷音速風洞試験装置；Mach 0.3～1.3、超音速風洞試験装置；Mach 1.5～4.0）（図 3）を利用して、上述の 2 つの機体形状に関する基礎空力特性データの取得試験を実施した。両風洞試験装置は共に間欠吹き出し式風洞であり、最大通風計測時間は 30 秒以上、測定室の寸法はいずれも 600 mm×600 mm（矩形）である。以下に、当試験の概要と主な試験結果を述べる。

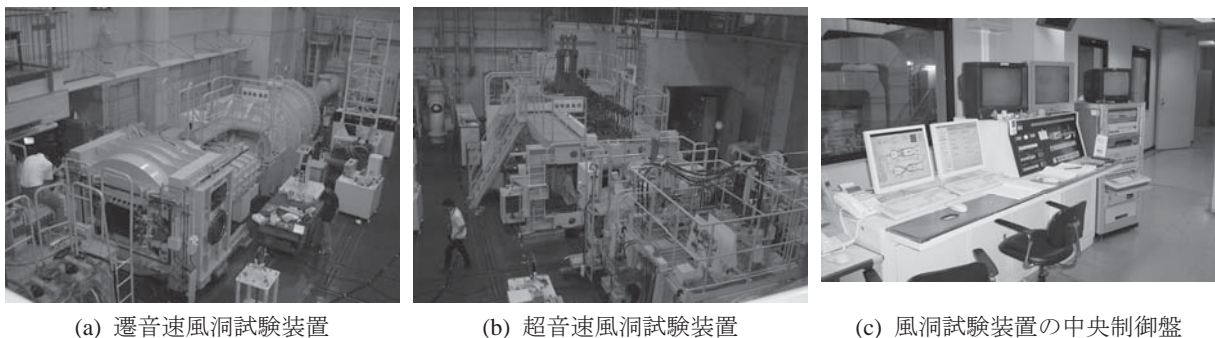


図 3 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備.

3.2. 風洞試験用機体模型

本風洞試験の実施にあたり、上述の 2 つの機体の風洞試験用供試体模型を製作した。それらの詳細を以下に示す。

(1) K 型機体模型(可変後退角翼式)

K 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 4 に示す。同図(a)は主翼前縁後退角が 30 deg.となる亜音速飛行形態 (KL 形態), 同図(b)は同後退角が 50 deg.となる超音速飛行形態 (KH 形態), 同図(c)はそれらを分解した時の写真である。この機体模型のスケールは 1/10 である (その諸元については表 1 を参照)。この機体模型には空気流路穴を設けた模擬エンジンを搭載しており, 可変後退角翼の模擬方法としては後退角が異なる 2 種類の主翼を付け換える方法をとった。この機体模型の可変パラメータとしては, 上述の主翼後退角 (30, 50 deg.), カナードの舵角 (0, 5 deg.), ならびに模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) を設けた。この機体模型の材料としては, 胴体部とエンジン部にアルミニウム材料を, 翼に真鍮材料を採用した。

(2) M 型機体模型(固定後退角翼式)

M 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 5 に示す。この機体模型のスケールは 1/7.8 である (その諸元については表 1 を参照)。この機体模型については, 機体の構造上の制約から模擬エンジン (空気流路穴) を設けることが困難であるため, エンジン部を閉塞状態とした。また, 今回の試験では特に模型の可変パラメータを設けていない。尚, この機体模型の材料は全て真鍮材料とした。



図 4 K 型機体 (可変後退角翼式機体) の供試体模型 (スケール 1/10)。



図 5 M 型機体 (固定後退角翼式機体) の供試体模型 (スケール 1/7.8)。

3.3. 試験方法と試験条件

本風洞試験では, 上述の K 型機体模型と M 型機体模型を供試体として, それらに作用する空気

力を測定した。空気力の測定にはφ25 mmの6分力内装天秤（図6）を使用し、今回の試験では特に遷音速域と超音速域の空気力データを重点的に取得した。測定項目としては、機体模型に作用する空気力（6分力，図7参照），測定室の空気の状態量（全温，全圧，静圧），機体模型の姿勢角（迎角，ヨー角，バンク角），機体模型のベース部の圧力（4点）を設けた（表2）。

本風洞試験における通風条件を表3～表5に示す。表3と表4はK型機体模型を用いた試験の通風条件，表5はM型機体模型を用いた試験の通風条件である。測定室の全圧 P_t は2.0 atm（一部条件で1.5 atm）とした。K型機体模型を用いた通風試験のマッハ数は亜音速飛行形態で0.3～1.3，超音速飛行形態で0.7～1.9とし，M型機体模型については0.3～1.9とした。両機体模型に関して，亜音速域の通風試験における迎角範囲は-2～10 deg.程度，遷音速域／超音速域の通風試験における迎角範囲は-2～6 deg.程度とした。横力特性試験におけるヨー角範囲は0～3 deg.とした。また，全試験を通してシュリーレン映像を撮影し，一部通風条件の下でオイルフロー試験を実施した。

K型機体模型に関しては，カナードの舵角と模擬エンジンの流路閉塞率をパラメータとして，それらの効果を調べるための通風試験も実施した（表3，表4を参照）。同機体模型の超音速飛行形態に関しては，エンジン抵抗と胴体-エンジン干渉抵抗の和を把握するために，一部通風条件の下で，エンジンを取り外した状態での空気力測定試験も実施した。

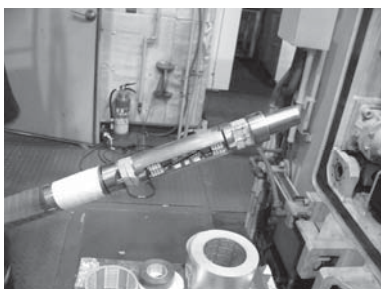


図6 6分力内装天秤；機体模型の内部に固定。

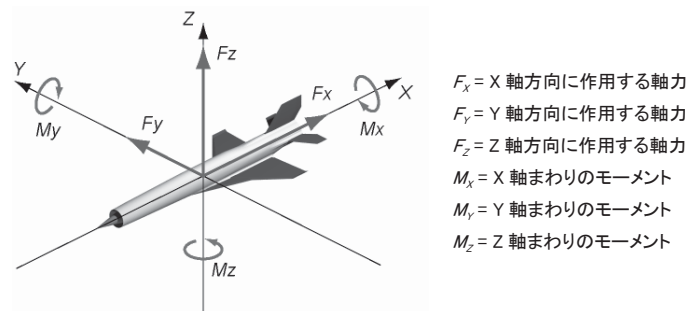


図7 機体模型に作用する6分力（内装天秤に作用する軸力）。

表2 風洞試験における測定項目

空気力(6分力) (図7参照)	軸力 F_x , kg 軸力 F_y , kg 軸力 F_z , kg モーメント M_x , kgm モーメント M_y , kgm モーメント M_z , kgm
空気の状態量	測定室の全温 T_t , K 測定室の全圧 P_t , kPa 測定室の静圧 P_s , kPa
模型の姿勢角	迎角 α , deg. ヨー角 β , deg. ロール角 γ , deg.
機体模型のベース圧力	ベース圧力 1 P_{b1} , kPa ベース圧力 2 P_{b2} , kPa ベース圧力 3 P_{b3} , kPa ベース圧力 4 P_{b4} , kPa

表3 風洞試験における通風条件一覧1 (K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL形態))

K型機体模型, 亜音速飛行形態(KL形態)									
模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨ一角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0~3	0	100	-	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.7	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.9	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞



表4 風洞試験における通風条件一覧2 (K型機体模型, 超音速飛行形態 (KH形態))

K型機体模型, 超音速飛行形態(KH形態)									
模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨ一角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0, #	-	○	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100, 50, 0	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0, 5	100, #	○	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
1.5	-2~6	0~3	-	100, 50, 0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~6	0~3	0, 5	100	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~6	0~3	-	100	-	-	○	2.0	超音速風洞



= エンジンなし.

表5 風洞試験における通風条件一覧3 (M型機体模型)

M型機体模型									
模型スケール 1/7.8									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨ一角 deg.	-	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.5	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.7	-2~6	0	-	0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.9	-2~6	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.1	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.3	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-2~4	0~3	-	0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞



3.4. 風洞試験の実施結果

本風洞試験では、K型機体模型については52回、M型機体模型については20回、総計72回の通風試験を行った。当試験で得られた主な試験結果は下記の通りである。

3.4.1. K型機体模型の基礎空力特性

K型機体模型の亜音速飛行形態（KL形態）について得られた極曲線を図8(a)に、超音速飛行形態（KH形態）について得られた極曲線を図9(a)に示し、それらの数値データをそれぞれ表6と表7に示す。両特性曲線より、Mach 0.7においては、両形態のゼロ迎角抗力係数 C_{D0} の値に顕著な差は見られない。これに対しMach 0.9~1.3にかけては、主翼前縁後退角を30 deg.から50 deg.まで拡大させることによって、20~30%程度の抗力低減効果が得られていることがわかる。また、マッハ数遷移試験の結果より、亜音速飛行形態と超音速飛行形態の抗力係数のピークはそれぞれMach 1.0, 1.1付近で生じることがわかった。これらのことより、可変後退角翼の採用によって、遷音速域と超音速域における大きな抗力低減効果と、抗力係数のピークを示すマッハ数を高く遷移させる効果が得られるということが確認できた。図11に、Mach 1.3におけるシュリーレン可視化映像（上方視点）を示す。両図より、主翼後退角の拡大に伴って、主翼前縁における衝撃波の発生が抑制されていることがわかる。

亜音速飛行形態の揚力特性を図8(b)に、超音速飛行形態の同特性を図9(b)に示す。両特性グラフより、後者よりも前者の方が大きな揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ を示すことがわかる。このことより、亜音速域における主翼後退角の縮小が揚力増大効果をもたらすということが確認できる。また、遷音速域から超音速域にかけての飛行速度範囲では、マッハ数の増加に伴って揚力傾斜が低下する傾向が見られる。

亜音速飛行形態のピッチングモーメント特性（空力中心基準、頭上げ方向を正とする。以下同様）を図8(c)に、超音速飛行形態の同特性を図9(c)に示す（空力中心：25%MAC）。両図より、前者のピッチングモーメント傾斜 $dC_M/d\alpha$ は、7 deg.以上の高迎角域を除いて全速度域的に負となる傾向を示した。特に、遷音速域（Mach 0.9, 1.1）におけるその傾向が若干強い。一方、後者のピッチングモーメント傾斜は2 deg.以上の迎角域で負の値を示したが、それより低い迎角域ではゼロ付近でほぼ一定の値を保つ。これに対して、亜音速域と超音速域における同傾斜は、迎角によらず常にゼロ付近でほぼ一定の値を示した。両形態の同特性を比較すると、超音速飛行形態よりも亜音速飛行形態の方が全域的に大きなピッチングモーメント傾斜を示すことがわかる。すなわち、亜音速飛行形態の方が迎角変化に伴う風圧中心の移動量が大きいといえる。また特に超音速飛行形態に関して、そのピッチングモーメント係数が迎角に因らずほぼ一定の値を示す亜音速域と超音速域においては、風圧中心の位置は空力中心の位置とほぼ一致し、迎角に伴う移動量も比較的小さいということがいえる。

3.4.2. M型機体模型の基礎空力特性

M型機体模型について得られた極曲線を図10(a)に示し、この数値データを表8に示す。この極曲線は、模型のエンジン流路が閉塞された状態で得られたものである。同図より、同模型の抗力係数はMach 0.9付近から増加傾向を示し、Mach 1.2付近でピークを示している。Mach 1.3~1.9

にかけては、その抗力係数はマッハ数の増大に伴って僅かな減少傾向を示すものの、その値に大きな変動は見られない。

図 10(b)に M 型機体模型の揚力特性を示す。その揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ は、抗力係数と同様に Mach 1.2 付近でピークを示している。またその揚力傾斜は K 型機体模型の超音速飛行形態の揚力傾斜とほぼ同程度の値を示し、亜音速飛行形態の揚力傾斜よりも 30 % 程度低い値を示していることが確認できる。

図 10(c)に、同模型のピッチングモーメント特性を示す（空力中心：25%MAC）。同図より、ピッチングモーメント傾斜は全速度域的に大きく負となる傾向を示した。すなわち、この供試体模型の風圧中心は空力中心位置よりも後縁側に位置するといえる。尚、空力中心を 50%MAC とした場合に風圧中心と空力中心が一致する傾向を示すことがわかっている。

3.4.3. K 型機体模型と M 型機体模型の加速飛行性能の比較

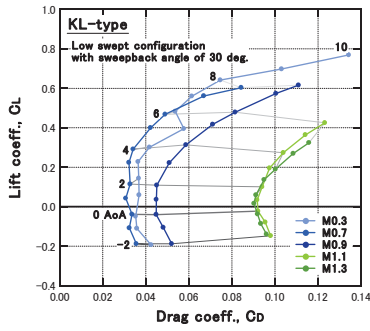
K 型機体模型と M 型機体模型に関する抗力 ($C_D S$ 値) とマッハ数の関係を図 12 に示す。M 型機体模型の空力係数は、模型のエンジン流路が閉塞された状態で得られたものであることから、予測される通りその抗力係数は全速度域で K 型機体模型の抗力係数よりも大きな値を示した。しかし、模擬エンジン流路を閉塞した状態の K 型機体模型の抗力係数を用いて $C_D S$ 値を比較した結果、M 型機体模型の方が全速度域的に低い値を示すことがわかる。したがって、エンジン流路を閉塞した状態の抗力係数で比較した場合には、飛行時に受ける抗力の大きさは M 型機体模型の方が小さく、故に高い加速性能を示すということがいえる。

3.4.4. オイルフロー試験による機体模型表面流れの可視化結果

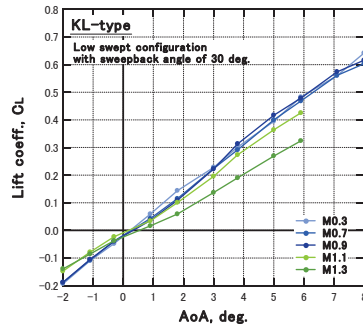
オイルフロー試験による K 型機体模型表面の流れ模様の可視化結果を図 13 に示す。同図(a), (b)より、Mach 0.7 においては、超音速飛行形態の主翼表面で流れの剥離が生じたが、亜音速飛行形態の主翼表面ではそのような現象は見られなかった。また、Mach 1.5 になると、超音速飛行形態の主翼表面における流れの剥離は生じなかった。

4. 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の実現可能性について

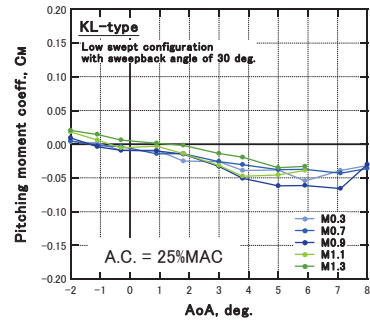
上述の風洞試験で得られた空力特性データと、予備設計段階にある小型ターボジェットエンジンの性能推算データ[2]に基づき、飛行経路解析等によって、本プロジェクトで提案した両機体形状を用いた場合の飛行実験の成立性を検討した。その結果、可変後退角翼を搭載した K 型機体については、遷音速域における抗力の増大量が著しく大きいため、その到達可能飛行マッハ数は 1.0 弱にとどまることが予測された。一方、加速飛行性能を重視した M 型機体に関しては、辛うじて目標とする飛行マッハ数 1.4 に到達し得る可能性はあるものの、遷音速域と超音速域における推力余裕は極めて小さくなることが予測された[6]。これらの解析結果より、小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の実現可能性を高めるためには、まずはその遷音速域から超音速域にかけての抗力を大幅に低減させるように機体形状を改善する必要があるといえる。その改善策としては、前方投影断面積の縮小や、主翼後退角の拡大、翼型の再検討、ならびにエアリアルールの再考慮等が挙げられる。



(a) 極曲線.

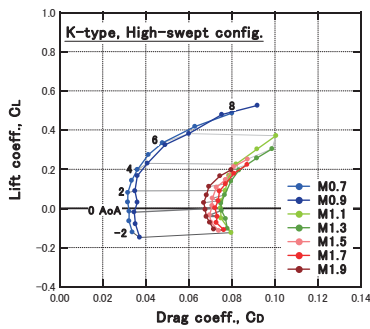


(b) 揚力特性.

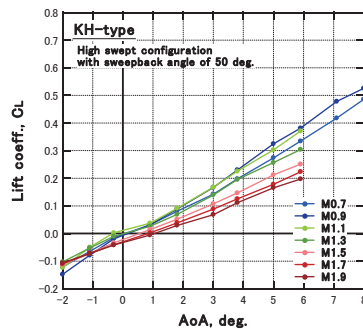


(c) ピッチングモーメント特性.

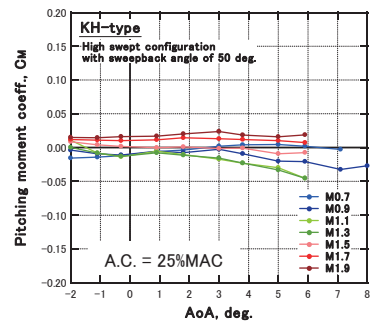
図8 風洞試験で得られた K 型機体模型 (亜音速飛行形態; KL 形態) の 3 分力空力特性 ($Re = 1.2-3.1 \times 10^7$ 1/m).



(a) 極曲線.

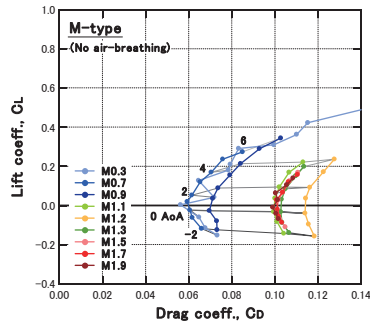


(b) 揚力特性.

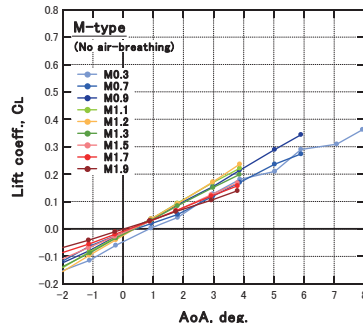


(c) ピッチングモーメント特性.

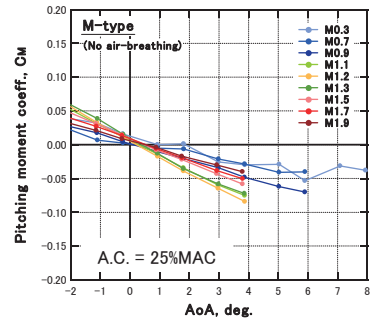
図9 風洞試験で得られた K 型機体模型 (超音速飛行形態; KH 形態) の 3 分力空力特性 ($Re = 1.2-3.1 \times 10^7$ 1/m).



(a) 極曲線.



(b) 揚力特性.



(c) ピッチングモーメント特性.

図10 風洞試験で得られた M 型機体模型の 3 分力空力特性 ($Re = 1.2-3.1 \times 10^7$ 1/m).



(a) 亜音速飛行形態



(b) 超音速飛行形態

図11 K 型機体模型に関するシュリーレン映像 (Mach 1.3, 迎角 0 deg.).

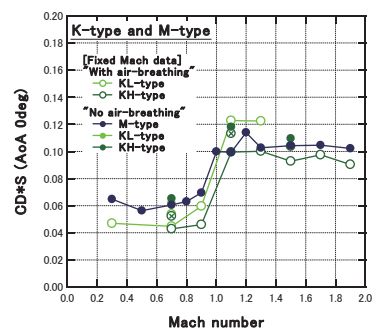



図12 K 型機体模型と M 型機体模型の抗力 ($C_D S$ 値) の比較 (迎角 0 deg.).

表6 風洞試験で得られた主な基礎空力特性データ1 (K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL形態))

K型機体模型, 亜音速飛行形態(KL形態)
模型スケール 1/10, $\beta = 0 \text{ deg.}$



M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}	M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}
0.3	-2.029	0.042	-0.193	0.004	-4.560	1.24E+7	1.1	-2.027	0.098	-0.148	0.018	-1.506	3.09E+7
	-1.108	0.036	-0.110	0.002	-3.079	1.23E+7		-1.112	0.095	-0.079	0.006	-0.824	3.11E+7
	-0.239	0.035	-0.048	-0.009	-1.371	1.22E+7		-0.235	0.092	-0.023	-0.005	-0.249	3.13E+7
	0.929	0.037	0.059	-0.009	1.609	1.22E+7		0.935	0.092	0.034	-0.003	0.374	3.14E+7
	1.806	0.037	0.144	-0.025	3.920	1.22E+7		1.810	0.094	0.100	-0.014	1.068	3.15E+7
	2.975	0.036	0.228	-0.026	6.266	1.23E+7		2.974	0.097	0.196	-0.031	2.007	3.14E+7
	3.864	0.042	0.302	-0.039	7.237	1.23E+7		3.870	0.104	0.274	-0.047	2.634	3.14E+7
	5.035	0.058	0.395	-0.038	6.848	1.21E+7		5.028	0.114	0.364	-0.046	3.189	3.16E+7
	5.902	0.054	0.483	-0.054	8.997	1.22E+7		5.900	0.123	0.425	-0.039	3.451	3.15E+7
	7.066	0.061	0.560	-0.039	9.126	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.947	0.075	0.642	-0.032	8.602	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	8.820	0.103	0.698	-0.041	6.769	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	9.999	0.134	0.769	-0.020	5.724	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.5	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.2	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.7	-2.020	0.036	-0.188	0.005	-5.300	2.51E+7	1.3	-2.028	0.096	-0.139	0.020	-1.450	3.14E+7
	-1.094	0.032	-0.108	-0.002	-3.337	2.52E+7		-1.113	0.093	-0.086	0.015	-0.922	3.15E+7
	-0.226	0.034	-0.039	-0.003	-1.149	2.53E+7		-0.243	0.092	-0.038	0.006	-0.411	3.16E+7
	0.930	0.031	0.043	-0.014	1.395	2.55E+7		0.933	0.090	0.016	0.001	0.179	3.17E+7
	1.817	0.033	0.115	-0.014	3.506	2.55E+7		1.805	0.091	0.059	-0.002	0.650	3.17E+7
	2.990	0.032	0.224	-0.026	6.968	2.55E+7		2.975	0.095	0.137	-0.014	1.437	3.16E+7
	3.868	0.034	0.292	-0.030	8.551	2.56E+7		3.869	0.100	0.190	-0.019	1.894	3.15E+7
	5.046	0.042	0.400	-0.038	9.482	2.55E+7		5.034	0.109	0.269	-0.035	2.481	3.16E+7
	5.908	0.049	0.468	-0.037	9.568	2.56E+7		5.891	0.116	0.324	-0.033	2.800	3.16E+7
	7.090	0.067	0.561	-0.043	8.383	2.56E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.957	0.084	0.603	-0.036	7.156	2.56E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.8	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.5	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.9	-2.041	0.052	-0.188	0.009	-3.624	2.92E+7	1.7	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	-1.112	0.048	-0.105	-0.004	-2.188	2.94E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	-0.232	0.045	-0.040	-0.009	-0.890	2.95E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	0.933	0.045	0.036	-0.010	0.809	2.95E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	1.809	0.045	0.109	-0.015	2.417	2.96E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	2.976	0.051	0.222	-0.033	4.364	2.97E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	3.887	0.059	0.313	-0.051	5.341	2.98E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.036	0.071	0.417	-0.062	5.867	2.97E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.902	0.082	0.478	-0.061	5.867	2.98E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.074	0.100	0.574	-0.066	5.711	2.99E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.952	0.111	0.616	-0.030	5.551	2.99E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
1.0	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.9	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA

・ヨー角 β , バンク角 γ は共に0 deg.
 ・測定室内全圧は2 atm.

