


**Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2006**

年次報告書2006



2007年5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

平成18年3月22日で、航空宇宙機システム研究センターが設置されて丸2年が経過しました。本研究センターでは、「大気を利用して高速・高々度まで飛行するための革新的な基盤技術を研究開発し、地上間輸送および地球軌道への往還輸送システムの革新に資する」ことを主たる研究目標に掲げて着実に研究を進めています。特に、この2年間は、研究を進める上で重要な試験設備の整備を進めてきました。最も大型の試験設備は吸い込み式超音速風洞であり、平成17年度末に基本的な部分を建設し、18年度には気流の質の改善工事と真空タンクの増設による通風時間の延長を図りました。気流の質の改善工事によって、マッハ2, 3, 4のノズルによる気流は極めて良好な結果を得ることができ、飛翔体の空力特性データを取得する試験に供せることになりました。今後、エアバックや真空タンクの増設、力の計測に用いる天秤等を整備することによって国内有数の超音速風洞として運用できることを目指します。17年度には風洞を用いた試験データを補完するために数値流体計算用の並列コンピューターを導入しました。また、小型の模型規模のジェットエンジンを試験するテストセルを設置しました。18年度には、飛行性能や飛行安定を検証するためのフライトシミュレータ装置を導入し、飛行制御システムの研究や言葉で表し難い航空機の飛行メカニズムを学生に体験させる実習授業に用いています。この他の大型試験設備としては、高速走行軌道試験設備と推進エンジン(小型ジェットエンジンおよび小型ロケットエンジン)の燃焼試験設備を計画していますが、これらについても基礎的な試験や調査を行いました。これらの試験設備については、学内の敷地に設置することができないことから、地元や道内の行政機関のご協力を得ながら進めています。

研究開発では、機体の空力特性や構造解析に関する研究が進んでおり、これらの結果に基づいて、研究センターが目指す機体長3m程度の飛翔型機体を製作できる段階まできました。推進エンジンについては、反転軸流ファンの流体解析を終え、第1段ファンの試作を終えました。

以上の設備の整備や研究の進捗の概要を本年次報告書にまとめました。更に、詳細な研究内容については、学会等で発表しました論文を参照いただきたい。

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

目 次

巻頭言 — 試験インフラの整備進捗

センター長 棚次 亘弘

研究紹介

[機体関連]

小型無人超音速機の空力特性に関する研究 — 研究成果報告 1

機械システム工学専攻 工藤 摩耶

小型無人超音速飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作 — 製作報告 10

機械システム工学科 笹山 容資

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 13

機械システム工学科 笹山 容資

小型超音速無人機の機体構造に関する研究 — 研究結果報告 22

機械システム工学科 今井 駿

[飛行技術関連]

パラfoil飛行技術と航法アビオニクス系の研究 — 研究結果報告 28

機械システム工学科 助教授 溝端 一秀

[エンジン関連]

反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 — 研究結果報告 31

機械システム工学科 助手 湊 亮二郎

小型ターボジェットエンジンの振動特性の研究 — 研究結果報告 34

機械システム工学専攻 四宮 徹

熱分解吸熱反応燃料の再生冷却特性に関する研究 43

生産情報システム工学専攻 木村 博幸

熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究 — 研究結果報告 47

機械システム工学科 助手 湊 亮二郎

[試験設備関連]

試験装置整備報告 — 中型超音速風洞の整備と特性改善 50

センター長 棚次 亘弘

試験装置整備報告 — フライトシミュレータ装置の設置	55
	機械システム工学科 助教授 溝端 一秀
試験装置整備報告 — 高速走行軌道装置設置のための騒音計測	56
	センター長 棚次 亘弘
試験装置整備報告 — 高速走行軌道試験装置の予備検討(水制動装置の特性調査)	57
	センター長 棚次 亘弘
[共同研究報告]	
共同研究報告(JAXA 宇宙科学研究本部) — 模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定.....	60
	センター長 棚次 亘弘
共同研究報告(株式会社馬場機械製作所) — 航空宇宙機用薄肉部材の試作と曲面形状評価方法の研究	61
	機械システム工学科 助教授 溝端 一秀
共同研究報告(株式会社 ASI 総研) — 反転軸流ファンターボジェットの研究開発.....	65
	機械システム工学科 助手 湊 亮二郎
発表論文	68
航空宇宙機システム研究センターの支援により実施した講演会およびセミナー	70