表7 風洞試験で得られた主な基礎空力特性データ2 (K型機体模型, 超音速飛行形態 (KH形態))

K型機体模型, 超音速飛行形態(KH形態)

模型スケール 1/10, $\beta = 0 \text{ deg.}$



M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}	M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}	
0.3	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.1	-2.041	0.080	-0.124	0.011	-1.554	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-1.110	0.075	-0.050	-0.008	-0.664	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-0.239	0.075	0.002	-0.014	0.028	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		0.944	0.075	0.037	-0.005	0.498	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		1.813	0.077	0.091	-0.010	1.183	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		2.988	0.079	0.167	-0.017	2.132	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		3.861	0.082	0.225	-0.023	2.749	2.23E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		5.028	0.092	0.303	-0.030	3.302	2.24E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		5.896	0.100	0.371	-0.045	3.691	2.24E+7	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.5	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.2	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
0.7	-2.027	0.034	-0.121	-0.015	-3.595	2.50E+7	1.3	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	-1.099	0.032	-0.065	-0.014	-2.013	2.49E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	-0.225	0.032	-0.015	-0.012	-0.471	2.49E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	0.943	0.032	0.032	-0.006	1.003	2.49E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	1.800	0.032	0.081	-0.004	2.554	2.48E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	2.971	0.033	0.142	0.002	4.258	2.49E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	3.863	0.036	0.197	0.004	5.474	2.49E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	5.027	0.041	0.274	0.004	6.656	2.49E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	5.908	0.048	0.334	0.002	7.010	2.48E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	7.078	0.063	0.418	-0.003	6.650	2.48E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	7.929	0.034	-0.121	-0.015	-3.595	2.50E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
0.8	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.5	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
0.9	-2.022	0.037	-0.148	-0.004	-3.987	2.08E+7	1.7	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	-1.119	0.035	-0.079	-0.009	-2.255	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	-0.234	0.035	-0.019	-0.011	-0.559	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	0.922	0.036	0.031	-0.005	0.858	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	1.806	0.035	0.089	-0.007	2.545	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	2.975	0.036	0.166	-0.003	4.613	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	3.866	0.041	0.230	-0.009	5.641	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	5.026	0.049	0.324	-0.020	6.627	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	5.899	0.060	0.382	-0.021	6.363	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	7.084	0.075	0.478	-0.032	6.353	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	7.951	0.092	0.526	-0.027	5.723	2.08E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
1.0	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.9	NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA	

* γ ー角 β , バンク角 γ は共に 0 deg.
 *測定室内全圧は 2 atm(但し, Mach 0.9, 1.1 の場合のみ 1.5 atm).

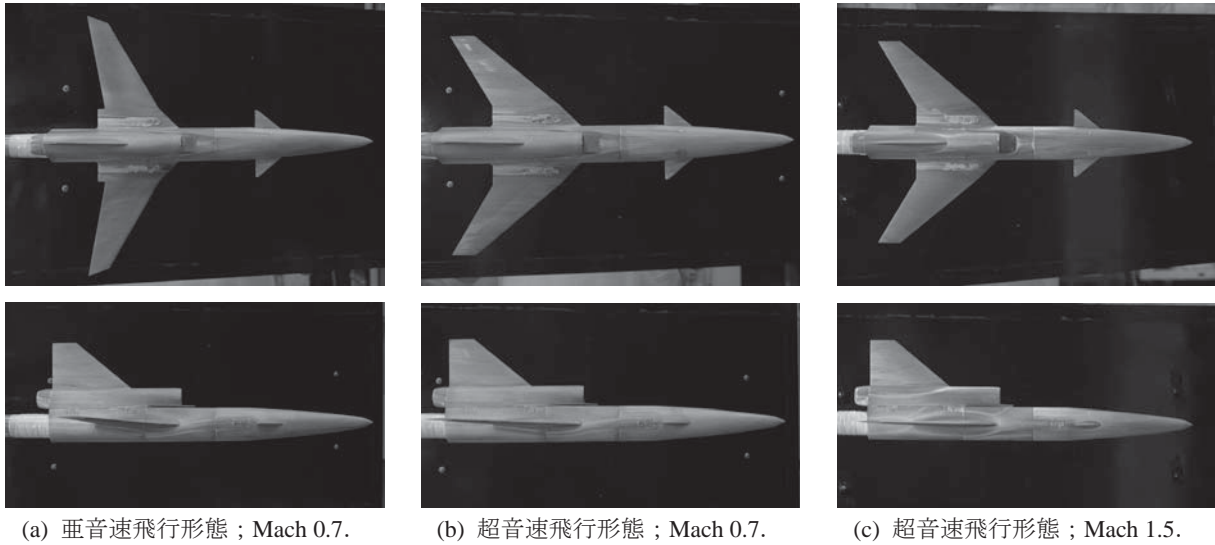


図 13 K 型機体模型のオイルフロー試験結果（迎角 0 deg., 上：上方視点, 下：側方視点）.

5. まとめ

本プロジェクトでは、小型超音速無人飛行機の機体形状の第 1 次設計案として、亜音速巡航性能と超音速巡航性能の両立を目指した可変後退角翼式の機体形状（K 型機体形状）と、超音速飛行データの取得を最優先項目に掲げて加速飛行性能を重視した固定後退角翼式の機体形状（M 型機体形状）を提案した。そして、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験を行うことによって、それらの機体模型に関する基礎空力特性データを取得した。その結果、可変後退角翼を搭載した K 型機体については、遷音速域から超音速域にかけての飛行速度範囲において主翼前縁後退角を 30 deg. から 50 deg. に拡大することによって、20~30% 程度の抗力低減効果が得られるということがわかった。また、風洞試験で得られた空力係数データに基づいて K 型機体と M 型機体の加速飛行性能を比較した結果、同じ推力のエンジンを搭載した場合には後者の方が高い加速飛行性能を発揮するということが予測できた。更に、同空力係数データに基づいて両機体に関する飛行実験の成立性を検討した結果、M 型機体に関しては、目標飛行マッハ数 1.4 に到達し得る可能性があるということが示唆された。

謝辞

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

風洞試験の実施にあたり、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備を利用させて頂いた際には、同研究本部の入門朋子様、本郷素行様、廣谷智成様、佐藤清様、丸祐介様、小島孝之様より、多大なるご支援とご助言を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] R. Minato, I. Tokura, N. Tanatsugu, T. Himeno, T. Kojima, H. Kobayashi, “Preliminary Design of a Small-scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-22, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [3] “Digital DATCOM”, Public Domain Aeronautical Software (PDAS) CD-ROM, www.pdas.com.
- [4] “USAF Stability and Control DATCOM”, McDonnell Douglas Corporation and Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [5] 谷泰寛, 麻生茂, 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回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 広島, 2005年11月.
- [6] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 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回宇宙科学技術連合講演会, 3E05, 広島, 2005年11月.
- [2] 谷泰寛, 麻生茂, 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回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 広島, 2005年11月.
- [3] 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回宇宙科学技術連合講演会, 3E08, 広島, 2005年11月.
- [4] 木村博幸, “小型超音速無人機の空力特性に関する研究—JAXA/ISAS 風洞試験設備を利用した空力特性データの取得と解析”, 日本機械学会北海道支部 2005年度第2回流体工学研究会, 札幌, 2006年1月. (発表のみ)
- [5] 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 木村博幸, “室蘭工大における小型超音速無人飛行機の開発状況”, 日本航空宇宙学会空気力学部門 第2回サイレント超音速機研究会, 東京, 2006年2月. (発表のみ)
- [6] 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 本郷素行, “可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定”, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備利用成果報告書, 2006年3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] 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, および飛行性能解析”, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [9] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [10] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [11] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment

Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.

JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験 - 実施報告

○木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
羽田 尚太(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
工藤 摩耶(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. 試験の概要

1.1. 試験題目

「可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定」

1.2. 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携の下, 小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている[1]. 同プロジェクトでは, その第 1 次機体形状案 (2005 年度機体形状案) として, 2 つのタイプの機体形状を提案し, それらの空力設計を進めてきた. 本試験では, それらの風洞試験用供試体模型を用いて, 基礎空力特性データを取得する.

1.3. 試験実施期間

平成 17 年 8 月 22 日 (月) ~ 8 月 26 日 (金),
平成 17 年 8 月 29 日 (月) ~ 9 月 2 日 (金) (述べ 10 日間).

1.4. 試験従事者

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

表 1 風洞試験従事者

氏名	所属	職名/学年	備考	従事期間
棚次 亘弘	室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター	センター長・教授	研究代表者	8 月 22 日~8 月 25 日
新井 隆景	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	教授		8 月 29 日~8 月 30 日
溝端 一秀	室蘭工業大学 機械システム工学科	助教授		8 月 30 日~9 月 2 日
谷 泰寛	九州大学 大学院工学研究院 航空宇宙工学部門	講師		8 月 22 日~8 月 24 日
湊 亮二郎	室蘭工業大学 機械システム工学科	助手	試験従事責任者	8 月 22 日~8 月 30 日
木村 博幸	室蘭工業大学 大学院工学研究科 生産情報システム工学専攻	博士課程 1 年		8 月 22 日~9 月 2 日
羽田 尚太	室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻	修士課程 1 年		8 月 22 日~8 月 26 日
岩崎 裕之	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	修士課程 1 年		8 月 22 日~9 月 2 日
工藤 摩耶	室蘭工業大学 工学部 機械システム工学科	工学部 4 年		8 月 24 日~8 月 26 日
楠亀 卓哉	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	工学部 4 年		8 月 29 日~9 月 2 日

表 2 宇宙科学研究本部内共同研究者，および風洞試験設備利用補佐者

氏名	所属	職名	備考
本郷 素行	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	本部内共同研究者
入門 朋子	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	試験設備利用補佐
廣谷 智成	宇宙航空研究開発機構		試験設備利用補佐
佐藤 清	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	試験設備利用補佐
丸 祐介	東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻	博士課程 3 年	試験設備利用補佐
小島 孝之	宇宙航空研究開発機構		試験設備利用補佐

2. 試験設備・試験機器等

2.1. 試験装置

本試験では，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備 [2]（図 1）内に設置されている遷音速風洞試験装置（図 2(a)）と超音速風洞試験装置（図 2(b)）を使用した。当設備の主な仕様[3]を表 3 に示す。両風洞試験装置は共に間欠吹き出し式風洞であり，前者の試験マッハ数は 0.3～1.3，後者の試験マッハ数は 1.5～4.0 である。いずれも最大通風計測時間は 30 秒以上，測定室の寸法は 600 mm×600 mm（矩形）である。

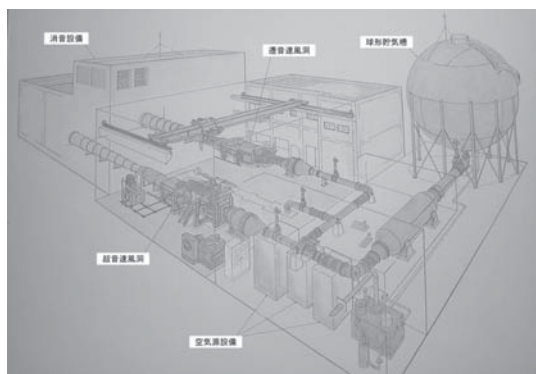
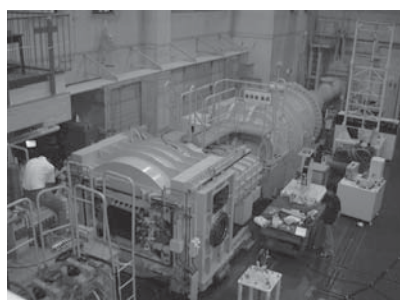


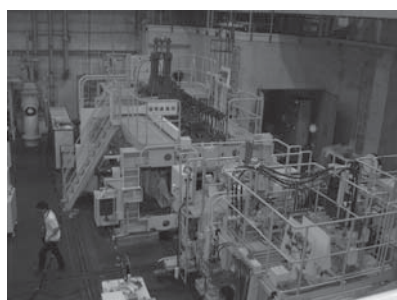
図 1 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の全体図。

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

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



(a) 遷音速風洞試験装置



(b) 超音速風洞試験装置



(c) 風洞試験装置の中央制御盤

図 2 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備。

2.2. 供試体模型

本風洞試験の実施にあたり、上述の2つの機体の風洞試験用供試体模型を製作した。それらの詳細を以下に示す。対象とする小型超音速無人飛行機の機体形状、および設計コンセプトについては、参考文献[4], [5]を参照されたい。

(1) K型機体模型(可変後退角翼式)

K型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図3に示す。同図(a)は主翼前縁後退角が30 deg.となる亜音速飛行形態(KL形態)、同図(b)は同後退角が50 deg.となる超音速飛行形態(KH形態)、同図(c)はそれらを分解した時の写真である。この機体模型のスケールは1/10である(その諸元については表4を参照)。この機体模型には空気流路穴を設けた模擬エンジンを搭載しており、可変後退角翼の模擬方法としては後退角が異なる2種類の主翼を付け換える方法をとった。この機体模型の可変パラメータとしては、上述の主翼後退角(30, 50 deg.)、カナードの舵角(0, 5 deg.)、ならびに模擬エンジンの流路閉塞率(0, 50, 100%)を設けた。この機体模型の材料としては、胴体部とエンジン部にアルミニウム材料を、翼に真鍮材料を採用した。

(2) M型機体模型(固定後退角翼式)

M型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図4に示す。この機体模型のスケールは1/7.8である(その諸元については表4を参照)。この機体模型については、機体の構造上の制約から模擬エン



図3 K型機体(可変後退角翼式機体)の供試体模型(スケール1/10)。

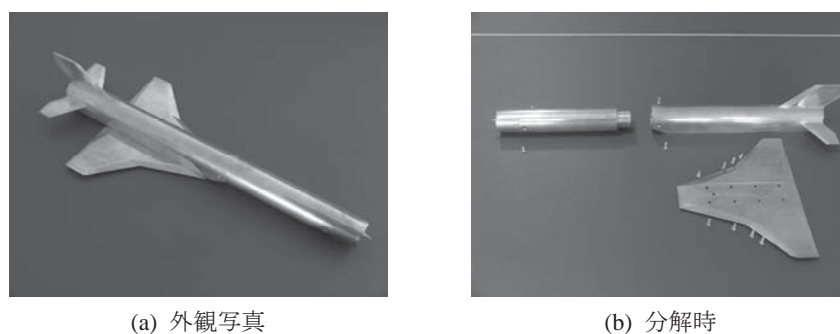


図4 M型機体(固定後退角翼式機体)の供試体模型(スケール1/7.8)。

表 4 風洞試験用供試体模型の仕様等一覧.

	K 型機体形状		M 型機体形状
	亜音速飛行形態 (KL)	超音速飛行形態 (KH)	
			
使用天秤	6 分力内装天秤 (No.1, φ 25 mm)		6 分力内装天秤 (No.1, φ 25 mm)
模型のスケール	1/10		1/7.8
全長, m	0.350 (3.5)	0.350 (3.5)	0.385 (3.0)
胴体径, m	0.036 (0.36)	0.036 (0.36)	0.032 (0.25)
翼幅, m	0.284 (2.84)	0.219 (2.19)	0.171 (1.33)
高さ(離着陸装置を除く), m	0.108 (1.08)	0.108 (1.08)	0.075 (0.583)
空力平均翼弦 (MAC), m	0.065 (0.65)	0.071 (0.71)	0.117 (0.909)
空力中心位置(胴体先端基準), %	85.9	84.0	64.4
天秤のモーメントセンタ位置(胴体先端基準), %	77.4	77.4	75.9
翼面積, m ²	0.0141 (1.41)	0.0133 (1.33)	0.0160 (0.972)
主翼前縁後退角, deg.	30	50	45, 70 (ストライク部)
主翼アスペクト比	4.37	3.08	1.46
模擬エンジンの有無	あり		なし
可変パラメータ	<ul style="list-style-type: none"> ・主翼前縁後退角 (30, 50 deg.) ・カナード舵角 (0, 5 deg.) ・模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) 		なし
使用材料	<ul style="list-style-type: none"> ・胴体, エンジン: アルミニウム材料 ・主翼, カナード翼, 垂直尾翼: 真鍮材料 		・全て真鍮材料
設計者	九州大学, 室蘭工業大学		室蘭工業大学
製作者	アジア模型株式会社 〒811-2207 福岡県粕屋郡志免町大字南里 124-1		有限会社馬場機械製作所 〒050-0074 室蘭市中島町 4-17-9

※上表中諸元の括弧内の数値は実機の諸元.

ジン（空気流路穴）を設けることが困難であるため、エンジン部を閉塞状態とした。また、今回の試験では特に模型の可変パラメータを設けていない。尚、この機体模型の材料は全て真鍮材料とした。

3. 試験方法と試験項目

本風洞試験では、上述の K 型機体模型と M 型機体模型を供試体として、それらに作用する空気力を測定した。空気力の測定には φ 25 mm の 6 分力内装天秤（図 6）を使用し、今回の試験では特に遷音速域と超音速域の空気力データを重点的に取得した。測定項目としては、機体模型に作用する空気力（6 分力，図 7 参照），測定室の空気の状態量（全温，全圧，静圧），機体模型の姿勢角（迎角，ヨー角，バンク角），機体模型のベース部の圧力（4 点）を設けた（表 2）。

本風洞試験における通風条件を表 6～表 8 に示す。表 6 と表 7 は K 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 8 は M 型機体模型を用いた試験の通風条件である。測定室の全圧 P_t は 2.0 atm（一部条件で 1.5 atm）とした。K 型機体模型を用いた通風試験のマッハ数は亜音速飛行形態で 0.3～1.3，超音速飛行形態で 0.7～1.9 とし，M 型機体模型については 0.3～1.9 とした。両機体模型に関して，亜音速域の通風試験における迎角範囲は -2～10 deg. 程度，遷音速域／超音速域の通風試験における迎角範囲は -2～6 deg. 程度とした。横力特性試験におけるヨー角範囲は 0～3 deg. とした。また，全試験を通してシュリーレン映像を撮影し，一部通風条件の下で供試体模型表面の流れ模様を観察するためのオイルフロー試験を実施した。

K 型機体模型に関しては，カナードの舵角と模擬エンジンの流路閉塞率をパラメータとして，

それらの効果を調べるための通風試験も実施した（表 6, 表 7 を参照）。同機体模型の超音速飛行形態に関しては，エンジン抵抗と胴体-エンジン干渉抵抗の和を把握するために，一部通風条件の下で，エンジンを取り外した状態での空気力測定試験も実施した。

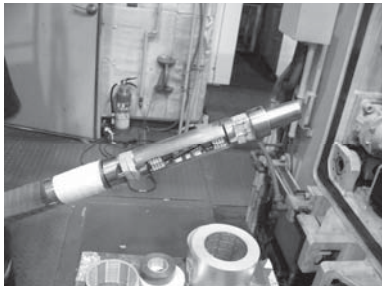


図 5 6 分力内装天秤;機体模型の内部に固定.

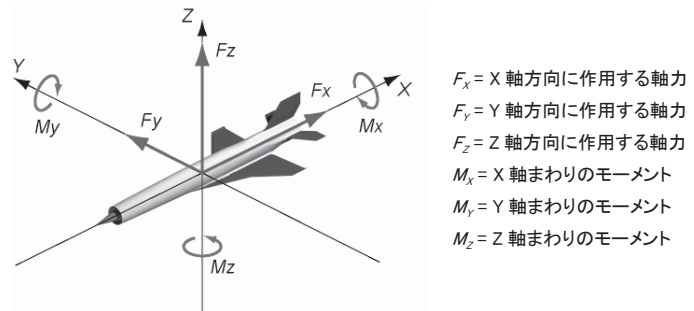


図 6 機体模型に作用する 6 分力 (内装天秤に作用する軸力).

表 5 風洞試験における測定項目

空気力 (6 分力) (図 7 参照)	軸力 F_x , kg 軸力 F_y , kg 軸力 F_z , kg モーメント M_x , kgm モーメント M_y , kgm モーメント M_z , kgm
空気の状態量	測定室の全温 T_t , K 測定室の全圧 P_t , kPa 測定室の静圧 P_s , kPa
模型の姿勢角	迎角 α , deg. ヨー角 β , deg. ロール角 γ , deg.
機体模型のベース圧力	ベース圧力 1 P_{b1} , kPa ベース圧力 2 P_{b2} , kPa ベース圧力 3 P_{b3} , kPa ベース圧力 4 P_{b4} , kPa

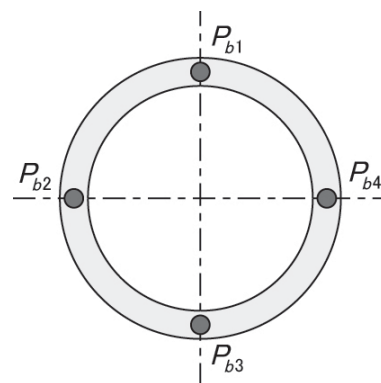
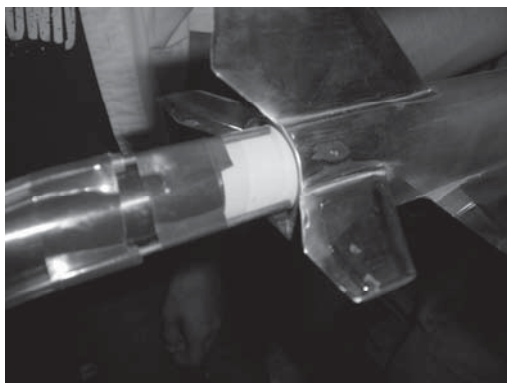


図 7 機体模型のベース圧力測定位置 (後方視点).

表6 風洞試験における通風条件一覧1 (K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL形態))

K型機体模型, 亜音速飛行形態(KL形態)									
模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨ一角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0~3	0	100	-	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.7	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.9	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞



表7 風洞試験における通風条件一覧2 (K型機体模型, 超音速飛行形態 (KH形態))

K型機体模型, 超音速飛行形態(KH形態)									
模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨ一角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0, #	-	○	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100, 50, 0	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0, 5	100, #	○	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
1.5	-2~6	0~3	-	100, 50, 0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~6	0~3	0, 5	100	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~6	0~3	-	100	-	-	○	2.0	超音速風洞



= エンジンなし.

表8 風洞試験における通風条件一覧3 (M型機体模型)

M型機体模型									
模型スケール 1/7.8									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨ一角 deg.	-	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.5	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.7	-2~6	0	-	0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.9	-2~6	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.1	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.3	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-2~4	0~3	-	0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞



4. 試験実施結果

本風洞試験における通風試験の回数と作業記録等を表9に、その通風試験の詳細を表10に示す。

表9 風洞試験の作業記録一覧。

試験日	通風回数				主な作業	備考
	テスト通風	空力測定試験	オイルフロー試験	計		
8/22	3	2	0	5	<ul style="list-style-type: none"> ミーティング(利用者+ISASの風洞管理担当技官)。 風洞天秤の較正(ISASによる)。 シュリーレン光学系の設定・調整(ISASによる)。 圧力計測系の設定。 風洞天秤の取り付け。 模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 通風試験(空力計測)。 取得データの解析。 設備内の後片付け・清掃。 	<ul style="list-style-type: none"> ・K型機体模型用に製作した天秤固定用キーの長さに設計ミスがあった[5]。 →キーの長さを加工・修正。
8/23	1	9	0	10	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・取得データの解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
8/24	0	10	0	10	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・取得データの解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
8/25	0	11	0	11	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・取得データの解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
8/26	2	7	0	9	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・供模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・取得データの解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
8/29	0	2	0	2	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・データ解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	<ul style="list-style-type: none"> ・M型機体模型の天秤・コレット用インターフェイス部に加工ミスがあった[5]。 →インターフェイス部の内径を加工・修正
8/30	1	4	0	5	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・データ解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	<ul style="list-style-type: none"> ・M型機体模型の初回通風後に垂直尾翼が破損、垂直尾翼部のろう付けミスが原因と判明[5]。以降、垂直尾翼がない状態で通風試験を実施。
8/31	1	9	0	10	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測)。 ・データ解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
9/1	0	5	1	6	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(空力計測、オイルフロー試験)。 ・オイルフローパターンの写真撮影。 ・データ解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
9/2	0	0	4	4	<ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整。 ・風洞天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ姿勢角調整、ネジ穴のパテ埋め等。 ・通風試験(オイルフロー試験)。 ・オイルフローパターンの写真撮影。 ・データ解析。 ・設備内の後片付け・清掃。 	
総計	8	59	5	72		

表 10 風洞試験の通風作業記録の詳細。

No.	通風番号	日時	開始時刻	使用風洞	使用模型	試験の種類	マッハ数	迎角範囲 deg.	ヨー角範囲 deg.	カナード舵角 deg.	測定室全圧 atm	備考
1	01-KL-TS	8/22	13:40	遷音速風洞	K型(KL)	テストブロー	0.3	0~2 (1)	0	0	1.5	
2	02-KL-TS	8/22	14:16	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~10 (1)	0	0	1.5	
3	03-KL-TS	8/22	15:00	遷音速風洞	K型(KL)	テストブロー	0.3	0	0~1 (1)	0	1.5	
4	04-KL-TS	8/22	15:44	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	0.3	0	0~3 (1)	0	1.5	
5	05-KH-TS	8/22	17:12	遷音速風洞	K型(KH)	テストブロー	0.7	0~2 (1)	0	0	1.5	
6	06-KH-TS	8/23	09:57	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~8 (1)	0	0	1.5	
7	07-KH-TS	8/23	10:46	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~8 (1)	0	0	1.5	
8	08-KH-TS	8/23	11:20	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6 (1)	0	0	1.5	
9	09-KH-TS	8/23	11:46	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6 (1)	0	0	1.5	
10	10-KH-TS	8/23	14:28	遷音速風洞	K型(KH)	テストブロー	0.7	0	0~1 (1)	0	1.5	
11	11-KH-TS	8/23	14:55	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	0.7	0	0~3 (1)	0	1.5	
12	12-KH-TS	8/23	15:22	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	0.9	0	0~3 (1)	0	1.5	
13	13-KH-TS	8/23	15:47	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.1	0	0~3 (1)	0	1.5	
14	14-KH-TS	8/23	16:22	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.3	0	0~3 (1)	0	1.5	
15	06-KH-TS-A	8/23	17:00	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~8 (1)	0	0	2.0	No.6の再試験(全圧を変更)
16	EX01-KH-TS	8/24	09:37	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(エンジンなし)	0.7	-1~3 (1)	0	0	2.0	
17	EX02-KH-TS	8/24	10:25	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(エンジンなし)	1.3	-1~6 (1)	0	0	2.0	
18	15-KH-TS	8/24	11:15	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路半閉)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
19	16-KH-TS	8/24	11:42	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路半閉)	1.1	-1~4 (1)	0	0	2.0	
20	17-KH-TS	8/24	13:30	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路全閉)	1.1	-1~4 (1)	0	0	2.0	
21	18-KH-TS	8/24	13:57	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路全閉)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
22	09-KH-TS-A	8/24	14:38	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6 (1)	0	0	2.0	No.9の再試験(全圧を変更)
23	19-KH-TS	8/24	15:53	遷音速風洞	K型(KH)	カナード舵角特性評価試験	0.7	-2~8 (1)	0	+5	2.0	
24	20-KH-TS	8/24	16:42	遷音速風洞	K型(KH)	カナード舵角特性評価試験	1.3	-2~6 (1)	0	+5	2.0	
25	02-KL-TS-A	8/24	17:32	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~10 (1)	0	0	2.0	No.2の再試験(全圧を変更)
26	22-KL-TS	8/25	09:45	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~8 (1)	0	0	2.0	
27	23-KL-TS	8/25	10:20	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~8 (1)	0	0	2.0	
28	24-KL-TS	8/25	11:17	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6 (1)	0	0	2.0	
29	25-KL-TS	8/25	11:58	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6 (1)	0	0	2.0	
30	26-KL-TS	8/25	13:48	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	0.7	0	0~3 (1)	0	2.0	
31	27-KL-TS	8/25	14:07	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	0.9	0	0~3 (1)	0	2.0	
32	28-KL-TS	8/25	14:55	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	1.1	0	0~3 (1)	0	2.0	
33	29-KL-TS	8/25	15:37	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	1.3	0	0~3 (1)	0	2.0	
34	30-KL-TS	8/25	16:48	遷音速風洞	K型(KL)	エンジン抵抗評価試験(流路半閉)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
35	31-KL-TS	8/25	17:15	遷音速風洞	K型(KL)	エンジン抵抗評価試験(流路全閉)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
36	32-KL-TS	8/25	18:10	遷音速風洞	K型(KL)	カナード舵角特性評価試験	0.7	-2~8 (1)	0	+5	2.0	
37	34-KH-SS	8/26	10:59	超音速風洞	K型(KH)	テストブロー	1.9	0~2 (1)	0	0	2.0	
38	34-KH-SS	8/26	11:37	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~6 (1)	0	0	2.0	
39	36-KH-SS	8/26	12:20	超音速風洞	K型(KH)	テストブロー	1.9	0	0~1 (1)	0	2.0	
40	37-KH-SS	8/26	13:40	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.9	0	0~3 (1)	0	2.0	
41	39-KH-SS	8/26	14:42	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.7	0	0~3 (1)	0	2.0	
42	38-KH-SS	8/26	15:15	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~6 (1)	0	0	2.0	
43	40-KH-SS	8/26	15:50	超音速風洞	K型(KH)	カナード舵角特性評価試験	1.7	-2~6 (1)	0	+5	2.0	
44	41-KH-SS	8/26	16:30	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~6 (1)	0	0	2.0	
45	43-KH-SS	8/26	17:05	超音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路半閉)	1.5	-1~4 (1)	0	0	2.0	
46	44-KH-SS	8/29	09:50	超音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路全閉)	1.5	-1~4 (1)	0	NA	2.0	
47	42-KH-SS	8/29	10:45	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	0~3 (1)	NA	2.0	
48	15-M-SS	8/30	12:00	超音速風洞	M型	テストブロー	1.9	0~2 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼が破壊
49	16-M-SS	8/30	15:05	超音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
50	19-M-SS	8/30	16:01	超音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
51	21-M-SS	8/30	16:44	超音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
52	22-M-SS	8/30	17:20	超音速風洞	M型	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	0~3 (1)	NA	2.0	垂直尾翼なし
53	01-M-TS	8/31	10:10	遷音速風洞	M型	テストブロー	0.3	0~2 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
54	02-M-TS	8/31	10:42	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~10 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
55	06-M-TS	8/31	11:10	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
56	07-M-TS	8/31	11:53	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
57	08-M-TS	8/31	13:16	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
58	09-M-TS	8/31	13:56	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
59	25-M-TS	8/31	14:40	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.8	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
60	26-M-TS	8/31	15:37	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.0	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
61	27-M-TS	8/31	16:25	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.2	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
62	28-M-TS	8/31	17:28	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.5	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
63	29-M-TS	9/1	09:59	遷音速風洞	M型	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	NA	2.0	失敗(貯気量不足のため)
64	29-M-TS-A	9/1	10:35	遷音速風洞	M型	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	NA	2.0	失敗(貯気量不足のため)
65	29-M-TS-C	9/1	11:42	遷音速風洞	M型	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
66	59-KH-TS	9/1	13:48	遷音速風洞	K型(KH)	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	0	2.0	
67	58-KL-TS	9/1	15:23	遷音速風洞	K型(KL)	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	0	2.0	
68	21-KH-TS	9/1	17:20	遷音速風洞	K型(KH)	オイルフロー試験	0.7	0	0	0	2.0	
69	33-KL-TS	9/2	-	遷音速風洞	K型(KL)	オイルフロー試験	0.7	0	0	0	2.0	
70	24-M-TS	9/2	14:45	遷音速風洞	M型	オイルフロー試験	0.7	0	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
71	45-KH-SS	9/2	16:15	超音速風洞	K型(KH)	オイルフロー試験	1.5	0	0	0	2.0	
72	59-M-SS	9/2	17:33	超音速風洞	M型	オイルフロー試験	1.5	0	0	NA	2.0	垂直尾翼なし

※括弧内の数字は姿勢角の刻み幅。

5. まとめ

航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている小型超音速無人飛行機の第1次機体形状について、それらの風洞試験用機体模型を製作し、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備（遷音速風洞試験装置，超音速風洞試験装置）を利用して空力測定試験を実施した。その結果、それらの機体形状に関する基礎空力特性データを取得することができた。

謝辞

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

風洞試験の実施にあたり，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備を利用させて頂いた際には，同研究本部の入門朋子様，本郷素行様，廣谷智成様，佐藤清様，丸祐介様，小島孝之様より，多大なるご支援とご助言を賜りました。

ご支援，ご協力を頂きました全ての皆様に，深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] <http://www.isas.jaxa.jp/home/wtlab/>, 高速気流総合実験設備ホームページ，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部。
- [3] “高速気流総合実験設備操作マニュアル（1998年度版）”，文部省宇宙科学研究所（現宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部）風洞委員会，1998。
- [4] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究 - 研究成果報告”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005年度年次研究報告書，2006。
- [5] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“小型超音速無人飛行機の風洞試験用供試体模型の設計製作 - 製作報告”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005年度年次研究報告書，2006。

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 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回宇宙科学技術連合講演会，3E05，広島，2005年11月。
- [2] 谷泰寛，麻生茂，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回宇宙科学技術連合講演会，3E07，広島，2005年11月。
- [3] 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回宇宙科学技術連合講演会，3E08，広島，2005年11月。
- [4] 木村博幸，“小型超音速無人機の空力特性に関する研究-JAXA/ISAS 風洞試験設備を利用した空力特性データの取得と解析”，日本機械学会北海道支部 2005年度第2回流体工学研究会，札幌，2006年1月。（発表のみ）
- [5] 湊亮二郎，溝端一秀，棚次亘弘，木村博幸，“室蘭工大における小型超音速無人飛行機の開発状況”，日本

- 航空宇宙学会空気力学部門 第2回サイレント超音速機研究会, 東京, 2006年2月. (発表のみ)
- [6] 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 本郷素行, “可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定”, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備利用成果報告書, 2006年3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] 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, および飛行性能解析”, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [9] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [10] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [11] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.

小型超音速無人飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作 - 製作報告

木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
羽田 尚太(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
○工藤 摩耶(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. 風洞試験用機体模型

2005年度の宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(JAXA/ISAS)における風洞試験の実施にあたり, 設計した2つの機体[1], [2]の風洞試験用供試体模型を製作した. それらの詳細を以下に示す.

1.1. K型機体模型(可変後退角翼式)

K型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図1に示す. 同図(a)は主翼前縁後退角が30 deg.となる亜音速飛行形態(KL形態), 同図(b)は同後退角が50 deg.となる超音速飛行形態(KH形態), 同図(c)はそれらを分解した時の写真である. この機体模型のスケールは1/10である(その諸元については表1を参照). ただし, 胴体径は天秤が入る大きさに修正したため, 設計時よりも大きくなった. この機体模型の可変パラメータとして, 上述の主翼後退角(30, 50 deg.), カナードの舵角(0, 5 deg.), ならびに模擬エンジンの流路閉塞率(0, 50, 100%)を設けた. 可変後退角翼の模擬方法としては後退角が異なる2種類の主翼を付け換える方法を, カナードの舵角の変更方法は, 胴体とカナードの間にスペーサーを挟む方法とった. また, エンジンの流路閉塞率の変更方法としては, 空気流路穴を設けた模擬エンジンを搭載し, エンジン後部に閉塞率の異なる3種類のバフェットを付け換える方法をとった. これらの翼および模擬エンジンはねじで胴体に固定した. この機体模型の材料としては, 胴体部とエンジン部にアルミニウム材料を, 翼に真鍮材料を採用した.



(a) 亜音速飛行形態 (KL, 主翼前縁後退角 30 deg.)



(b) 超音速飛行形態 (KH, 主翼前縁後退角 50 deg.)



(c) 分解時

図1 K型機体(可変後退角翼式機体)の供試体模型(スケール1/10).

表 1 風洞試験用供試体模型の仕様等一覧.

	K 型機体形状		M 型機体形状
	亜音速飛行形態 (KL)	超音速飛行形態 (KH)	
			
使用天秤	6 分力内装天秤 (No.1, φ 25 mm)		6 分力内装天秤 (No.1, φ 25 mm)
模型のスケール	1/10		1/7.8
全長, m	0.350 (3.5)	0.350 (3.5)	0.385 (3.0)
胴体径, m	0.036 (0.36)	0.036 (0.36)	0.032 (0.25)
翼幅, m	0.284 (2.84)	0.219 (2.19)	0.171 (1.33)
高さ(離着陸装置を除く), m	0.108 (1.08)	0.108 (1.08)	0.075 (0.583)
空力平均翼弦(MAC), m	0.065 (0.65)	0.071 (0.71)	0.117 (0.909)
空力中心位置(胴体先端基準), %	85.9	84.0	64.4
天秤のモーメントセンタ位置(胴体先端基準), %	77.4	77.4	75.9
翼面積, m ²	0.0141 (1.41)	0.0133 (1.33)	0.0160 (0.972)
主翼前縁後退角, deg.	30	50	45, 70 (ストライク部)
主翼アスペクト比	4.37	3.08	1.46
模擬エンジンの有無	あり		なし
可変パラメータ	<ul style="list-style-type: none"> ・主翼前縁後退角 (30, 50 deg.) ・カナード舵角 (0, 5 deg.) ・模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) 		なし
使用材料	<ul style="list-style-type: none"> ・胴体, エンジン: アルミニウム材料 ・主翼, カナード翼, 垂直尾翼: 真鍮材料 		・全て真鍮材料
設計者	九州大学, 室蘭工業大学		室蘭工業大学
製作者	アジヤ模型株式会社 〒811-2207 福岡県粕屋郡志免町大字南里 124-1		有限会社馬場機械製作所 〒050-0074 室蘭市中島町 4-17-9

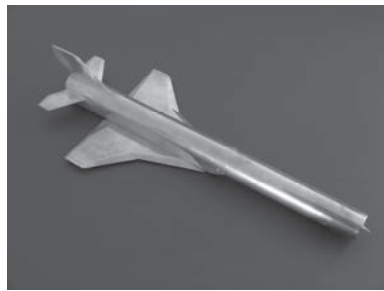
※上表中諸元の括弧内の数値は実機の諸元.

1.2. M 型機体模型(固定後退角翼式)

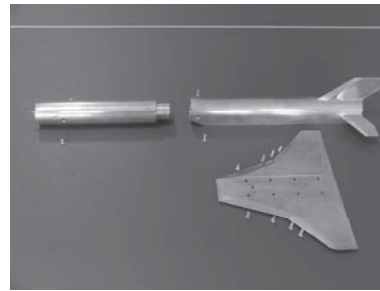
M 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 2 に示す. この機体模型のスケールは 1/7.8 である (その諸元については表 1 を参照). この機体模型については, 機体の構造上の制約から模擬エンジン (空気流路穴) を設けることが困難であるため, エンジン部を閉塞状態とした. また, 今回の試験では特に模型の可変パラメータを設けていない. 尚, この機体模型の材料は全て真鍮材料とした.

機体模型の製作に関しては, 主翼の取付作業を簡易にするために, 胴体形状を半円と直方体を合わせたかまぼこ型にし, 主翼と胴体をねじで容易に取り付けられるように設計した. また, 胴体の製作工程を簡易にするために, 胴体前部のカウル部以外は円筒形状とし, 胴体後部は主翼部付近からかまぼこ型とした. 主翼を胴体に取り付けた際, 胴体と主翼との間に隙間と段差が生じるので, その隙間をパテで埋めた.

水平尾翼および垂直尾翼はろう付けで固定したが, 垂直尾翼は初回通風終了時に破損した. 垂直尾翼の破損状態を図 3 に示す. 同図より, ろうが接合部全面に行き渡っていないことが確認でき, これが破損の一原因であると考えられる.

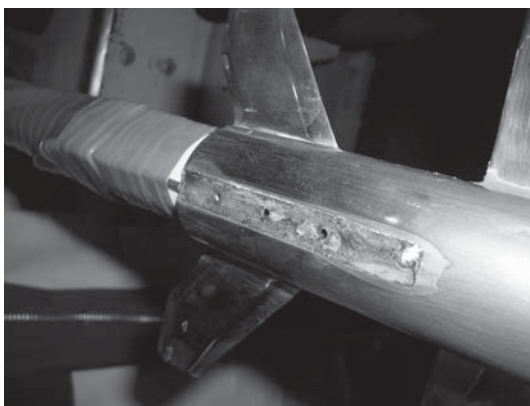


(a) 外観写真

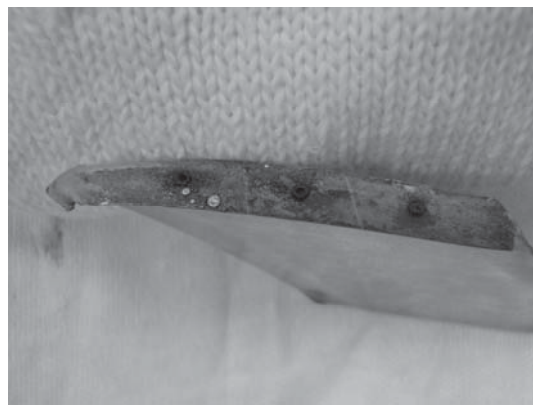


(b) 分解時

図2 M型機体（固定後退角翼式機体）の供試体模型（スケール 1/7.8）.



(a) 破損後の胴体側接合部.



(b) 破損後の垂直尾翼側接合部.

図3 M型機体模型の垂直尾翼の破損状態.

2. 供試体模型の設計に関する反省・改善項目

- 両機体模型に関して、天秤に作用する負荷は許容値の数分の1程度（垂直方向の最大秤量 200 kgf に対して、最大でも 50 kgf 程度）であった。
 - 今回使用した天秤よりも一回り小さい天秤を使用することが出来た.
 - K型に関しては、機体設計時の胴体径で試験を行うことが可能である.
 - M型に関しては、小さい天秤を使用することで、胴体内部に空気流路穴を設ける余裕が出来る.
- M型機体模型の初回通風試験時に、ろう付けで接合していた垂直尾翼が胴体から剥がれて破損した。破損後の接合部を観察すると、垂直尾翼と胴体は接合面の周囲でしか接合されておらず、接合面全体にろうが行き渡っていない状態であった。
 - ろう付け加工法の改善、若しくは別の接合方法を採用する必要がある.
 - 尾翼をろう付け方式にして機体模型を設計する場合には、エンジンのタービンブレードのように差し込み式にした方が破損しにくい.

- ・ M型機体模型について、納入後の模型表面に深いツールマークが残っていた。
→表面仕上げ加工法を再検討する必要がある。
- ・ 天秤に作用する負荷の測定精度確保のため、天秤のキー溝周辺と機体模型の接触部分は最も精密性を要する。今回製作した M型機体模型については、天秤を挿入する部分の内径寸法が図面通りに仕上げられておらず、天秤を挿入することが出来ない状態であった。
→今回製作した M型機体模型のように天秤・コレット接合部が深い所に位置する場合には、加工時のバイトの撓みに伴う加工誤差を抑制するため、機体模型の胴体を 3 部（胴体前部、天秤・コレット接合部、胴体後部）に分割して設計することが望ましい。
- ・ スターティングロード（風洞始動時の過負荷）によるモーメントを軽減するため、機体模型の前部には軽い材料を用いる方が好ましい。
→前部にはアルミ材料を、後部にはステンレス材料を使用するのが主流である。全てに真鍮材料を用いた機体模型は稀とされている。
- ・ エンジン抵抗を評価して空気力の補正を行うために、機体模型には模擬エンジンを設け、その入口と出口付近における全圧と静圧を測定可能にしておくべきである。
- ・ ねじ穴部に埋めた粘土を剥がれにくくするため、機体模型のねじ穴深さが出来るだけ深くなるように設計することが望ましい。

謝辞

本風洞試験で使用した機体模型の製作においては、アジア模型株式会社様、有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様、日鋼デザイン株式会社の山田富士夫様、佐々木和之様、室蘭テクノセンターの花岡裕様より、多大なるご協力とご尽力を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究 - 研究成果報告”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005 年度年次研究報告書，2006。
- [2] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験 - 実施報告”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005 年度年次研究報告書，2006。

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 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 回宇宙科学技術連合講演会，3E05，広島，2005 年 11 月。
- [2] 谷泰寛，麻生茂，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 回宇宙科学技術連合講演会，3E07，広島，2005 年 11 月。
- [3] 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

- 宇宙科学技術連合講演会, 3E08, 広島, 2005年11月.
- [4] 木村博幸, “小型超音速無人機の空力特性に関する研究—JAXA/ISAS 風洞試験設備を利用した空力特性データの取得と解析”, 日本機械学会北海道支部 2005年度第2回流体工学研究会, 札幌, 2006年1月. (発表のみ)
- [5] 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 木村博幸, “室蘭工大における小型超音速無人飛行機の開発状況”, 日本航空宇宙学会空気力学部門 第2回サイレント超音速機研究会, 東京, 2006年2月. (発表のみ)
- [6] 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 本郷素行, “可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定”, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備利用成果報告書, 2006年3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] 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, および飛行性能解析”, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [9] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [10] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [11] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.

航空宇宙機モデル開発用高精度加工技術の調査及び開発

風洞試験用模型加工技術習得チーム
馬場義則、池田保美、高木芳行、
松村雄二、佐々木和之、山田富士夫

1. 緒言

昨年3月に室蘭工業大学に航空宇宙機システム研究センターが設置され、地域産業界に航空宇宙機に関する「高度なシステム技術開発」の機会が提供され新事業の創出及び育成が図られている。今回、技術習得を目的としている風洞試験用模型は、材質的には室蘭地域で加工実績のある内容であるが、形状的には薄肉曲面形状であり、要求される表面粗度、加工精度共高い。一方、工業製品とは違い、「模型」と言った特徴から手仕上げ加工が主流でありコスト的にも安価である。このため従来室蘭地域に集積されている金型機械加工技術を基礎として手仕上げ技術を付け加えることで要求される品質及びコストをクリアすることが必要であり、本事業では、これら技術を習得する活動を行った。

2. 研究の内容

風洞試験用模型加工の技術習得を目的に以下の試作、確認試験を行った。

- 1) 加工、仕上げ及び組立用治具の立案及び製作
 - 同時3軸NC加工機による加工手順の立案
 - 芯出し要領、表裏面同定要領の立案及び治具の試作
 - 手仕上用、ロウ付け用治具の立案及び試作
- 2) 形状及び精度を確保したロウ付け技術
 - 異材質間のロウ付け試作(ロウ付け温度、姿勢等の確認)
 - 水平、垂直精度の確認
- 3) 薄肉及び鋭利形状に関する研磨技術
 - 各種研磨剤、研磨砥石による試作
 - 表面粗度の検査

3. 対象

今回の研究では胴部本体、翼の形状を下図のように定義、又、材質別に製作し、研磨技術、ロウ付け技術を確認した。

部位名	図番	材質
本体取付部	図1	各形状に対し2種類
主翼	図2	SUS304
尾翼	図3	C3604BE-F
組立要領図	図4	—

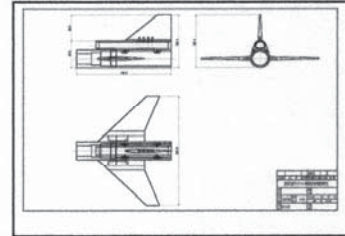


図1 本体取付部形状

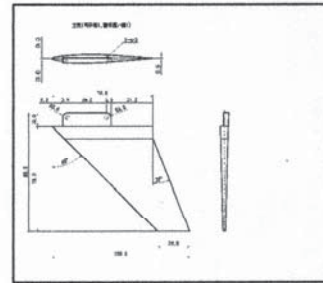


図2 主翼形状

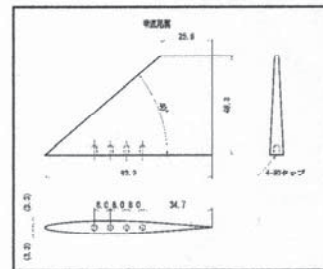


図3 尾翼形状

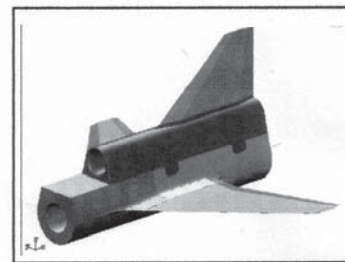


図4 組立要領図

4. 研究結果

4. 1 加工、仕上げ及び組立用治具の立案及び製作

4.1.1 加工方法について

翼については、薄肉形状であるためNC加工時にピビリが発生しやすいこと、又、翼の表裏面の同定を容易にするため表裏面の加工終了後切り離しを行う方法を取った。

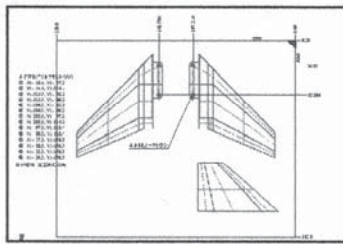


図5 材料切り及び表裏面加工図

又、荒取り加工では仕上げ加工時の余肉を均等化させる目的で下図のようなNCパスを発生させた。

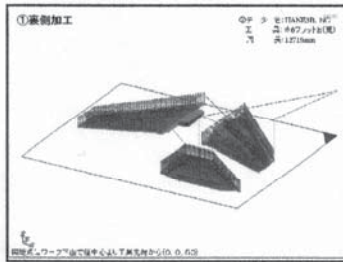


図6 翼NCパス作成状況

4.1.2 組立図治具の立案

両主翼のロウ付けは、本体及び翼部材を熱処理炉で加熱・保温後実施することとなるため、取り付けを容易にする目的と主翼の水平度を確保する目的で下図の様な簡易治具を製作した。

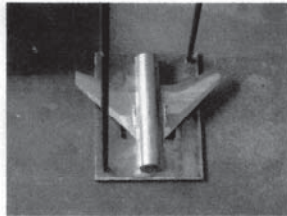


図7 翼取付用簡易治具

4.2 形状及び精度を確保したロウ付け技術

4.2.1 ロウ付け部機械試験要領

ロウ付け部の強度を確認する目的で引張試験、せん断試験及び衝撃試験を実施した。各試験片形状は下図の通り。

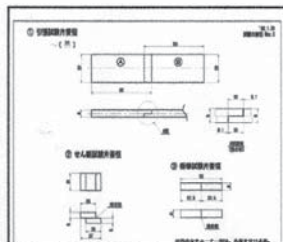


図8 機械試験片形状図

表1 各材質/機械試験別試験片数量 (計画)

	引張試験	せん断試験	衝撃試験
ステン+ステン	2組	2組	3組
真鍮+真鍮			
ステン+真鍮			
真鍮+アルミ			
ステン+アルミ			

4.2.2 第1回ロウ付け実験及び機械試験結果

a) 2006年2月にサンクラフトにて第1回目実験を実施した。加熱方法は、バーナ2本で直接昇温する方法。溶材は、銀ロウ (太さ: 径2mm)、フラックスは、ホウフッ化ホウ酸化合物とした。実験の結果、ステン+ステンで銀ロウ付けが可能であったが、それ以外はロウ付けが困難であったため、急遽、ハンダ付けを実施した。

b) 北海道立工業試験場での機械試験 (詳細については、出張報告書: デ(出)5-334を参照ください)

引張試験結果を以下の通り

符号	母材材質	接合材料	破断値
①	ステン+ステン	銀ロウ	64.50KN
②	ステン+ステン	銀ロウ	51.80KN
③	ステン+ステン	ハンダ	2.55KN
④	真鍮+ステン	ハンダ	8.20KN
⑤	真鍮+ステン	ハンダ	10.10KN
⑥	真鍮+真鍮	ハンダ	15.36KN
⑦	真鍮+真鍮	ハンダ	13.87KN

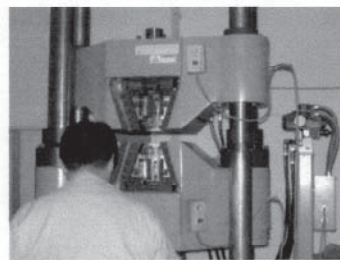


図9 万能引張り試験機(UH-F500KNA)概観形状

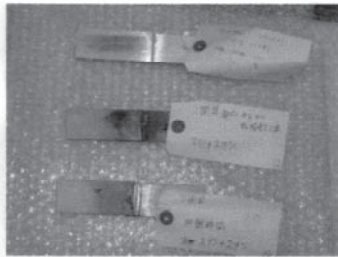


図10 ステンレス+ステンレス試験片形状

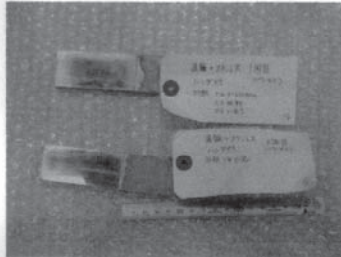


図11 真鍮+ステンレス試験片形状

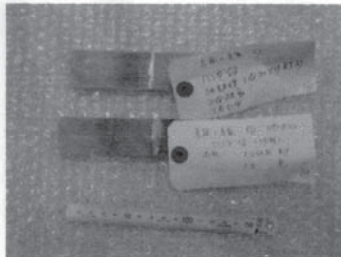


図12 真鍮+真鍮試験片形状

4.2.3 第2回ロウ付け実験

室蘭工業大学材料物性工学科 桃野教授に2月22日本研究内容を説明、ロウ付けに対し指導をお願いした。ロウ付け前には加熱炉にて均一加熱が必要との助言を受け、3月2日桃野教授研究室の加熱炉を借用し第2回目の実験を行った。

実験の最初では出炉後バーナ1本で再加熱を実施し溶材を融かそうとしたが、一度溶着面に酸化膜が生成されると溶着しない等の経験を把握し、バーナでの加熱方法の改善、溶材、フラックスの使い方を改善し全ての材料についてロウ付け技術を習得することが出来た。

尚、出炉後試験片の芯出し及び固定を容易にし、ロウ付け用に製作した治具を下図に示す。

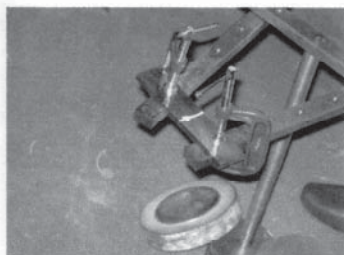


図13 引屈試験片ロウ付け用治具

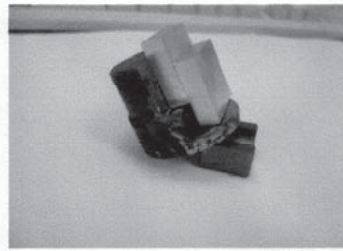


図14 セン断試験片ロウ付け用治具

4.2.4 第3回ロウ付け実験

第2回目の実験では、突合せの衝撃試験片の芯出し固定がうまく実施できなかったため下図の様な簡易治具を製作し、桃野教授研究室で加熱炉を借用して3月13日にロウ付けを実施した。

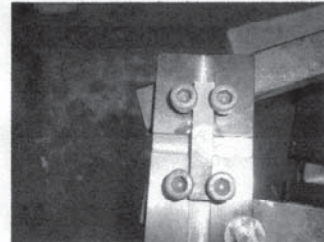


図15 衝撃試験片ロウ付け用治具

2回のロウ付け実験を行い、下表の機械試験片を製作した。頭書、予定していたアルミについては、期間中に溶材が入り出来なかったため製作が出来なかった。又、引屈試験片については、参考値として取り扱うこと更には真鍮の同材質については、ロウ付け技量に自信を持ったこともあり製作個数を変則的に変えている。

表2 機械試験片の材料別製作個数

	引屈試験	せん断試験		衝撃試験
		炉内加熱無	炉内加熱有	
ステンレス+ステンレス	2本	1本	3本	3本
真鍮+真鍮	—	—	3本	5本
ステンレス+真鍮	3本	—	5本	5本
真鍮+Alミ	—	—	—	—
ステンレス+Alミ	—	—	—	—
合計	5本	1本	11本	13本

4.2.5 第4回ロウ付け実験

第4回目の実験（3月24日）では、本体と翼のロウ付けを実施した。

使用治具、作業状況を下図に示す。

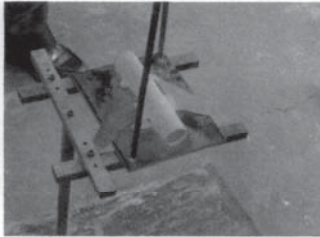


図16 本体+翼ロウ付け用治具（出炉直後）

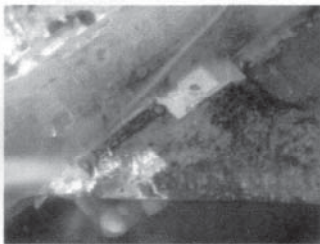


図17 ロウ付け作業状況

ロウ付け前に本体（ピン）と翼（ピン穴）を固定し、炉温730℃にて15分間保持した。出炉後、高温のため、予定以上に主翼先端がダレたため、翼下面を水平にシム調整を行った、このため出炉後、ロウ付けが終了する迄に5分程度時間を要した。

溶材は、ピース状に切断後、本体に置きロウ付け時は、翼上下面から各々バーナで炙ってロウ付けを実施した。

4.2.6 機械試験

第2回及び第3回の実験で製作した試験片を使って機械試験を実施した。各試験は、桃野教授研究室の下記試験機にて実施した。

せん断試験は、万能試験機を使用し桃野教授考案の治具を使用して行った。又、衝撃試験は、与える荷重により2種類の試験機を使用した。

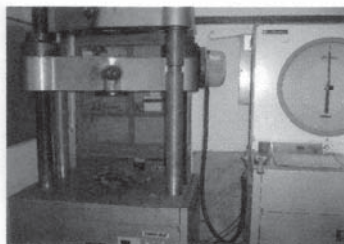


図18 引張試験機概観

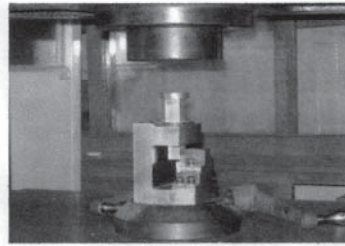


図19 せん断試験機概観



図20 衝撃試験機概観（小荷重）



図21 衝撃試験機概観（中荷重）

詳細試験結果は、「ロウ付け後の試験結果及び本体+翼ロウ付け状況を参照してください。

全体的には、各材質別に均一な材力値を得ることができた。これは、ロウ付け要領・技量が安定しているためと考える。又、実験を通して予熱を実施していない試験片の材力は低いこと、ロウ付けが5分以上費やした試験片は、材力値が下がるという傾向を把握することが出来た。

4.2.7 ロウ付け後の水平、垂直制度の確認

北海道立工業試験場にて非接触式3次元測定を実施し、ロウ付け後の水平制度を確認した。



図22 測定状況

測定器名：Steinbichler CV400
測定ソフト名：COMET Plus Ver. 4.0

4. 3 薄肉及び鋭利形状に関する研磨技術

4.3.1 研磨技術の習得

研磨では、翼面の3次元形状をNC加工通りに保持し、凸部接続部については極力エッジを維持し、ダレを少なくする様に研磨を実施した。

研磨では、#80、#120、#240、#800 及び青粉を使い、ペーパーの番数を細かに変えることでNC加工のスジ目を取りNC加工面を保持することとした。

4.3.2 研磨前後の翼面プロフィール形状

苫小牧テクノセンターの3次元測定器を利用し、研磨前（NC加工後）と研磨後のプロフィールを測定した。

以下の部材について測定を実施した。

表3 材質/研磨有無別測定ファイル名

部位名	材質	枚数	断面数	測定ファイル名
主翼	研磨前	1枚	2	g, h
	研磨後	1枚		e, f
尾翼	研磨前	1枚		c, d
	研磨後	1枚		a, b
主翼	研磨前	1枚		i, j
	研磨後	1枚		k, l

研磨後 研磨前 法線方向の差

a	c	0.04mm
b	d	0.04mm
e	g	0.04mm
f	h	0.05mm
k	i	0.05mm
l	j	0.04mm

凸部のカッパが研磨前後で欠けてはしますが、数値的には0.05mm程度であることが判る。又、同材質では、数値もほぼ一様であり安定した研磨が実施されていることが判った。

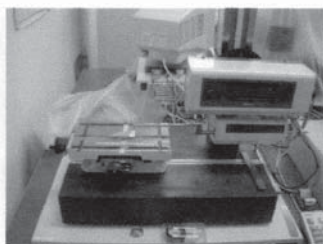


図23 翼面プロフィール測定状況

4.3.3 表面粗さ測定

ステンレス、真鍮、アルミについて主翼部位の表面粗さ測定を(財)室蘭テクノセンター表面粗さ計にて実施した。

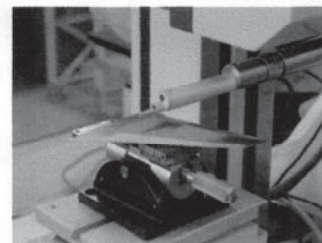


図24 測定状況

表4 表面粗さ測定結果

	材質	表面粗さ (Ry)
研磨前	真鍮	2.7
研磨後		1.4
研磨前	ステンレス	3.4
研磨後		3.4
研磨前	アルミ	1.4
研磨後		1.2

ステンレスについては、研磨前後で表面粗さの改善は計られていない。

5. 取りまとめ

本研究の実施により以下の効果があると考えている。

1) 風洞式検用模型製作に対し

- 同時3軸NC加工要領・手順の確立、芯出し要領、表裏面同定要領の確立
 - ロウ付け方法、手順の確立
 - 薄肉及び鋭利形状に関する研磨技術の確立
- により従来のコストを % (従来品 対比) 低減することが可能となった。

2) 他分野への展開に対し

特にロウ付け技術の確立と薄肉及び鋭利形状に関する研磨技術の習得により比較的小さな部材で複雑巧緻な3次元形状でありながら強度が要求される金属加工製品で構成されている土木・建築・橋梁分野のディスプレイ模型の製作が可能と考えている。

6. 今後の課題

風洞試験用模型加工技術として要求されるNC加工、研磨及びロウ付け技術を習得することが出来たと考えているが研究を通し新たに以下の点の評価が必要と考えている。

- 1) 本体と翼をロウ付けする場合、加熱炉にて一度加熱し出炉後バーナで加熱しながら行う。又、ロウ付け時点で温度が下がる場合は、両主翼同時にロウ付けが出来ず、片方ずつの取り付けも考えられる。ロウ付け後の変形等について注意が必要とも考えられる。
対策としては、変形防止用の治具に取り付け除冷を十分に行い治具からの取りはずしを行う等の対策が考えられる。
- 2) 上記の通り単品部材での炉内加熱、ロウ付け時のバーナ等の加熱及び加熱回数に伴う熱履歴の差異による材料強度の低下が考えられる。この点については、同等の熱履歴を与え機械試験を実施し評価を行う必要があると考えられる。

小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の成立性解析 - 研究成果報告

○木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

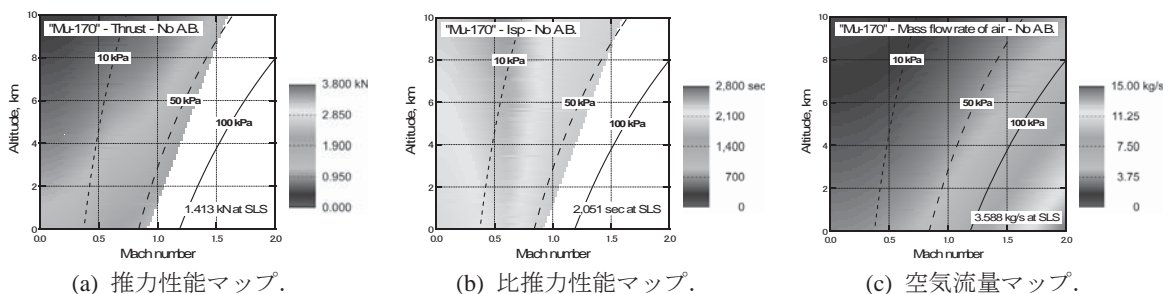
本研究では、航空宇宙機システム研究センターが推し進めている小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクト[1]の一環として、2005年度に提案された2つのタイプのその第1次機体形状案のうち、固定後退角翼式の機体に関する飛行経路解析を実施し、同機を用いた飛行実験の成立性の検討を行った。

2. 小型ターボジェットエンジンの諸元と性能

上述の小型超音速無人飛行機に搭載される小型ターボジェットエンジンの外径は220 mm, そのインペラーの直径は170 mmである。このエンジンの設計圧縮比は3.8, 重量推算値は45.3 kgである(表1)。1次元のサイクル解析に基づいて予備的に推算されたその推力性能マップ, 比推力性能マップ, 吸い込み空気流量マップをそれぞれ図1の(a), (b), (c)に示す。地上静止状態における

表1 小型ターボジェットエンジンの仕様.

エンジンの外径	0.220 m
インテークの流路徑	0.000 - 0.150 m
圧縮機入口の流路徑	0.070 - 0.170 m
タービン入口の流路徑	0.1215 - 0.160 m
ノズル出口の流路徑	0.000 - 0.1405 m
圧縮機効率	0.80
タービン効率	0.87
圧縮比	3.806
空気流量(at SLS)	3.588 kg/s
重量	45.3 kg



Mu-170 turbojet engine

-Compressor: One diagonal.
 -Compression Ratio: 3.8.
 -Compressor Efficiency: 0.80.
 -Turbine Efficiency: 0.87.

-Outer diameter: 220 mm.
 -Fan diameter: 170 mm.
 -Estimated weight: 45.3 kg.
 -Air flow rate at SLS: 3.59 kg/s.

Without afterburner
 -Thrust at SLS: 140 kgf.
 -Isp at SLS: 2,051 sec.

With afterburner, F/A = 0.03
 -Thrust at SLS: 190 kgf.
 -Isp at SLS: 1,048 sec.

図1 小型ターボジェットエンジンの作動性能.

同エンジンの推力は 140 kgf, 比推力は 2,051 sec である. また, 燃空比 0.03 でアフターバーナーを使用した場合の地上静止状態における推力は 190 kgf, 比推力は 1,048 sec である[2].

3. 小型超音速無人飛行機の機体形状と空力特性

解析対象とする小型超音速無人飛行機の機体形状(固定後退角翼式)を図 2 に, その諸元と重量推算値を表 2 に示す. この機体の全長は 3 m, 胴体径は 25 cm, 翼幅は 1.33 m である. 統計的推算式[3]に基づいて得られた離陸重量の推算値は 271.4 kg となった. JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用して得られた同機の極曲線を図 3 に示す. 同図の空力係数は, 供試体模型のエンジン流路が閉塞された状態で得られたものである[4].

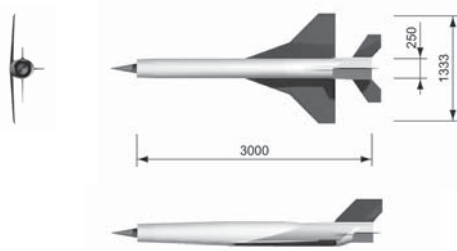
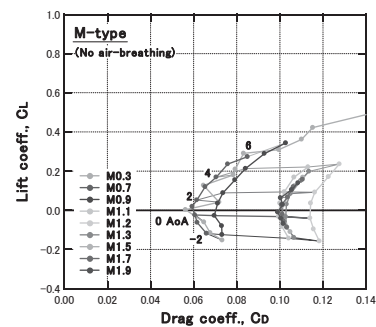


図 2 小型超音速無人機(第 1 次設計案, 固定後退角翼式)の機体形状.

表 2 小型超音速無人飛行機(第 1 次設計案, 固定後退角翼式)の主な諸元と機体重量の推算値

機体の諸元	
全長, m	3.0
胴体径, m	0.25
翼幅, m	1.33
高さ(離着陸装置を除く), m	0.583
空力平均翼弦, m	0.909
空力中心位置(胴体先端基準), %	66.3
翼面積, m ²	0.972
主翼前縁後退角, deg.	45.70
主翼アスペクト比	1.46
機体重量の推算値	
燃料重量, kg	45.0
乾燥重量, kg	226.4
離陸重量, kg	271.4



M 型機体形状
 ・主翼前縁後退角 45 deg.(ストレイク部:70 deg.)
 ・ $Re = 1.2 \sim 3.1 \times 10^7 / m$
 ・エンジン内部の空気吸い込み模擬:なし

図 3 風洞試験で得られた小型超音速無人飛行機(第 1 次設計案, 固定後退角翼式)の極曲線.

4. 解析手法

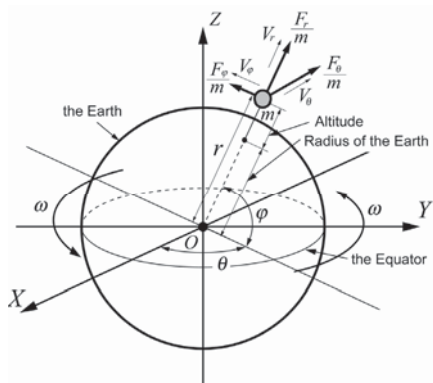
本解析では, 図 5 に示すような地球を中心とする 3 自由度慣性極座標系を想定し, 下記に示す質点(飛行体)の運動方程式に基づいて飛行経路解析を行った. 下式において, r は地心高度, θ は経度, ϕ は緯度, m は機体の質量, $F_r/m, F_\theta/m, F_\phi/m$ はそれぞれ高度方向, 経度方向, 緯度方向の加速度, ω は地球の自転速度である. 機体には揚力, 抗力, 推力および重力が作用するものとし, 地球の自転についても考慮した. 下記の連立微分方程式の解法としては, 刻み幅自動調整型の 6 段 5 次 Runge-Kutta-Fehlberg 法[5]を用いた.

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

$$\theta = \theta_0 - \omega t$$

経路解析における小型超音速無人飛行機の飛行プロファイルは下記の通りである。同機は、滑走路上で固体ロケットによる加速支援を得て離陸し、その後は搭載されたターボジェットエンジンの推力のみで加速・上昇飛行することによって、目標とする飛行マッハ数 1.4 への到達を目指す。目標飛行マッハ数に到達した後は、減速・旋回することによって、射場までの帰還飛行を試みる。飛行実験の射場としては北海道大樹町の多目的航空公園の滑走路（図 6）を想定する。

ここで、上述の空力係数は、風洞試験において供試体模型のエンジン流路が閉塞された状態で取得されたものであることから[4]、本解析においては、実飛行時の抗力係数の値がエンジン流路閉塞時の 50% まで低減するという仮定を設けた。



O = 地球の中心.
Z = 地球の自転軸.
r = 地心高度.
θ = 経度.
φ = 緯度.
ω = 地球の自転速度.
m = 機体の質量.
F_r/m = r 方向の機体の加速度.
F_θ/m = θ 方向の機体の加速度.
F_φ/m = φ 方向の機体の加速度.



経度 : 143.43 degE
緯度 : 42.48 degN
標高 : 15.24 m

図 4 飛行経路解析で想定した 3 自由度慣性極座標系. 図 5 飛行実験の射場として想定した北海道大樹町多目的航空公園の滑走路.

5. 解析結果

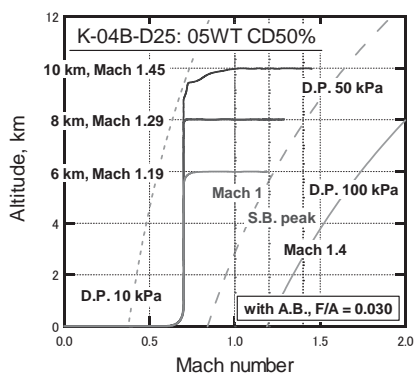
5.1. 解析結果 1: 加速飛行ミッション(アフターバーナーを使用した場合)

経路解析の結果、遷音速域から超音速域にかけてアフターバーナー（燃空比 0.03）を使用し、高度 10 km で遷音速を通過した場合に、目標とする飛行マッハ数 1.4 に到達し得ることが予測された（表 2, 図 6 (a)). このときの飛行経路の鳥瞰図と、飛行マッハ数、飛行動圧、機体の姿勢角、機体に作用する空気力等の時間的推移を図 6 にまとめる。Mach 1.4 到達時の飛行時間は 600 秒、飛行距離は 159 km、燃料残量は 3.5 kg で、超音速飛行時の迎角はおよそ 2 deg.であった[4].

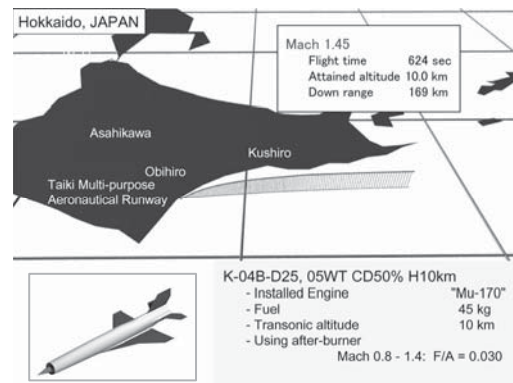
5.2. 解析結果 2: 加速・帰還飛行ミッション(アフターバーナーを使用)

上述の加速飛行条件の下で、Mach 1.4 に到達した直後に射場への帰還を試みた場合の鳥瞰図と解析結果を図7に示す。Mach 1.4 到達後、バンク角 45 deg. で右旋回をして射場への帰還を目指したが、旋回後すぐに燃料が尽きたために射場への帰還は困難であるという結果が得られた。このような帰還飛行ミッションを達成するためには、加速飛行時の燃料消費量を軽減するために、機体抗力を大幅に低減する（加速飛行時の加速性能を高める）などの対策が必要となる。

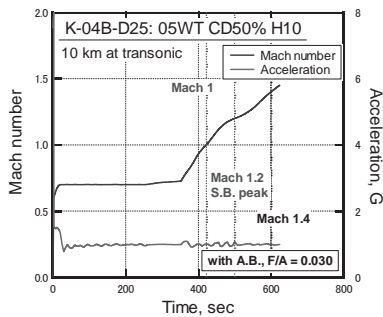
更に、上述の飛行条件の下で、機体の構造重量の一部を搭載燃料の重量に置き換えることを想定して解析した結果を図8に示す。その結果、機体の構造重量のうち 18 kg を搭載燃料重量に置き換えた場合に帰還飛行ミッションを達成し得ることが予測された。この場合の帰還時の飛行時間は 1,506 秒、飛行距離は 364 km であった[4]。



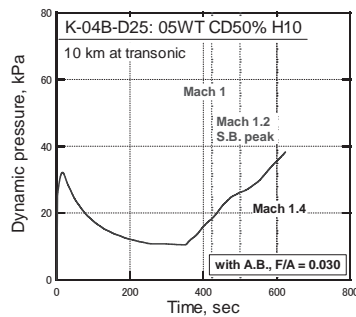
(a) 高度-マッハ数平面上における解析経路。



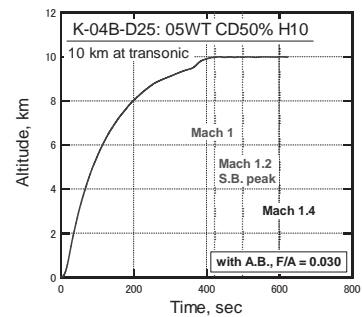
(b) 解析経路の鳥瞰図。



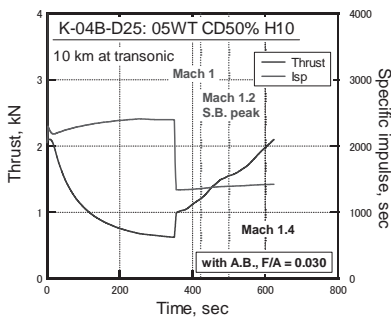
(c) 飛行マッハ数と飛行加速度の推移。



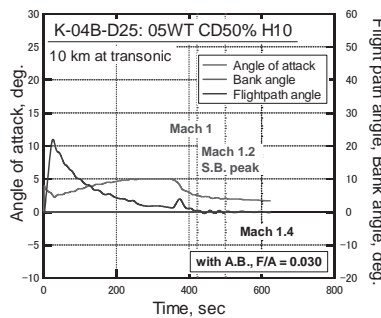
(d) 飛行動圧の推移。



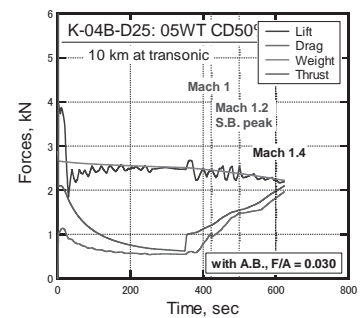
(e) 飛行高度の推移。



(f) 推力と比推力の推移。



(g) 機体の姿勢角の推移。



(h) 機体に作用する力の推移。

図6 固定後退角翼式小型超音速無人飛行機に関する飛行経路解析結果（加速飛行ミッションのみ）；アフターバーナー（燃空比 0.03）を使用。

表3 解析条件と解析結果.

抗力係数の補正率 ^{*)} , %	50	50	50	50
ミッション形態	加速飛行	加速飛行	加速飛行	加速・帰還飛行
遷音速通過高度, km	6.0	8.0	10.0	10.0
アフターバーナー(燃空比)	on (0.03)	on (0.03)	on (0.03)	on (0.03)
乾燥重量, kg	226.4	226.4	226.4	208.4
搭載燃料重量, kg	45.0	45.0	45.0	63.0
離陸重量, kg	271.4	271.4	271.4	271.4
飛行時間, sec	333	474	624 (600)	1506
到達飛行マッハ数	1.19	1.29	1.45 (1.40)	1.40
最大飛行動圧, kPa	47.1	41.1	38.3	38.3
飛行距離, km	100	134	169 (159)	364
到達高度, km	6.0	8.0	10.0 (10.0)	10.0
Mach 1.4 到達時の燃料残量, kg	-	-	3.5	21.5
離陸滑走距離, km	0.136	0.136	0.136	0.136
離陸時の必要迎角, deg.	0.136	0.136	0.136	0.136

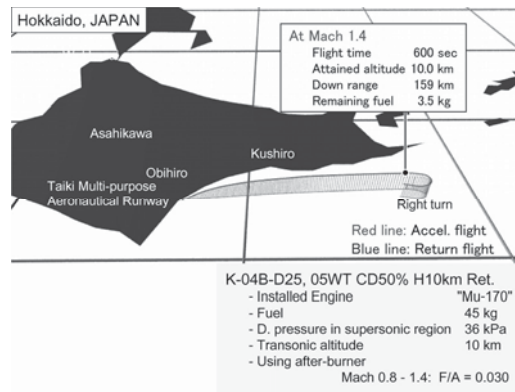
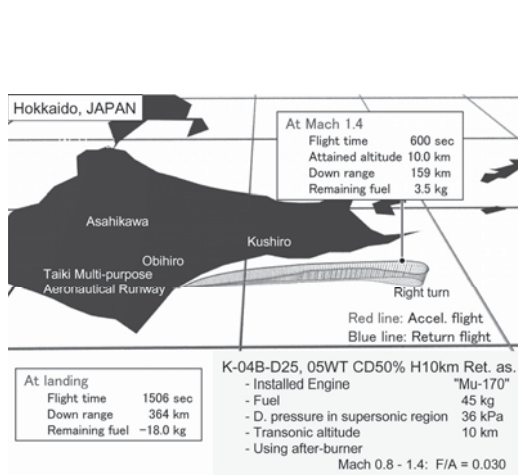
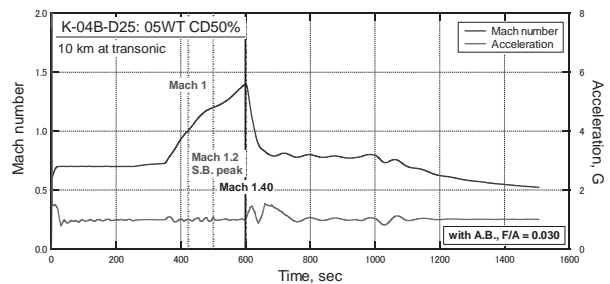


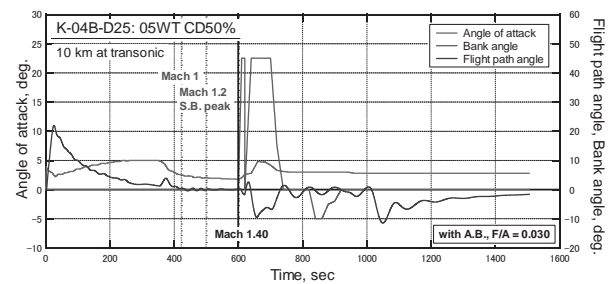
図7 固定後退角翼式小型超音速無人飛行機に関する飛行経路解析結果(加速飛行ミッション+帰還飛行ミッション);アフターバーナー(燃空比0.03)を使用.



(a) 飛行経路の鳥瞰図.



(b) 飛行マッハ数と飛行加速度の推移.



(c) 機体の姿勢角の推移.

図8 固定後退角翼式小型超音速無人飛行機に関する飛行経路解析結果(加速飛行ミッション+帰還飛行ミッション);アフターバーナー(燃空比0.03)を使用;機体構造重量のうち,18kgを搭載燃料に置き換えた場合.

6. まとめ

本研究では、2005年度に提案された固定後退角翼式の小型超音速無人飛行機に関して、予備的に推算された小型ターボジェットエンジンの推力と比推力の性能データおよび風洞試験によって得られた空力特性データに基づく飛行経路解析を実施し、同機体を用いた飛行実験の成立性の検討を行った。その結果、今回想定した固定後退角翼式の機体は、辛うじて目標飛行マッハ数 1.4 に到達し得る加速飛行性能を有するものの、そのままの仕様ではその後の射場への帰還飛行ミッションの達成は困難であることが予測された。これらの検討結果より、小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の実現性を高めるためには、飛行中の燃料消費量を軽減するために、飛行時（特に遷・超音速域）の抗力を大幅に低減させるような対策を講じることが望まれる。

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, The 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] R. Minato, I. Tokura, N. Tanatsugu, T. Himeno, T. Kojima, H. Kobayashi, “Preliminary Design of a Small-scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experiment Vehicle”, The 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-g-22, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [3] Daniel P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach, Third Edition”, AIAA Education Series, pp. 467-480, 1999.
- [4] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [5] 渡部力, 名取亮, 小国力監修, “FORTRAN77 による数値計算ソフトウェア”, 丸善, 1989.

本研究に関する発表論文等

- [1] 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 回宇宙科学技術連合講演会, 3E05, 広島, 2005 年 11 月.
- [2] 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 回宇宙科学技術連合講演会, 3E08, 広島, 2005 年 11 月.
- [3] 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.
- [4] 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, および飛行性能解析”, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [5] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [6] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [7] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H.

Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, "Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities", 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.

小型超音速飛行実験機の機体構造に関する予備研究 - 研究成果報告

木村 敦(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

構造技術としては, 将来, 複合材を用いた最適構造手法を構築し, 革新的な空力弾性構造を開発することを目指している. その場合, 単純形状のテストピースでの強度評価にとどまらず, 機体全体の構造設計ならびに強度評価を積み重ねることが重要である. このための準備として, 本研究では, 機体全体の構造設計と応力解析のための能率的な基本的手法を整備し, 現時点で利用可能な機体形状データおよび運動荷重・空力荷重データに基づいて無人飛行機の構造を概略設計し, 強度評価を行うことを目的としている.

2. 機体構造設計と CAE (Computer Aided Engineering)

機体構造の解析や実験を行う際には, 単純形状のテストピースでの強度評価にとどまらず, 機体全体の構造設計並びに強度評価を積み重ねることが重要である. 設計者は, まず機体構造を設計し, これを三次元 CAD (Computer Aided Design) によって描画し, 形状数値データを作成する. そして, その形状数値データを強度解析ソフトに読み込み, 応力や弾性変形・塑性変形の解析を行う. 解析結果に基づいて構造設計を修正し, 強度を解析する. この手順を繰り返すことにより, 構造設計を改良する. この一連の流れを, CAE (Computer Aided Engineering) と呼ぶ.

機体構造の強度解析手法としては, 有限要素法 (Finite Element Method) が最も多く用いられる. これは, 構造部材を長方形または三角形の要素に分割し, その節点に荷重がはたらくものとして, 変位や応力に関する線形多重連立方程式を解くものである.

3. 設計・解析の主要手順

本研究で行った機体構造の概略設計と応力解析の手順は, 以下のとおりである.

- (1) 機体概念設計者から機体外観形状の数値データを譲り受け, 内部構造を含む機体構造を概略設計し, 三次元 CAD により構造数値データを作成する.
- (2) 概略設計による構造数値データを有限要素解析ソフトウェアに読み込む.
- (3) 飛行経路解析によって空気力学的荷重および運動荷重を概算し, これをもとにして節点荷重を推算し, 有限要素解析に適用する.
- (4) 得られた応力分布を考察し, 機体構造の形状・寸法を修正する.
- (5) 修正された構造について有限要素解析を繰り返す.
- (6) 以上の手順を繰り返すことによって, 機体構造設計を改良する.

三次元 CAD としては「CATIA V5」を用いている。これは、Dassault Systems 社(仏)が開発した 3次元 CAD/CAM/CAE システムで、航空産業、自動車産業、電気機器産業、機械組立産業などで幅広く利用されており、作成した形状数値データを構造解析等に利用することができる。

有限要素解析ソフトウェアとしては「Visual NASTRAN 4D」を用いている。これは、MSC.Software 社(米)が生産・販売しているもので、ミッドレンジ CAD ユーザー(解析初心者)を対象としたパソコンベースの機構解析(運動シミュレーション)および構造解析プログラムであり、パーツ・アセンブリの有限要素構造解析機能を持っている。しかし、空力弾性解析機能や、大規模構造解析機能等を持っていないため、将来の機体全体の構造解析においては工夫が必要となる。

4. 実験機体の予備設計

(1) 本センターで概念設計された機体の三面図を Fig. 4.1 に、斜視図を Fig. 4.2 に示す。この機体形状の特徴は、第一に、機首から空気を吸い込んで、内部のエンジンを通してテールから噴出するという方法をとる点である。これによって機体の前方投影面積を極力小さくし、抗力低減を狙っている。一方、燃料や航空電子機器などを搭載するスペースが制限される。第二に、主翼面積を極力小さくするとともに超音速前縁として遷音速・超音速域での抗力を低減すると同時に、ダブルデルタ翼を採用して低速離着陸時の揚力を増強する。

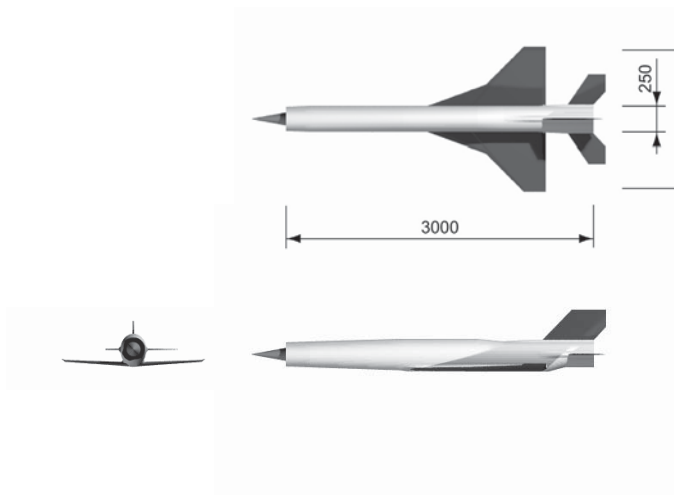


Fig. 4.1 概念設計された機体の三面図

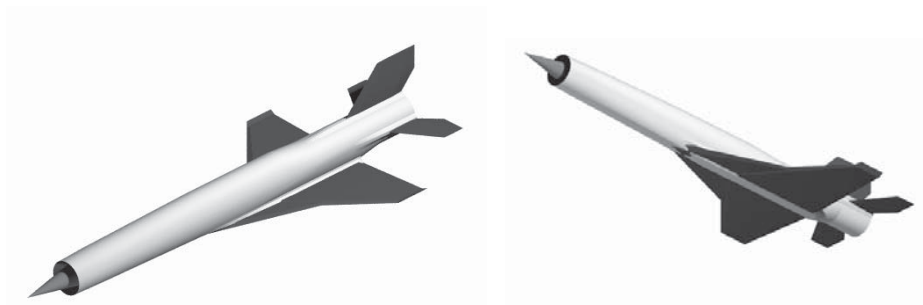


Fig. 4.2 斜視図

(2) Fig. 4.3 は、主翼の分解斜視図である。Fig. 4.4 は組み立て図である。主翼は、「桁(spar)」と「小骨(rib)」を組み合わせたセミモノコック(半張殻)構造としている。図中の水色の部材は「外板」であり、空力荷重を受け持つとともに、他の部材からの力を分散させる役割を持つ。赤色の部材は「小骨(rib)」であり、翼型を形成するとともに、外板にはたらく空力荷重を桁に伝える。青色の部材は「桁(spar)」であり、空力荷重を翼根まで伝える。桁には、胴体への取り付け金具を持つものと持たないものがある。緑色の部材は、桁の終了点の「力骨」と呼ばれ、翼のねじり剛性を高める。橙色の部材はハニカム材で、前縁・後縁及び翼端など翼厚が小さい部分の剛性を高める。桃色の部材は前縁材・後縁材であり、前縁・後縁の空力特性を整える。

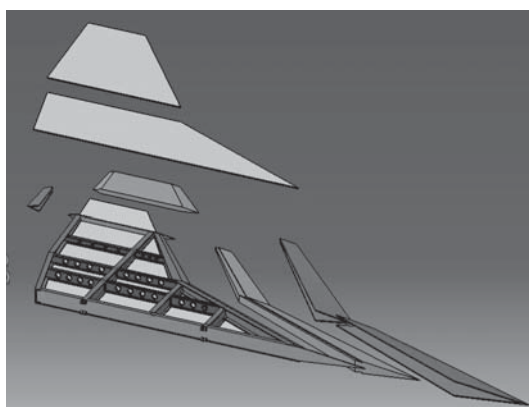


Fig. 4.3 主翼分解図

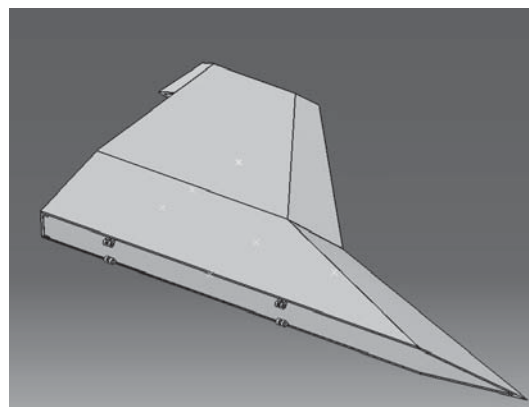


Fig. 4.4 主翼組み立て図

(3) Fig. 4.5 は胴体の分解斜視図である。Fig. 4.6 は組み立て図である。胴体は「強力縦通材(longeron)」と「円筐(frame)」を用いたセミモノコック構造としている。水色の部材は外板であり、胴体形状を形成すると同時に、各構造部材からの力を分散させる。胴体にはたらく曲げ荷重の一部を剪断荷重として受け持つ。赤色の部材は「強力縦通材(longeron)」であり、胴体にはたらく曲げ荷重を圧縮・引っ張り荷重として受け持つ。桃色の部材は「円筐(frame)」であり、胴体の曲げによる外板の座屈を防ぎ、胴体の断面形状を保持する。緑色の部材は「主円筐(main frame)」であり、翼胴結合による集中荷重を受け持つ。そのため、この部材は一般の円筐よりも頑丈に作られる。

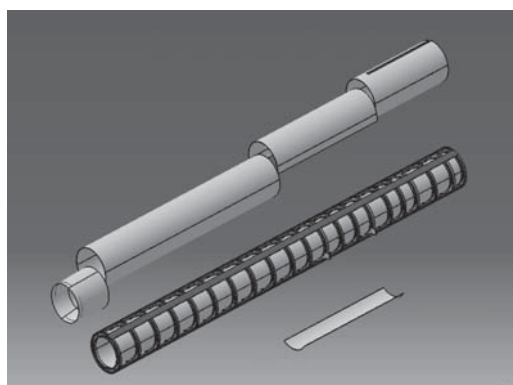


Fig. 4.5 胴体分解図

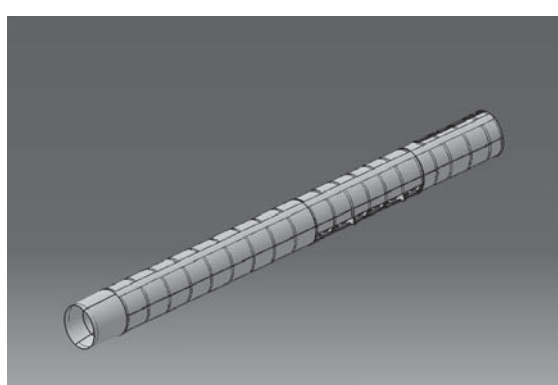


Fig. 4.6 胴体組み立て図

(4) Fig. 4.7 および Fig. 4.8 は水平尾翼および垂直尾翼である。これらは全体的に翼厚が小さく、一般的なセミモノコック構造では作りにくいため、ハニカムサンドイッチ構造とする。図中の茶色で表されている部材がハニカム材である。水平尾翼は、ピッチングとリムのために比較的大きな空力荷重を受けるため、緑色で表されたような桁を採用する。翼根にはトルク・チューブを設け、全可動尾翼(テールロン)方式も可能とする。垂直尾翼は、当面ハニカムサンドイッチ構造のみとするが、今後の設計改良によって水平尾翼と同様に桁を追加することもあり得る。翼根には通常のピンを用いた取付け金具を用いる。

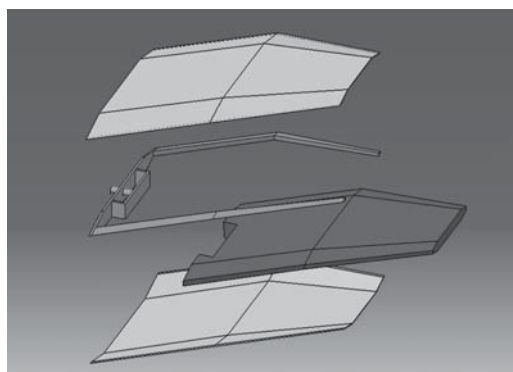


Fig. 4.7 水平尾翼

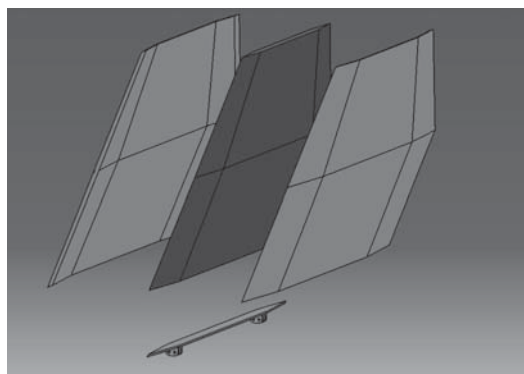


Fig. 4.8 垂直尾翼

(4) Fig. 4.9 は、機体全体構造の組み立て図である。翼胴結合は、翼桁金具と胴体円筐金具をピンで接合する方式とする。左右の翼を接合した上でその上に胴体を配置する「キャリースルー方式」も有用と考えられる。エンジン、インテークコーン、および翼胴フィレットについては、未だ空力形状や寸法が決定されていないため、図中では省略してある。

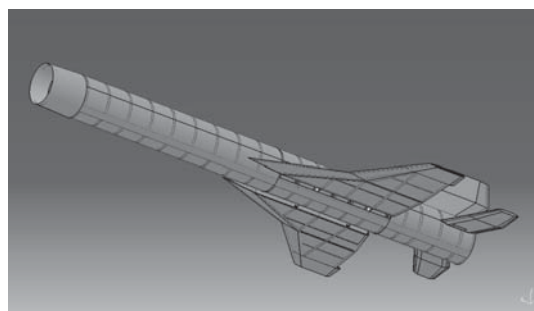
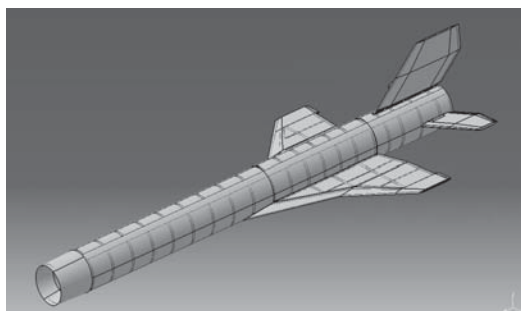


Fig. 4.9 機体全体構造図(翼胴フィレット、エンジン、インテークコーン除く)

5. 予備的な強度解析

前節で予備設計された機体に材料物性を仮定して質量を推算した。また、飛行経路上の代表的な飛行条件における荷重を用いて応力解析を行った。

(1) 仮定した材料物性

材料物性としては、主構造部にアルミニウム合金 6061-T6、翼端・前縁材・後縁材 (Fig. 4.3 の橙色の部材) と水平尾翼・垂直尾翼の内部 (Fig. 4.7・Fig. 4.8 の茶色の部材) にアルミハニカム材を仮定した。アルミ合金 6061-T6 は、Mg1.0%、Si0.6%、Cu0.25%、Cr0.25%を含む耐食アルミ合金であるが、比較的強度が高く、かつ加工が容易であり、また比較的入手容易であるので、本小型超音速無人飛行機の製作に容易に適用できると考えられる。以下にアルミ合金 6061-T6 の物性値を示す。

密度: $2.7e+3 (kg/m^3)$

ヤング率: $6.83e+10 (Pa)$

ポアソン比: 0.33

0.2%耐力: $2.75e+8 (Pa)$

引張強度: $3.1e+8 (Pa)$

この物性値を適用すると、機体質量 (エンジン、インテークコーン、翼胴フィレットを除く) は、約 57 kg となる。現在計画されている機体総質量が 200kg であることと考え併せると、今後エンジン、燃料、航空電子機器、降着装置、等を搭載する質量的余裕は十分にあると考えられる。

(2) 飛行条件の選定と解析

今回は、飛行経路上の最も厳しい荷重条件の一つとして、「発進時に固体ロケットブースターによって 8G の軸方向加速度を受ける」という条件を選定し、8G という比較的大きな加速度に、構造部材、特に翼胴結合金具付近が耐えられるかどうかを検証した。解析手法としては、翼胴結合金具の胴体側を拘束し、重力加速度と加速 G をベクトル合成した加速度を翼に与えた。Von-Mises 応力分布に関する解析結果を Fig. 5.1 に示す。

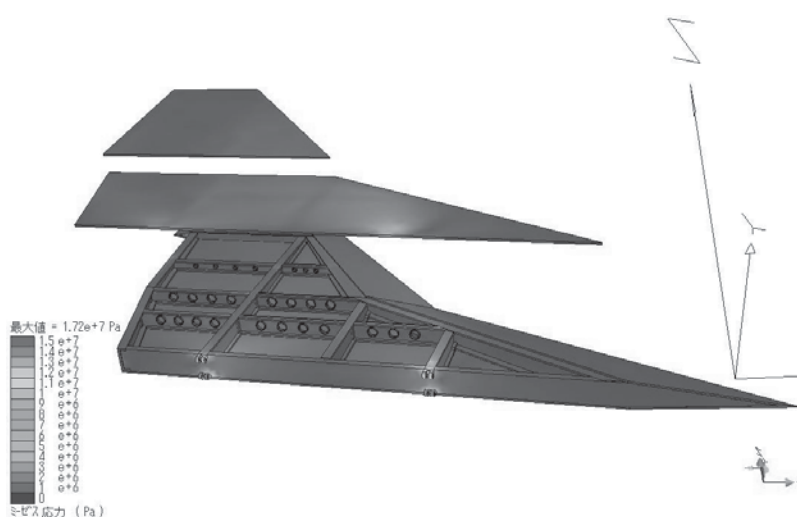


Fig. 5.1 8G加速の際の応力分布

Von-Mises 応力は、有限要素解析によって得られた三次元物体における最大変形ひずみエネルギーを1軸応力に置き換えた応力であり、スカラーであって方向性を持たない。解析によって得られた三次元応力を用いて Von-Mises 応力が各節点において計算される。この応力が構造部

材の降伏応力または 0.2% 耐力を超えなければ、部材は塑性変形を起こさないと予測することができる。以下に Von-Mises 応力の計算式の結果を示す。

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

解析結果を見ると、翼胴結合金具付近で最大 $1.73e+7$ Pa の Von-Mises 応力を示している。材料の 0.2% 耐力と比較すると比較的高い安全率が確保されていることが分かる。強度の確保のため、取付金具を3点ではなく前後計4点としたため、高い安全率が得られたと考えられる。また、金具の周辺の桁、小骨、および外板に力が分散されていることも分かる。

6. まとめと今後の予定

本研究では、小型超音速無人飛行機の複合材最適構造設計に適用することを目指して、構造設計と応力解析のための能率的な基本的手法を整備した。また、現時点で利用可能な機体形状データおよび運動荷重・空力荷重データに基づいて同無人飛行機の構造を予備的に設計し、CAE を利用した強度評価を行った。

今後は、機体の空力設計、空力荷重予測、飛行経路解析、等の研究と密接な連携を保ちながら、構造設計と強度解析を反復的に改良する予定である。

参考文献と参考URL

- (1)藤原 洋,「新航空工学講座 2 飛行機構造」,日本航空技術協会,1998 年.
- (2)赤木 功,「新航空工学講座 4 航空機材料」,日本航空技術協会,1989 年.
- (3)小林繁夫,「航空機構造力学」,丸善,1996 年.
- (4)鳥養鶴雄,久世紳二,「飛行機の構造設計 その理論とメカニズム」,日本航空技術協会,1992 年.
- (5)牧野光雄,「航空力学の基礎」,産業図書,2004 年.
- (6)東 昭,「航空工学(I)—航空流体力学—」,裳華房,1989 年.
- (7)福森栄次,「Internet College of Finite Element Method」,<http://www.fem.gr.jp/index.html>
- (8)長岡技術科学大学 講義 PDF,「有限要素法演習」,
http://comp.nagaokaut.ac.jp/~iwasa/lecture/lecture_m1_20050411.pdf

パラfoil回収技術と航法・誘導・制御に関する予備研究 — 研究成果報告

小田切 真司(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

伊藤 兼一(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

岸本 泰尚(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)

1. はじめに

小型超音速無人飛行機の着陸回収方法としては、有翼機体による水平着陸を最終目標とするものの、開発途中の飛行実験における簡便な回収方法や、各種不具合に起因する滑走路外での回収方法として、パラfoilによる滑空・着陸技術が有望である。

パラfoilとは翼形状を持つパラシュートであり、スカイスポーツの世界ではパラグライダーとしてよく知られている。これは滑空飛行、旋回操作、および定点着陸が可能なので、飛行体を安全かつ確実に回収する一手法として期待されている。これらの利点を活用したパラfoil飛行システムが確立されれば、新たな航空宇宙機サブシステムとして広範な利用が期待される。

本センターで研究開発を目指している小型超音速無人飛行機をはじめ、将来の多くの航空宇宙機は、自律飛行能力を付与される。従って、これを回収・着陸させるためのパラfoil飛行システムも、自律的飛行能力を持つことが肝要である。パラfoilを用いて自律的に滑空・着陸させるための誘導則・制御則を構築するためには、パラfoil飛行体の飛行特性(空力特性および運動特性)を詳細に同定する必要がある。これまで風洞試験・飛行試験・自動車曳航によるパラfoilの飛行特性を検討した研究は国内に何例かあるが、自律的誘導則・制御則を構築するには飛行特性データの蓄積が不十分である。

本研究では、小型超音速無人飛行機の開発における補助的飛行・回収手段として、パラfoilによる自律的回収システムの構築を目指している。スカイスポーツで用いられる翼幅 10m 級のパラfoilでは規模が大きく取り扱い等に習熟を要するため、前段階として、小型の翼幅 5m 級のパラfoilを用いた飛行実験機を試作し、飛行実験を行うことを通して、パラfoil飛行体の飛行特性を定性的に把握することを狙う。

飛行実験方法としては熱気球等を利用して高空から実験機を落下させて、開傘・滑空・着陸させる方法が望ましい。しかし、高空まで実験機を運ぶプラットフォームを構築するのは容易ではないため、当面、予備的な落下開傘実験や滑空飛行実験を行いパラfoilの取り扱いに習熟すると共に、パラfoilの挙動を確認する。また、近い将来の本格的なパラfoil飛行実験のために、飛行特性計測・解析のための航法アビオニクスを試作する。

2. 翼幅 5m 級パラfoil飛行実験機の試作

実験機はパラfoilと機体系によって構成される。その概観を Fig. 1 に示す。

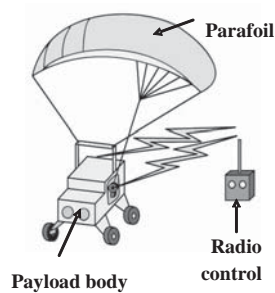


Fig. 1. パラfoil飛行実験機の概観

パラfoilとして翼幅 5m 級のfoilカイトを改良し使用する. その各部名称を Fig. 2 に, 諸元を Table 1 に示す. パラfoilは大きく分けてキャンピー, サスペンションライン, コントロールラインによって構成される. キャンピー前縁にはエアインテークが設けられており, そこから流入した空気のラム圧によって翼形状が形成される. またコントロールラインを引くことによって翼に抗力が生じ, 引いたラインの方向に旋回を行うことができる. 翼幅 10m 級パラグライダーの搭載可能質量を参考にした比例計算から, 翼幅 5m 級のパラfoilの搭載可能質量は, 約 15kg と見積られる.

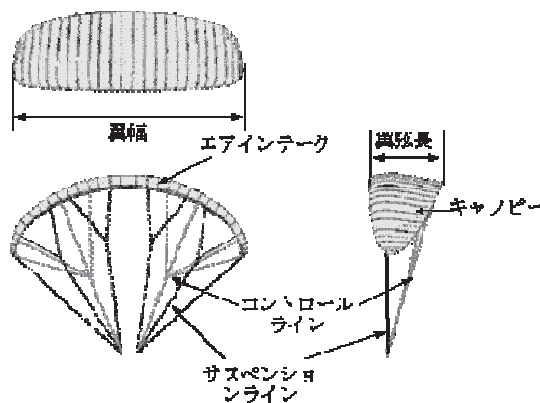


Table 1. パラfoilの緒元

MODEL	EDEL 501C
Span[m]	4.8
Chord at root[m]	1.63
Wing Area[m ²]	6.82
Height[m]	3.62
Weight[kg]	1.1
Number of Cells	20

Fig. 2 パラfoilの構成

機体系は, 筐体, 降着装置, および無線操縦機器で構成される. 筐体は, 軽量かつ強固な構造を得るため, セミモノコック構造を採用している. これによって, 将来計測機器を搭載するのに十分な空間が確保できる. 材料としては, 安価で軽量のアルミ合金を用いる. 降着装置は, 着地時の衝撃緩和と安定性を考慮した構造とする. 加えて, 滑走面状況に応じて 4 ホイールタイプとスキッドタイプの換装できるように取り外しが容易な構造とする. 無線操縦機器としては, 筐体の両側にサーボアクチュエータを取り付け, パラfoilのコントロールラインを巻き取る. 巻き取り操作は目視による遠隔操作で行う. 機体系の外観と構造を Fig. 3 に示す.

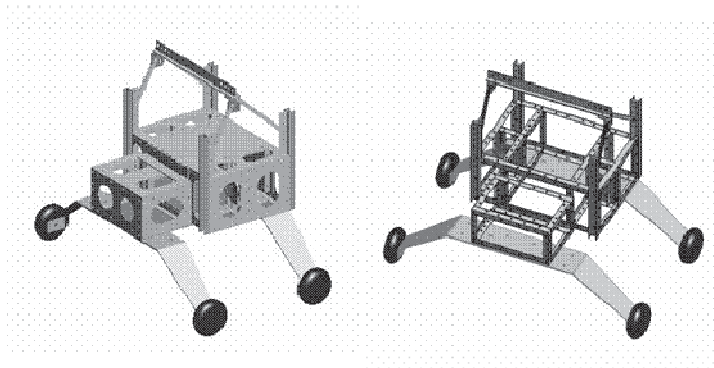


Fig. 3 機体系の外観と構造



Fig. 4 自動落下装置の外観

3. 落下開傘実験

解放してからパラfoilが開傘するまでの実験機の挙動を確認するために、落下開傘試験を実施した。実験場所としては、実験機を真下に落下させられるような場所が望ましいため、本学構内の建物の一角を使用した。高度差は約 17m である。安全に充分配慮しつつ、人通りの少ない早朝に実施した。

試作した自動落下装置の写真を Fig. 4 に示す。手順としては、まず、錘を取り付けたパラfoilのラインをすべて一箇所にまとめながら、キャンピーを小さく置む。錘には砂袋を用いる。キャンピーを自動落下装置のキャンピーコンテナ内に収納し、ニクロム線カッターを設置したナイロンテグスで機体系を吊る。無線送信機の入力により機体系を吊っているナイロンテグスが切断される。これによって機体系が解放され、ラインにテンションがかかり、コンテナ内からキャンピーが引き出される。

当日の天候はほぼ無風であった。錘重量は実験機機体系と同等の重量 7kg である。Fig. 5 に実験の様子を 0.6 秒ごとの画像で示す。無線送信機の入力後、約 2 秒後にナイロンテグスが切断され、錘が落下し、ラインにテンションがかかり、コンテナ内部からキャンピーが引き出され、約 8m 落下した時点でパラfoilが全開傘することが確認された。

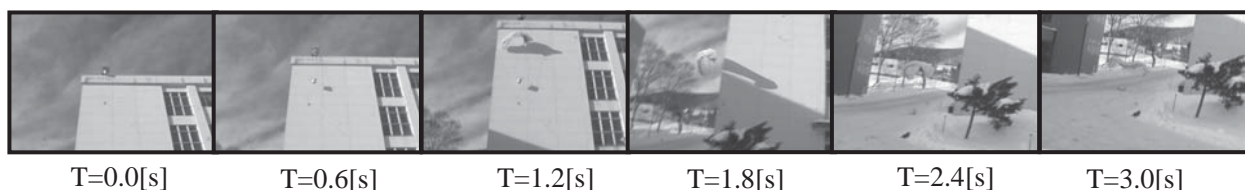


Fig. 5 落下開傘実験の様子

4. 滑空実験

実験場所は、高度差があり、傾斜が急な斜面であること、着地点周辺に障害物がないこと、安全に実験が行えること、本学から車で 30 分程度であることを考慮して、室蘭市内の海岸段丘急斜面を選定した。この斜面は、南東向きで高度差約 35[m]、傾斜約 45 度である。

手順としては、まず、実験機の機体系を 1 名が支持する。パラfoilが十分に風をはらみ次第、離陸速度を実験機に与えるため、助走してから機体系の支持を外す。旋回操作、フレア操作は無線操縦で行う。この時の無線操作はスティック操作ではなくトリムレバー操作によって細かく行なう。

今回はライン長の異なる2種類のキャノピー（canopy A：最長部 3730[mm]，canopy B：最長部 =4230[mm]）を用意し、それぞれのライン長がローリング運動に与える影響を確認する。

実験当日の天候は、風速約 2m/s，風向は canopy A の飛行の際は南南西，canopy B の飛行の際は南南東であった。機体系重量は 6.6kg である。実験の様子を Fig. 6，Fig. 7 に示す。

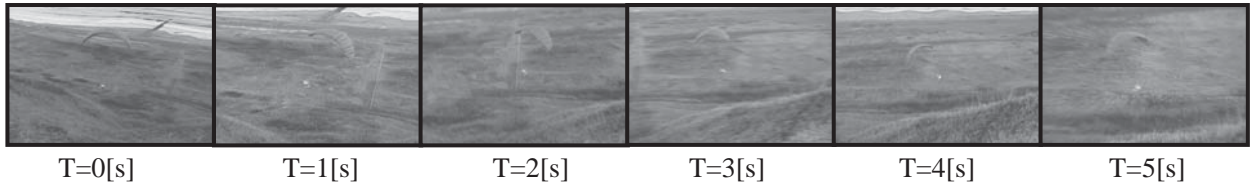


Fig. 6 canopy A(ライン最長部 3730[mm])の滑空実験

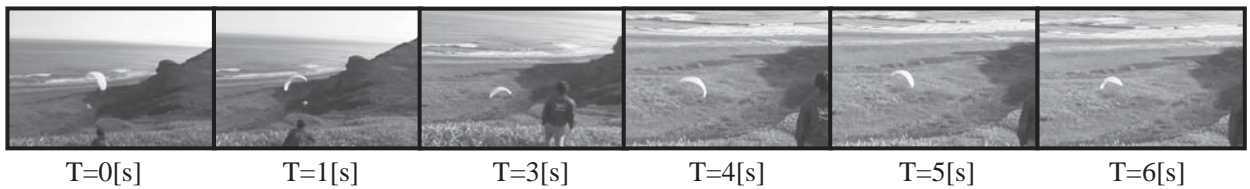


Fig. 7 canopy B(ライン最長部=4230[mm])の滑空試験

Fig. 6，Fig. 7を比較すると、両条件ともほぼ同様のローリング運動をするものの、ライン長が長い canopy B の方がローリング運動からの回復が早いことが分かる。また、旋回速度も canopy B のほうがゆっくりしており、無線操縦時の操舵も的確に行なう事が可能であった。しかし、キャノピーと機体系の距離が遠いため操縦の応答がやや遅い傾向がある。

5. 機上航法アビオニクスを試作

パラfoilの飛行特性を計測するために、実験機に搭載する航法アビオニクスを設計・試作した。そのシステムブロック図を Fig. 8 に、概観を Fig. 9 に示す。

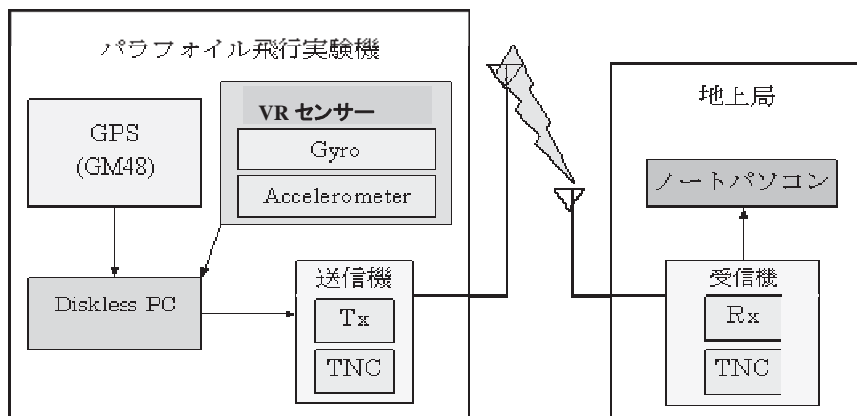


Fig. 8 航法アビオニクスのブロック図



Fig. 9 航法アビオニクスの外観

機上コンピュータとしては、機械式の HDD は重量がかさむだけでなく、着地時の衝撃で破損する可能性が大きいため、ディスクレス PC とする。実時間計測・実時間制御を実現するため、Real Time Linux 等の Real Time OS を搭載する。Linux は通常無償で配布されており、他の OS に比べ、低い性能の CPU でも軽快に動作するという利点がある。今回は予備的研究であるので、簡便のために、Windows 搭載のノートパソコンを用いている。

位置、速度、方位および時刻等を計測するために汎用 GPS 受信機を使用する。計測レートは 1[Hz] である。将来、研究開発段階に応じて、一層高精度・高レートの Differential GPS (DGPS) や、Real-time Kinematics GPS (RTK-GPS) を採用する見込みである。

加速度、角速度および角度を 3 自由度計測するために、VR センサーを用いる。これには、振動ジャイロおよび加速度センサーが各々 3 個搭載されており、60[Hz] の頻度で計測することができる。計測データは A/D 変換され、RS-232C コネクタ経由で直接パソコンに取り込むことができる。

GPS と加速度センサーの計測レートが 1[Hz] と 60[Hz] と相異なっているため、これらの出力信号を単一のアプリケーションソフトで一元処理することにより、測定時刻を同期させる必要がある。また、GPS の出力データはテキスト(文字列)であるが、加速度センサーの出力データはバイナリ(二進数による内部表現)であるので、適切に数値変換する必要がある。このような計測タイミングの同期およびデータ変換を含む一元的データ処理を実現するために、プログラミングソフト LabVIEW を用いる。LabVIEW は、グラフィカルプログラミング方式を採っているため能率的かつ直截的なプログラム開発が可能である。さらに、計測とシーケンス制御を一元的に取り扱うことができるので、本研究における航法用プログラムを発展させる形で将来誘導・制御シーケンスを構築できる。

機上航法アビオニクスによって収集した航法データを機上と地上局の双方で並行して保存する。機上から地上局への無線伝送手法の詳細に関しては現在検討中である。また、将来的にはポテンションメーターや対気速度計、および気圧高度計を統合することを計画している。

6. 自動車走行による航法アビオニクスの予備的性能検証

試作した航法アビオニクスを自動車に搭載して地上走行によってその性能を予備的に検証した。走行ルートを Fig. 10 に示す。[S] がスタート地点、[G] がゴール地点である。計測時間は 586(s) であった。



Fig. 10 走行ルート

Fig. 11 は、GPS による測位データを 3 次元グラフ(緯度, 経度, 高度)に表示したものである。自動車の進行方向を太い矢印で示している。自動車の走行経路が良好に計測されている。ただし、走行中に測位衛星数が不規則に変化し、測位データの精度にばらつきが生じることが分かった。

Fig. 12 は、VR センサーによって取得された前後方向加速度のグラフである。x 軸を時間, y 軸を加速度としている。加速度センサーの計測レートは最大 60 [Hz] であるが、データ整理を容易にする為に、今回は計測レートを 10 [Hz] に抑え、データ量を低減している。自動車の加速, 定常走行, 減速, および停止に対応した加速度の細かい変化がとらえられている。図中 250 秒付近の縦線は、Fig. 11 中の走行経路の折れ曲がり点(驚別交差点)に対応している。

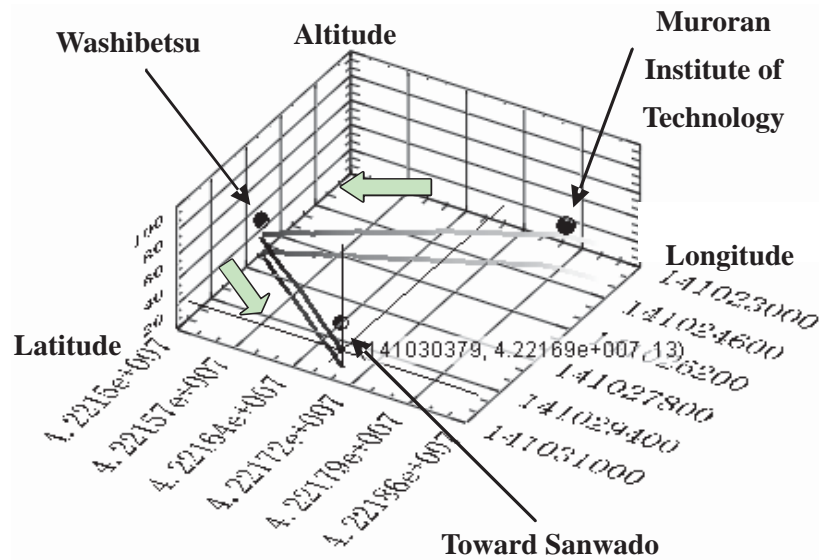


Fig. 11 GPS による測位データ

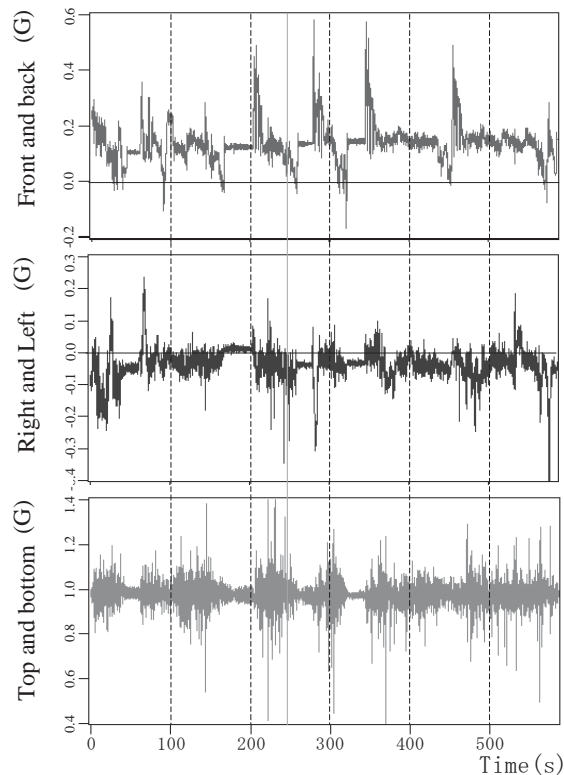


Fig. 12 VR センサーによる加速度データ

7. まとめ

パラfoil飛行実験機の設計・試作を通して、実験機製作技術を獲得した。落下開傘・滑空飛行実験を行うことによって、パラfoilの取り扱いノウハウや操縦法を獲得し、飛行特性を定性的に把握した。また、航法用アビオニクスを予備的に設計・試作し、自動車に搭載して地上走行状態での性能を検証するとともに、GPS, VRセンサー, LabVIEW等に関するノウハウを獲得した。これを、次年度以降パラfoil飛行実験機に搭載し、その飛行特性を計測・同定する計画である。また、この航法用アビオニクスは、別途開発される誘導・制御用アビオニクスと統合される予定である。

参考文献

- 1) NASA Johnson Space Center: DESIGN AND TESTING OF THE X-38 SPACECRAFT PRIMARY PARAFOIL, AIAA J., 2000.
- 2) 赤坂 剛史: パラグライダーの飛行特性に関する研究, 東海大学大学院博士論文, 1998.
- 3) 東 昭: パラグライダーの特性, 日本航空協会, 1996.
- 4) 小野寺 久憲, 小宮 國男, 高橋 和之, 内藤 邦裕, 中台 章, 西ヶ谷 一志 共著: パラグライダー教程, スキージャーナル, 1993.
- 5) 箱島秀昭, 「模型航空機搭載型プログラム飛行装置の開発」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 53, No. 615, pp. 101-107, 2004 年.
- 6) 加藤照英, 「航空電子装備(上巻), (下巻)」, 社団法人日本航空技術協会, 1985 年.

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 - (実施報告)

○ 湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教授)

1. 目的

現在、航空宇宙機システム研究センターでは小型超音速無人機の研究が進められており、そのため反転軸流ファンを用いたターボジェットエンジンの開発が求められている。

反転軸流ファンは、二段のファンが互いに反対方向に回転し、取り込んだ空気を圧縮するもので、少ない段数で高圧縮比が得られるだけでなく、ファンの高効率化と構造の簡素化、エンジン振動が制御しやすいという利点がある。反転軸流ファンは、現在ではターボプロップエンジンのプロペラやヘリコプターのローターなどに実用化されているが、ターボジェットエンジンの圧縮機ファンに採用された例はなく、極めて斬新なアイデアである。

小型ターボジェットエンジンの研究は、時系列に並べると次の4項目から成り立つ。

- 1) 反転軸流ファンとタービンブレードの設計・試作を行なう。
- 2) 圧縮空気でタービン・圧縮機ファンを回転させ、回転軸の不釣合いの検出と振動制御を試みる。
- 3) 反転軸流ファンが所定の空力性能を維持しているか検証する。
- 4) ターボジェットエンジンの地上燃焼試験を行う。

本研究ではエンジン全体の設計仕様を設定し、流線曲率法による反転軸流ファンの設計を行なった。

2. 設計指針

2.1. エンジン仕様

小型ターボジェットエンジンの性能仕様は、以下のように与えられた。

- 空気流量 3.6 kg/sec
- 圧縮比 3.8
- ファン直径 173.0 mm
- タービン入口温度 1000 K
- 推力 100 kgf

当初は、上記仕様でエンジン設計を進めるが、将来的には性能向上を図るものとする。

2.2. 設計手順(流線曲率法を中心に)

圧縮機・ファンの設計には、翼列間の速度三角形を求める必要があるが[1]、翼列間の周速度と軸方向速度(あるいは流線方向速度)との関係には半径平衡条件が成り立つ。実際の圧縮機流路は流路半径が変化するため、半径方向の速度を考慮した半径平衡条件式(1)を解いて、速度分布を求めなくてはならない。

$$\frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{C_m^2}{2} \right) - C_m^2 f_1(r) = f_2(r) \quad (1)$$

$$f_1(r) = \frac{\sin \phi}{C_m} \frac{\partial C_m}{\partial m} - \frac{\cos \phi}{r_m} + \frac{1}{2Q} \frac{\partial Q}{\partial r} \quad f_2(r) = \frac{1}{Q} \frac{\partial(HQ)}{\partial r} - \frac{C_\theta^2}{2Q} \frac{\partial Q}{\partial r} - \frac{C_\theta}{r} \frac{\partial(rC_\theta)}{\partial r}$$

ただし

- C_m 流線方向速度
- C_θ 周速度
- H エンタルピー
- Q エントロピー関数[ref.2 参照]
- r 任意流線の半径
- r_m 任意流線の曲率半径
- ϕ 流線方向の角度

この方程式の解法は以下のとおりである。

1. 任意の翼列断面について、 C_θ 、 H 、 Q 、を与え、 C_m を仮定し流線間の流量が等しくなるように流路内流線を仮定する。
2. 与えられた流線から、上記の半径平衡条件式を解いて、 C_m の値を修正する。
3. 修正された C_m から流線を設定しなおして、 ϕ と r_m を求めて再度、半径平衡条件式を解く。
4. C_m と流線が収束するまで、この作業を繰り返す。
5. 求めた速度分布から速度三角形を作成し、翼列形状を設計する。

以上の手順で、半径平衡条件式(1)を解く方法を流線曲率法といいターボ機械の設計に広く用いられている。計算方法の詳細は、ref.2を参照されたい。

3. 結果及び今後の方針

流線曲率法により設計した二段反転軸流ファンの形状を Fig.1 に示す。この圧縮ファンの性能仕様は 2. 1のエンジン仕様に沿ったものである。

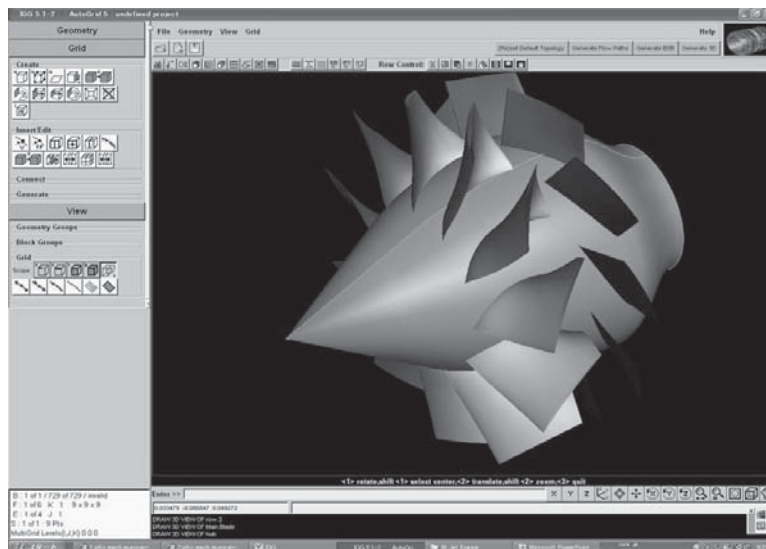


Fig.1 反転軸流ファンの形状

流線曲線法では、エンタルピー分布 H とエントロピー関数 Q の分布を予め与える必要があり、 H と Q を与えるには流路半径に関する圧力損失率分布と圧縮比分布を与えなくてはならない。正確な圧力損失率の半径方向分布データは、エンジンメーカーでは企業機密に属するものであるため、今後は CFD 解析によって圧力損失率の推算を行い、ファン設計にフィードバックを掛けると同時に設計されたファンの性能評価を行う。

謝辞

エンジン仕様設定には、株式会社 ASI 総研取締役太田豊彦氏、同社科学マネージャー福富清氏から有益な助言を頂きました。ここに謝意を表します。

参考文献

- [1] Mattingly, J. D., Heiser, W. H. and Pratt, D. T., "Aircraft Engine Design 2nd edition", AIAA Education Series 2002
- [2] Novack, R.A., "Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid-Flow Problems," Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, October 1967, pp. 478-490.

本研究に関する発表論文等

- [1] 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 49 回宇宙科学技術連合講演会, 3E06, 広島, 2005 年 11 月
- [2] 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.

模型飛行機用小型ターボジェットエンジンの特性評価 - 研究結果報告

金子 広樹(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
富田 耕平(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
伊藤 兼一(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
○四宮 徹(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
由利 泰史(機械システム工学科 高速流体力学研究室)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. 研究概要・目的

現在、航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携の下, 小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている. プロジェクトの研究開発の一つとして, 小型超音速無人飛行機に搭載するジェットエンジンの開発が挙げられる. ジェットエンジンは機体の核となる部分であり, エンジンの性能が実験機体性能に与える影響は非常に大きい. そのため, エンジン開発過程において, その特性・性能を正確に評価し, それに基づいてプロジェクトの要求性能を満たすよう改善していくことが重要となる. 特に圧縮機は圧力比, 流量を支配しエンジンの性能に大きな影響を与える.

また, 性能や安全面での十分な信頼性の確保という点において, 運転中の振動問題に対する対応策が求められる. そのため本研究では, 今後のジェットエンジン開発における計測手法と振動解析技術の基盤の構築を目的として, 既存の模型用小型ターボジェットエンジンを用いて, 圧縮機の圧力-流量特性の取得と基本的な振動特性の解析を行った.

2. 使用装置

本研究では, 小型ターボジェットエンジンを地上試験用セルに設置し, 実験を行った. 使用装置は主に図 1 に示すような供試体エンジンと地上試験用セル, さらに各種計測装置からなる. 以下に使用装置についてまとめる.

- Sophia Precision 社製

J850 Turbojet Engine

J850 Turbojet Engine Test Sell

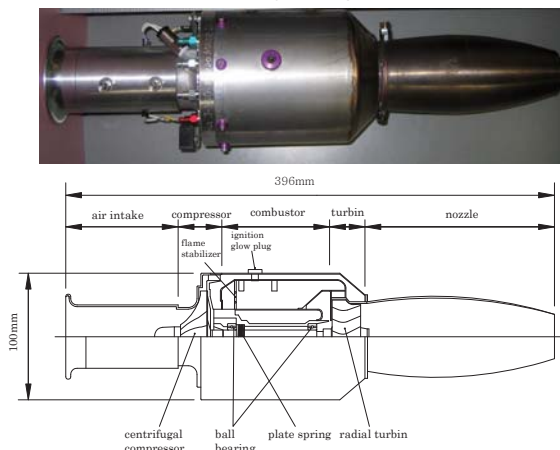


図 1 供試体エンジンと地上試験用セル

- Turbo Jet Engine 運転備品
 - 燃料ポンプ
 - タービンオイルポンプ
 - 始動圧縮空気用ベビコン
 - 始動圧縮空気用電磁弁
 - 燃料停止/緊急停止用電磁弁
 - 緊急停止装置
 - 点火プラグ電源
- National Instruments 社製
 - 計測制御ソフトウェア LabVIEW7. 1 開発システム
 - データ集積ボード (ハードウェア) NI-6025E(PCI)
 - データ集積ボード (ハードウェア) NI-6225M(PCI)
 - BNC-2090 シールド BNC アダプタシャーシ ×2
- 計測用 PC ×2
- 回転数計測
 - KEYEN
- 推力計測
 - 共和電業社製 小型圧縮型ロードセル LMA-A-200N
- 温度計測
 - K 型熱電対 ×2
 - R 型熱電対 ×2
- 圧力計測
 - Setra 社製 モデル 264
 - KEYENCE 社製 AP-30A シリーズ
 - Sayamatrading 社製 ST/SS シリーズ
 - Sayamatrading 社製 ST/SS シリーズ
- 燃料流量計測
 - Sayamatrading 社製 薬液用精密流量センサ IR-OPFLOW
- 振動加速度計測
 - 小野測器製造株式会社
 - DS-2000
 - NP-2110 (センサー) ×2
 - CH-1200 (チャージアンプ) ×2
- 軸変位計測
 - 新川センサテクノロジー株式会社
 - VS-020L-2 (センサー) 測定レンジ : 0~2000 μ m
 - VZ-1A (中継コネクタ)
 - VW-100D-4 (延長ケーブル)

VC-020C-102 (変換器) 測定レンジ : 0~2000 μ m

1009AAA

1009BBB

VM-5K-531501-111-111-111-0/5G0 (デュアル振動モニター)

1901CAG

センサ~VK/変換器までのループ試験成績表

センサ~VM までのループ試験成績表

VC, VE, VN, VI 静特性試験

VL-VK+VM 模擬入力での静特性試験

- ・ 圧力較正器

KELLER 社製 デジタル圧力計(-1~30bar)

- ・ デジタル表示器

鶴賀電機株式会社製

回転数表示器 495TX

TEAC 社製

推力表示器 TD-500

鶴賀電機株式会社製

温度表示器 モデル 451B ×5

KEYENS 社製

圧力表示器 AP-30A

3. 実験方法と測定項目

本実験では、模型用小型ターボジェットエンジンを供試体とし、実際に運転を行った状態で圧力-流量特性の取得と振動特性の解析を行った。また、圧力-流量特性の取得の際、空気流量を絞ることにより、非設計点での運転を余儀なくされ、電子制御ユニット (ECU) でのエンジンの自動運転および制御が困難となったため、ジェットエンジンの手動運転系の構築を行った。

測定項目としては、圧力-流量特性については、圧縮機入口・出口、タービン入口・出口の静圧と温度、回転数、燃料流量の 10 項目とした。振動測定については、ジェットエンジンケーシング外壁の半径・軸方向の振動加速度、回転軸先端の変位量、回転数の 4 項目とした。

圧力-流量特性の測定項目と軸変位については、各センサーからの出力を LabVIEW に取り込み、リアルタイムで計測・データの保存を行った。また、ケーシング外壁の振動加速度については、加速度ピックアップセンサーからの出力電荷を、チャージアンプを介して電圧に変換し増幅させて DS-2000 に取り込み、データの保存を行った。

4. 研究結果

4.1.圧力－流量特性

4.1.1.エンジンの運転範囲と流量調節範囲

図 2 に示すように、流量調節用オリフィスの中心径を小さくしていくに従って、運転回転数の上限が低くなっていった。これは、流量調節用オリフィスの中心径を小さくすることにより、吸い込み空気流量が減少し、エンジン内部の圧力が上昇したため、燃料をエンジン内に供給する抵抗が増大し、燃料ポンプの電力を供給している安定化電源の使用限界電流量に達したためであると推測できる。流量調節用オリフィスが無しの際に約 32000[rpm]、中心径が 32mm の時に約 40000[rpm]で、吸い込み空気流量が一定になった。これは回転数の減少により軸動力および圧力比をかせぐことができなくなったためと推測できる。

以上より、本研究の運転システムでは、すべての流量調節用オリフィスでエンジンが運転可能な範囲は、上限 70000[rpm]、下限 40000[rpm]ということがわかった。これにより、データの取得範囲を 40000～70000[rpm]に設定した。

また、流量調節については、図 3 に示すように 70000[rpm]において約 25%、40000[rpm]において約 50%の吸い込み空気流量を絞ることができた。

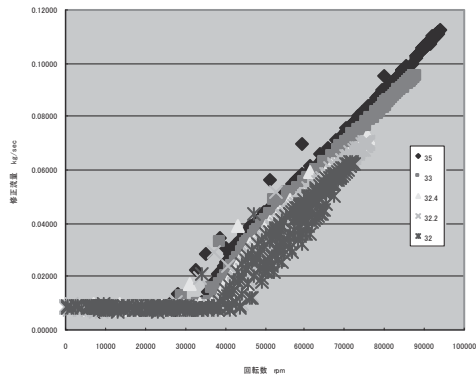


図 2 使用オリフィスごとの回転数と吸い込み空気流量

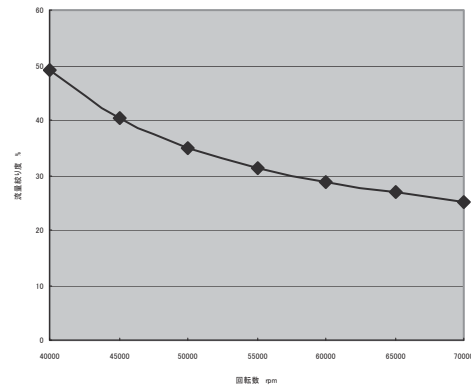


図 3 吸い込み空気流量の絞り度

4.1.2.圧力－流量特性

図4に、本研究で得られた圧縮機の圧力－流量特性を示す。なお、回転数を無次元化した修正回転数が、40000、45000、50000、55000、60000、65000、70000[rpm]の時の値である。

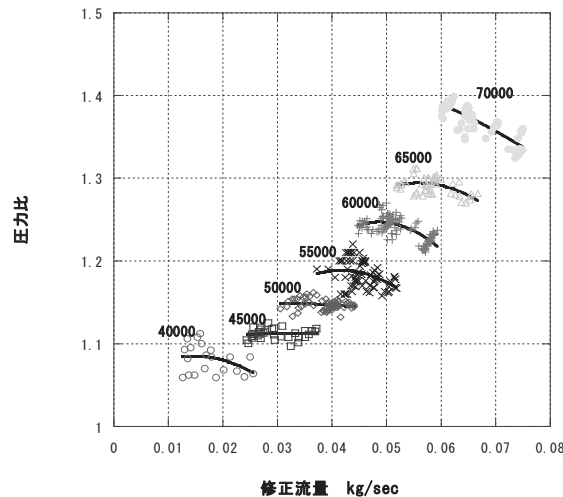


図4 圧力－流量特性

4.2.振動特性

振動特性の取得は、まずメーカーからのエンジン出荷時の状態でデータの取得を行った。さらに、度重なる運転によりエンジン内部に不具合が生じたために、分解し内部の点検を行った後に、再度組立てを行い運転した場合でのデータも取得した。

4.2.1.正常時の振動特性

図5に80000[rpm]、100000[rpm]、120000[rpm]時のケーシング外壁の振動加速度の測定結果を示す。これより、80000[rpm]では1330[Hz]、100000[rpm]では1670[Hz]、120000[rpm]では2000[Hz]の周波数の振動が顕著に発生していることがわかる。これは、供試体エンジンの回転周波数に一致しており、運転中に回転周波数に同期した振動が発生しているということがわかった。

また、図6に示すように、半径方向と軸方向で回転数の増加に伴う振動の増加量に差があることがわかった。これは、回転体の偏心により回転数の2乗に比例して半径方向に働く遠心力の影響が現れたものと考えられる。

次に、図7に回転数とそれに伴う軸変位の時間変化を示す。これらの図よりまず、エンジンの始動から数秒後に、軸変位は約33～34[μm]まで増加し、その後、回転数がECUの制御プログラムにより90000[rpm]まで上昇する間に、55000[rpm]付近で一旦約20[μm]まで減少するという傾向が見られた。さらに、停止時に回転数が90000[rpm]まで上昇し下降する際の約25000[rpm]時において、再び軸変位は約20[μm]まで減少するという傾向が見られた。また、回転数による軸変位の変化について、アイドル状態では、回転数をほぼ一定に保っている間も軸変位は約21～35[μm]と、大きな幅で変化しているが、80000[rpm]、100000[rpm]、120000[rpm]、を保持して運転した場合については、回転数が一定に保たれている間は軸変位もほぼ一定に保たれることがわかった。

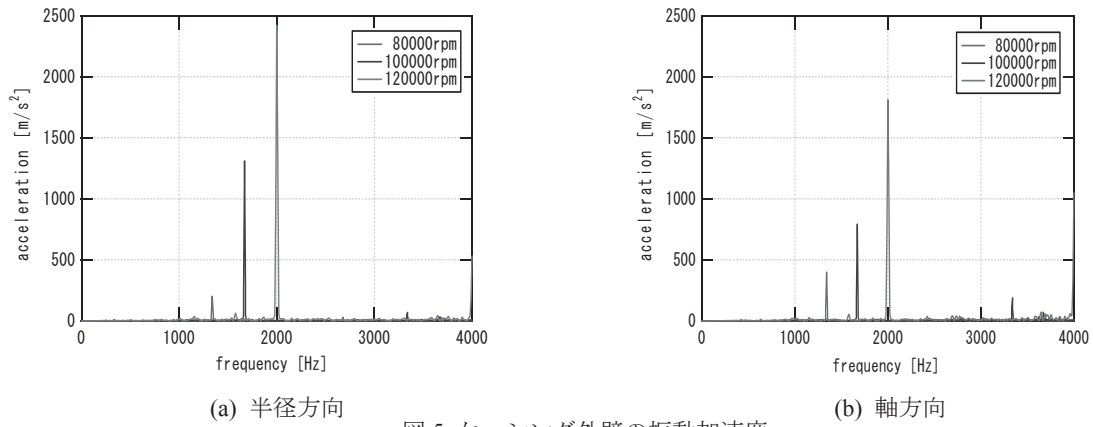


図5 ケーシング外壁の振動加速度

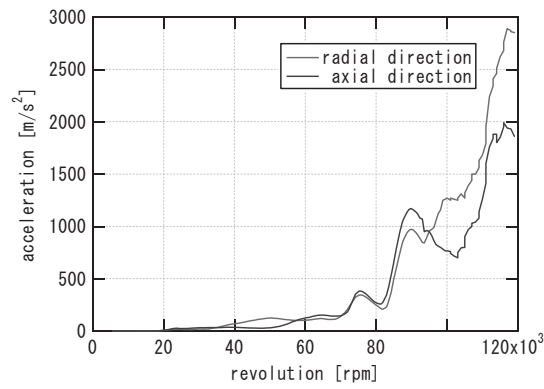


図6 回転数毎の振動加速度

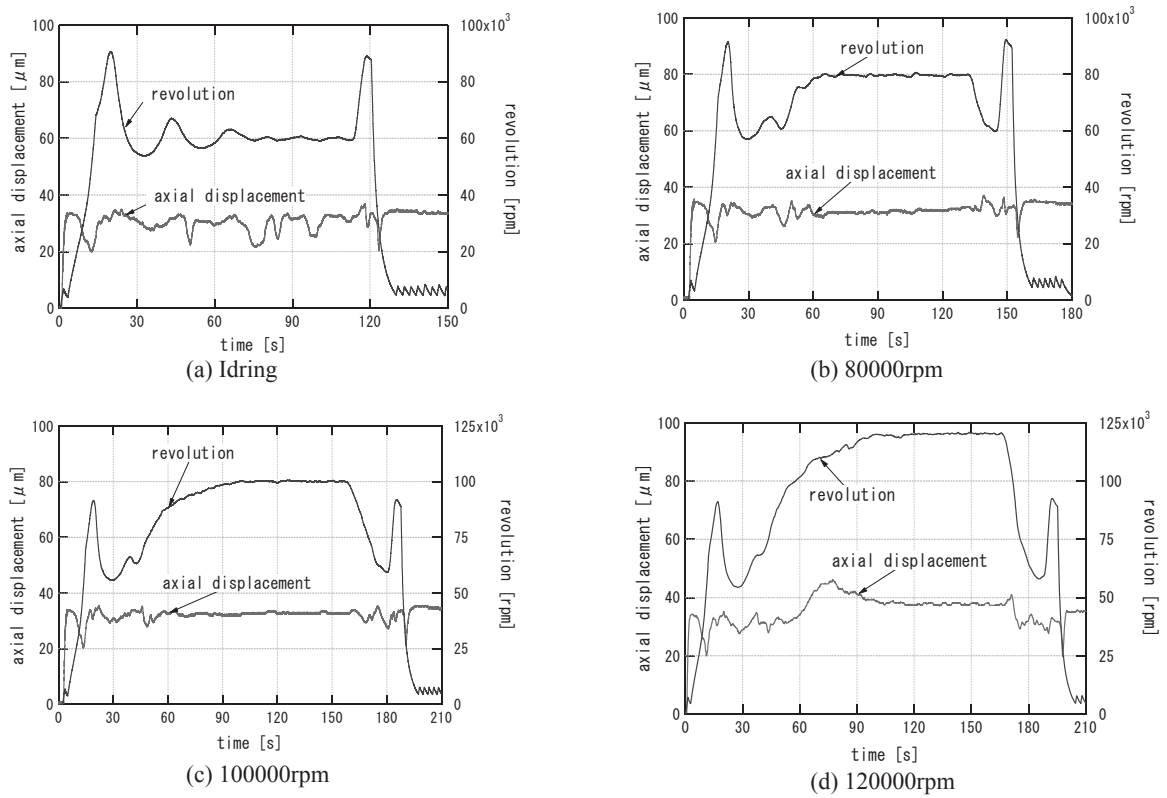


図7 回転数と軸変位

4.2.2.分解・組み立て後の振動特性

図 8 に分解・組み立て後の 60000[rpm]でのケーシング外壁の振動加速度の測定結果を示す。正常時である図 6 と比べてみると、顕著に発生する振動周波数には変化が無いが、その加速度が大幅に増加しており、2 次、3 次といった高次振動も大きく観測された。また、図 9 に示すように 88000[rpm]付近で 1/2 次、3/2 次、5/2 次といった分数調波振動が観測された。

次に、図 10 に分解・組み立て後の軸変位の測定結果を示す。正常時の軸変位は、始動時と停止時に約 20[μ m]付近だったのに対し、分解・組み立て後は約 65[μ m]まで増加した。また、運転全体での軸変位の振れ幅が 3 倍以上に増加していることがわかった。

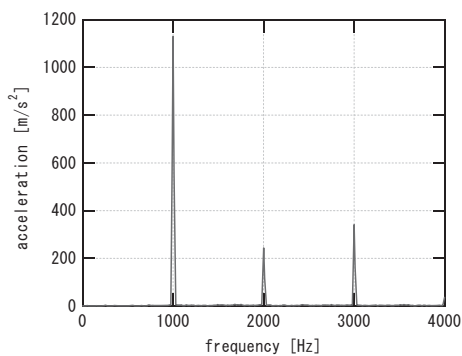


図 8 分解・組み立て後の振動加速度
(60000rpm)

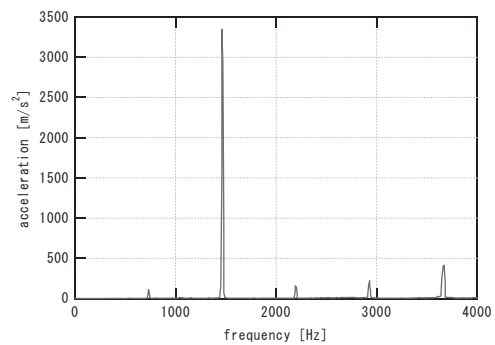


図 9 分解・組み立て後の振動加速度
(88000rpm)

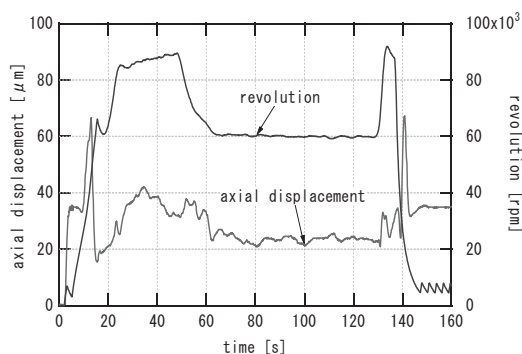


図 10 分解・組み立て後の軸変位
(60000rpm)

5. まとめ

本研究では、小型超音速無人飛行機に搭載するターボジェットエンジンの研究開発の際、性能評価、信頼性の確保等に必要となる小型ターボジェットエンジンの特性評価の一つとして、圧縮機の圧力 - 流量特性の取得、運転中の振動特性の解析を行った。その結果、圧力 - 流量特性の一部を取得することができた。また、基本的な振動特性、エンジン内部の異常時の振動変化を観測することができ、今後のジェットエンジン開発における計測手法および振動解析手法の基盤を構築することができた。

謝辞

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

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 宮地敏雄, ジェットエンジンの軸系の振動問題と対策, 日本航空宇宙学会誌, 33-379, (1985), pp439-447
- [2] 稲垣瑞穂, 高速回転体の非線形振動解析, 豊田中央研究所R&D レビューVol. 30 No. 1, (1995)
- [3] 山本敏男, 石田幸男, 「回転機械の力学」, コロナ社, (2001), pp320-329
- [4] 同上, p10
- [5] 豊田利夫, 「回転機械診断の進め方」, JIPM ソリューション, (1991), pp169-172
- [6] NASA Aerospace Technology Enterprise Web Site, [www. aero-space. nasa. gov.](http://www.aero-space.nasa.gov)
- [7] J.L.ケルブロック著, 梶 昭次郎訳, “ジェットエンジン概論”, 東京大学出版会 (1993), pp. 179-180.

熱分解吸熱反応燃料を用いた再生冷却式燃焼器に関する研究

木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

蛸澤 直人(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

○高橋 将人(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

再使用型宇宙輸送システムへの搭載が見込まれている極超音速空気吸い込み式エンジンの燃料として、現在最も注目されているのは液体水素 (LH_2) 燃料である。極低温燃料である LH_2 は、比推力が大きく、さらに冷媒としての能力が高いという利点を備えている。しかしながらその密度は通常の航空機用炭化水素燃料と比べ著しく小さいため、燃料タンクや機体の大型化が避けられず、高い加速飛行性能を発揮させることが困難となる。

一方、熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel; EF) と呼ばれる炭化水素系のジェット燃料 (JP-4, JP-10 等) は、常温燃料でありながら約 700 K 以上の高温環境下で大きな吸熱反応を示すことが知られている[1]。また、EF は LH_2 の約 10 倍の密度を有し、さらに常温燃料であることから、燃料タンクの小型化・分散化が可能となり、機体の小型化や抗力の低減、機体設計の高自由度化などといった多くの利点をもたらす。このことから、極超音速機用空気吸い込み式エンジンの燃料・冷媒としての EF の利用が提案されているが、未だその実用化には至っていないのが現状である。その主な原因は、熱分解吸熱反応特性、熱分解後の燃料組成、着火・燃焼特性、および熱分解反応に伴う炭素析出特性等、EF の利用に関わる特性の大半が未解決のままであるという点にある。

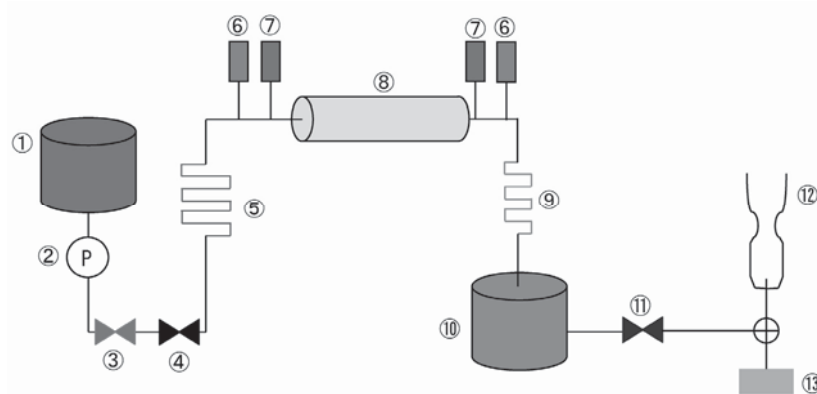
そこで本研究では、EF の熱分解吸熱反応特性、着火・燃焼特性、炭素析出特性等に関する加熱・燃焼試験データを取得し、これらの各種特性を調べる。将来的には再使用型宇宙輸送システムのための極超音速機用空気吸い込み式エンジンの燃料・冷媒として EF の実用化を目指す。

2. 2005 年度研究内容

上述のような EF の各種特性を調べるため、図 1 に示すような燃料の加熱・燃焼試験装置を構想した。また、以下のような実験手順を想定した。

- (1) 高温・高圧の空気と燃料が反応することによって起こる爆発を防ぐため、装置内に窒素を充填させる。
- (2) 実験装置の管内を 50 atm まで加圧する。
- (3) 燃料は⑤の予熱器で 300 °C まで加熱された後、⑧の直管型加熱器 (電熱管もしくは電気炉加熱式) で 700 °C まで加熱される。
- (4) 燃料の圧力と温度は、加熱器の入口と出口に設けられた⑥の圧力センサと⑦の熱電対で計測される。

- (5) 加熱器を出た燃料は、⑨の冷却器により、300℃まで冷却される。
- (6) ⑫の小型ロケット型燃焼器を用いて、加熱後の燃料の燃焼特性を評価する。
- (7) ⑬のガスクロマトグラフを用いて加熱後の燃料の組成を調べる。



- | | | |
|-----------|---------|--------------|
| ① 燃料タンク | ⑥ 圧力センサ | ⑪ コントロールバルブ |
| ② 燃料供給ポンプ | ⑦ 熱電対 | ⑫ 小型ロケット型燃焼器 |
| ③ 安全弁 | ⑧ 加熱器 | ⑬ ガスクロマトグラフ |
| ④ 切換弁 | ⑨ 冷却器 | |
| ⑤ 予熱器 | ⑩ 回収タンク | |

図1 実験装置構想図.

熱分解吸熱反応による冷却特性および炭素析出特性は、加熱器において計測される温度・圧力データ、および炭素析出量データを用いて評価するものと想定した。燃焼特性は、加熱・分解後の燃料を小型ロケット型燃焼器で燃焼させ各種性能を検証することにより評価するものと想定した。また、ガスクロマトグラフを設けることにより加熱・分解後の燃料組成を調べることも想定した。

2005年度は、燃料加熱試験に際し重要となる加熱器の設計予備計算として、燃料を所定の温度まで加熱するために必要な加熱区間長の推算と、高温・高圧条件下において加熱管に作用する応力の推算を行った。

3. 2005年度研究結果

3.1. 加熱器の解析モデル

加熱器はステンレス (SUS304) 製円管 (加熱管) の周囲を銅ブロックで覆った構造を想定した。SUS304に含まれるNiによって、燃料の熱分解反応による炭素析出を抑制する効果が期待できる。また、熱伝導性の良い銅ブロックで円管周囲を覆うことにより、ヒートシンクとしての効果や、円管周りの温度を軸方向に一定に保つといった効果が期待できる。図2に示すように、加熱器の解析モデルとして銅ブロックの外側から加熱するモデルと、ステンレス円管外周の温度を一定 (700℃) としたモデルを想定した。各部材の諸元は表1のように設定した。

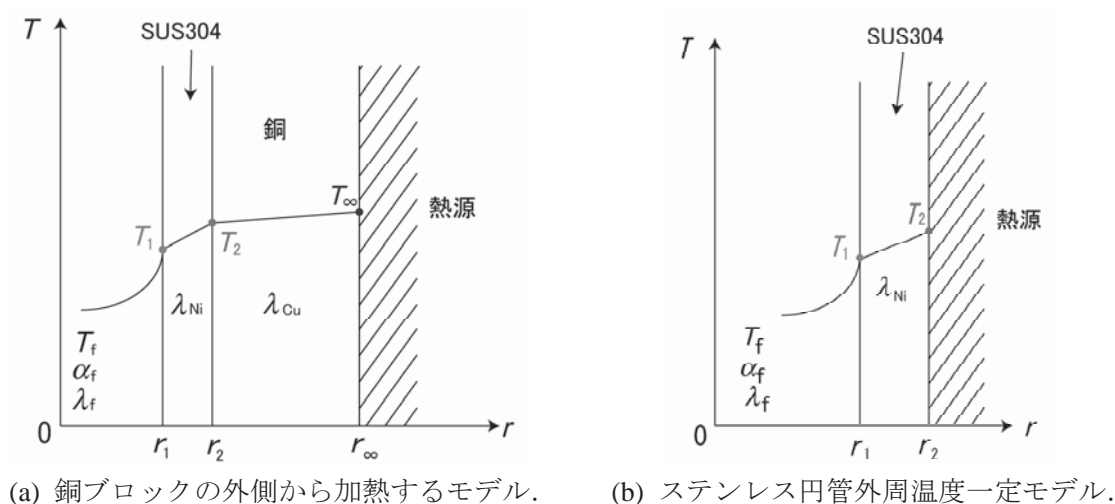


図2 解析モデル.

表1 加熱器諸元

	SUS304 円管	銅ブロック
外径 [mm]	10	100
内径 [mm]	5	10

3.2. 模擬燃料

本研究ではEFを模擬する燃料としてn-パラフィン(直鎖飽和炭化水素, 炭素数9~14)の利用を想定した. 今回は解析対象の燃料としてn-パラフィンの平均の炭素数を持つn-dodecaneを用いた. n-dodecaneの主な物性値を表2に示す.

表2 n-dodecaneの物性値[2]

構造式	分子量	沸点 (1 atm) [K]	臨界温度 [K]	臨界圧力 [MPa]	粘性係数 (25 °C) [$\times 10^{-3}$ Pa.s]
C ₁₂ H ₂₆	170.340	489.5	658.3	1.82	1.37

その他の物性値(定圧比熱, 密度, 熱伝導率, 粘度)の推算には, 様々な圧力, 温度条件下における物性値推算が可能なNIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) version3.1[3]を用いた.

3.3. 解析条件

解析を行なうにあたって, 次のように解析条件を定めた. ただし, 燃料圧力はn-dodecaneの臨界圧力を超える値とした.

• 燃料に負荷する圧力	30 atm, 50 atm
• 質量流量	1.0×10^{-3} kg/s
• 燃料の流入温度	573.15 K (300 °C)
• 熱源温度	973.15 K (700 °C)
• 加熱器材料の安全率	4
• 初期条件	$T_f = 573.15$ K ; $x = 0$

3.4. 解析結果

3.3 節で示した条件下で、加熱器に必要な長さは、燃料の温度が 973.0 K となる長さを必要長さとして定め、加熱管に作用する応力の解析には図 2 (b)のモデルを用いた。その結果を図 3 (a)~(b)および図 4 (a)~(f)に示す。

図 3 は、各圧力条件下、加熱器軸方向に対する燃料の温度分布および加熱器必要長さの計算結果である。図 4 (a)~(b)は、加熱管の断面に作用する内圧による弾性応力を示したもので、加熱管の軸方向に一定の値である。図 4 (c)~(f)は、加熱管に作用する熱応力を示したもので、加熱管の軸方向の断面を見たものである。また、図 4 に示す応力は正値を引張り、負値を圧縮としている。

3.5. 検討と考察

図 3 (a), (b)から、熱源温度を 973.15 K (700 °C) とした場合、加熱器の必要長さは約 3.3 m という結果が得られた。この場合、内圧による弾性応力と熱応力は設定した許容応力 (51.25 MPa) の範囲内に収まるという結果が得られた。しかし、加熱器のみで約 3.3 m の長さが必要であれば実験装置の大型化が避けられない。そのため、熱源温度を 1173.15 K (900 °C) として解析を行った結果、約 0.54 m の加熱器を用いることで、燃料を目標の温度 (973.0 K) まで加熱することが出来るという結果が得られた。しかし、熱源温度を 1173.15 K (900 °C) とした場合、30 atm の圧力条件下で、熱応力が設定した許容応力を超えるという結果も得られた。そのため、同応力を許容応力の範囲内に収めるためには、加熱管の材料として SUS304 よりも更に耐力の大きな材料を用いる必要がある。また、加熱器の長さを短縮する方法としてコイル型の加熱器を採用するという方法もある。

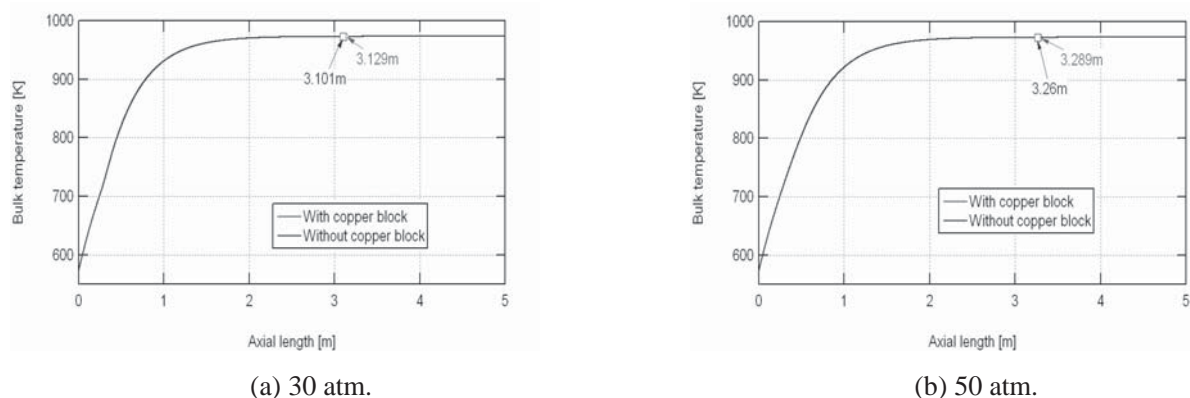


図 3 加熱器軸方向に対する燃料の温度分布と必要長さ。

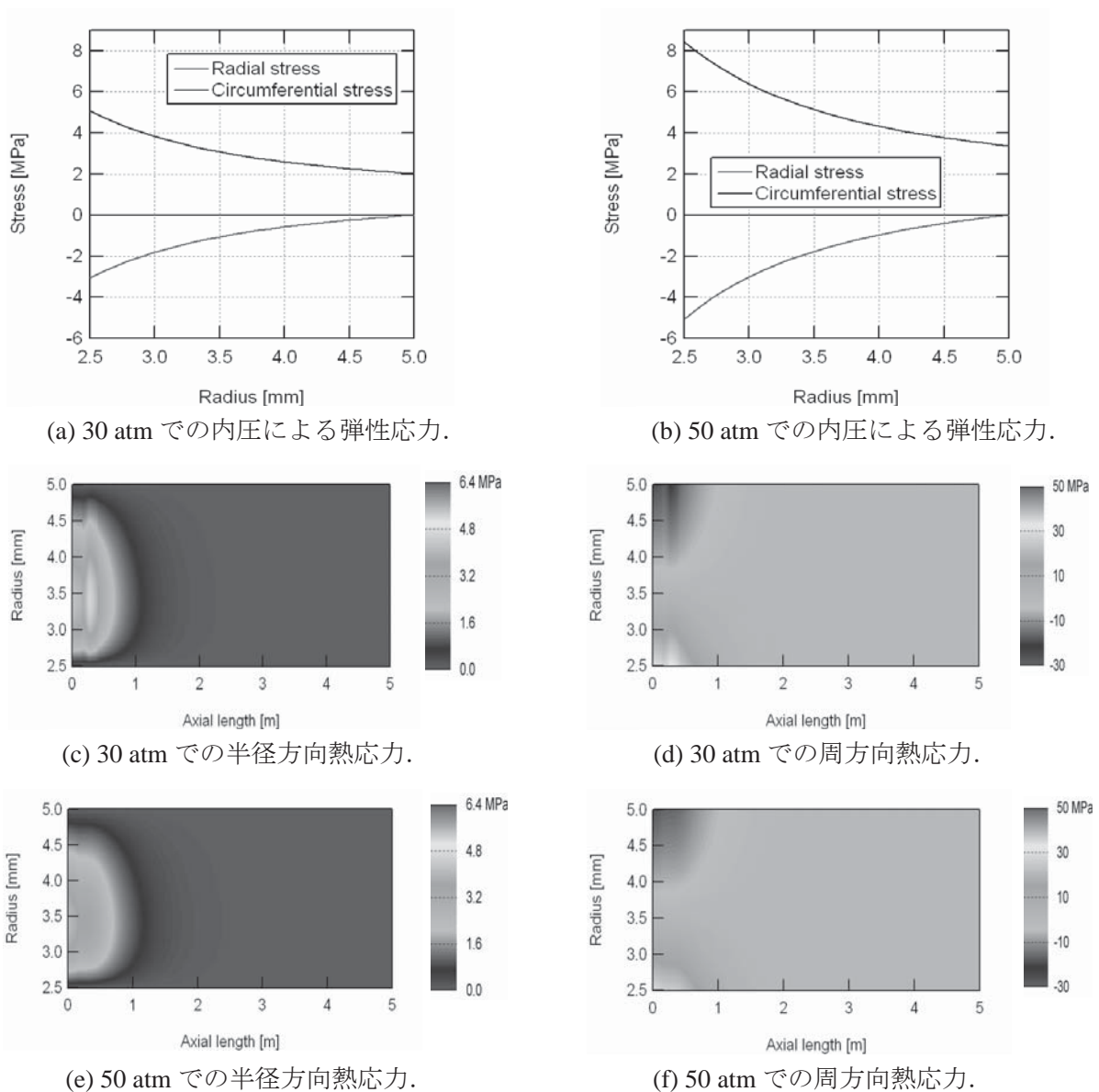


図4 加熱管に作用する内圧による弾性応力と熱応力.

4. まとめ

2005 年度、本研究では、EF の熱分解吸熱反応特性、着火・燃焼特性、炭素析出特性の評価を行なうため、EF を用いた加熱・燃焼実験装置を構想し、そのうち加熱器の設計予備計算として燃料の加熱に必要な加熱区間長と、加熱管に作用する応力の推算を行なった。その結果、熱源の温度を 973.15 K (700 °C) とした場合、加熱器の長さは約 3.3 m 必要であることが示された。また、SUS304 製の加熱管を使用した場合、想定した実験条件の下では、加熱管の破損はないことも示された。

加熱器の長さを短縮するために、熱源の温度を高く設定して解析を行なった結果、熱源が 1173.15 K (900 °C) の場合に、熱応力が設定した許容応力を超えるという結果が得られた。この場合、加熱管の材料として、SUS304 よりも更に耐力の大きい材料を用いる必要があることが示された。

5. 本研究に関する発表論文等

なし

参考文献

- [1] L.S.Ianovski, V.A.Sosounov, Yu.M.ShinkHman, “THE APPLICATION OF ENDOTHERMIC FUEL FOR HIGH SPEED PLOPULSION SYSTEMS”, AIAA paper, ISABE 97-7007, 1997.
- [2] 化学工学会, 改訂第6版 化学工学便覧, 丸善株式会社, p. 42, 1999.
- [3] M.L.Huber, et al., NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version3.1 Users' Guide, 2003.

発表論文等一覧(2005年度, 2005年4月~2006年3月)

- [1] 棚次亘弘, 溝端一秀, 杉山弘, “室蘭工業大学の「航空宇宙機システム研究センター (仮称)」の設立について”, 日本航空宇宙学会第36期年会講演会, 3A2, 東京, 2005年4月.
- [2] 湊亮二郎, 溝端一秀, 木村博幸, 新井隆景, 棚次亘弘, 杉山弘, “大学における小型超音速実験機の開発研究(その1:小型ターボジェットエンジンの概念設計と性能解析)”, 日本航空宇宙学会第36期年会講演会, 3A4, 東京, 2005年4月.
- [3] 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 新井隆景, 棚次亘弘, 杉山弘, “大学における小型超音速実験機の開発研究(その2:機体システムの概念設計と飛行性能解析)”, 日本航空宇宙学会第36期年会講演会, 3A5, 東京, 2005年4月.
- [4] K. Mizobata, R. Minato, H. Kimura, H. Sugiyama, N. Tanatsugu, and T. Arai, “Development Study on a Small-Scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Air-Breathing Propulsion”, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA-2005-3347, Capua, Italy, May 16-20, 2005.
- [5] R. Minato, T. Arai, T. Himeno, H. Kobayashi, K. Mizobata, and N. Tanatsugu, “Off-Design Performance of Turbojet Engine for Sub-Scale Supersonic Unmanned Plane”, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA-2005-3415, Capua, Italy, May 16-20, 2005.
- [6] 棚次亘弘, 溝端一秀, 杉山弘, 田頭孝介, “航空宇宙機システム研究センターについて”, 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, 室蘭・登別, 2005年6月.
- [7] 溝端一秀, 木幡行宏, 棚次亘弘, 杉山弘, “高速軌道走行装置”, 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, 室蘭・登別, 2005年6月.
- [8] 棚次亘弘, “宇宙往還機実現へのアプローチ”, 日本機械宇宙学会年次大会・先端技術フォーラム, 東京, 2005年9月.
- [9] 棚次亘弘, “宇宙往還機実現へのアプローチ -大学, 中小企業の研究開発の活動-”, 日本機械学会北海道支部第44回講演会 特別講演, 室蘭, 2005年10月.
- [10] 木村博幸, 溝端一秀, 棚次亘弘, “小型超音速飛行実験機概念設計と成立性解析”, 日本機械学会北海道支部第44回講演会, 室蘭, 2005年10月.
- [11] 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開発構想”, 第49回宇宙科学技術連合講演会, 3E05, 広島, 2005年11月.
- [12] 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49回宇宙科学技術連合講演会, 3E06, 広島, 2005年11月.
- [13] 谷泰寛, 麻生茂, 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回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 広島, 2005年11月.
- [14] 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回宇宙科学技術連合講演会, 3E08, 広島, 2005年11月.
- [15] 木村博幸, “小型超音速無人機の空力特性に関する研究-JAXA/ISAS 風洞試験設備を利用した空力特性データの取得と解析-”, 日本機械学会北海道支部2005年度第2回流体工学研究会, 札幌, 2006年1月.
- [16] 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 木村博幸, “室蘭工大における小型超音速無人飛行機開発構想”, 日本航空宇宙学会第2回サイレント超音速機研究会, 東京, 2006年2月.
- [17] 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 本郷素行, “可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定”, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備利用成果報告書, 2006年3月.
- [18] 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開発構想”, 第3回HASTIC学術講演会, 札幌, 2006年3月.

- [19] 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.
- [20] 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, および飛行性能解析”, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年報
第 1 号
2006 年 8 月発行

編集：室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター
発行：室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター

〒050-8585 室蘭市水元町 27 番 1 号
TEL/FAX: 0143-46-5316
E-mail: tana@mmm.muroran-it.ac.jp
URL: <http://www.aprec.muroran-it.ac.jp/>