小型無人超音速機の空力特性に関する研究 - 研究成果報告

- 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 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 笹山 容資 (機械システム工学科 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 研究概要・目的

現在、次世代型超音速旅客機や次世代型宇宙輸送システムの研究開発が先進諸国で進められている。これらの研究開発には、亜音速から極超音速域における推進系、機体系、制御系等の基盤技術に革新をもたらすことが必要であり、そのためには実飛行条件下での実証が重要である。そこで、室蘭工業大学を含む国内4大学とJAXAの連携により、研究開発した基盤技術の飛行実証プロジェクトが進められている。マッハ2以上の極超音速域における飛行実証はJAXAが担当しており、気球利用型実験機による飛行実証などが計画されている。一方、亜音速から超音速域の飛行実証は大学が担当しており、大学の規模に見合った小型無人超音速機による飛行実証を計画している[1]。同超音速機は全長3m程度とされ、亜音速離着陸から超音速巡航(目標マッハ数1.4~2.0)の全飛行プロファイル(図1)を達成することが求められている。

本研究の目的は、革新的な基盤技術を飛行実証するためのフライングテストベッドである、小型無人超音速機の適切な機体形状を見出すことである。2005年度までに設計した機体形状案は、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翼式機体形状(K2005機体)と、超音速実飛行データを取得するための加速飛行性能を重視した固定翼式機体形状(M2005機体)の2つである。これらの機体形状について風洞試験を行い、加速性能や飛行性能を評価した結果、K2005機体およびM2005機体は超音速への加速飛行が不可能であることがわかった。

以上より、2006年度はこれら2つの機体形状について改良を進めた第二次機体設計案(K2006機体, M2006機体)と、Closed Coupled CanardやArea Ruleなどの要素研究を目的とした機体設計案(O2006機体)の合計3体の機体形状を設計した。そしてこれらの機体形状について風洞試験を行うことによって、亜音速・遷音速・超音速域の空力特性データを取得した。

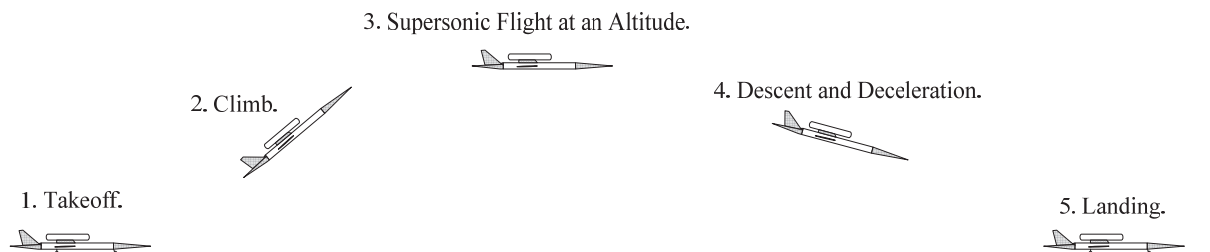


図1 小型無人超音速機を用いた飛行実験の構想図。

2 小型無人超音速機の空力設計

小型無人超音速機の第2次機体設計案として、以下の3つの機体形状を設計した。これらの機体形状の空力設計においては、空力推算ツールの DATCOM[2],[3]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（可変後退翼式）

九州大学と室蘭工業大学の共同により、K型機体形状の第1次形状（K2005機体）[4]のコンフィグレーションを変更し、第2次形状（K2006機体）を設計した。K2006機体の概観図を図2に、その主な諸元を表1に示す。このK2006機体形状には、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、可変後退翼を搭載する。亜音速飛行時にはその主翼前縁後退角を30deg.とし、超音速飛行時には同後退角を56deg.とする。以下、前者の形態をKL形態（低速形態）、後者の形態をKH形態（高速形態）と称す。表2にK2005機体からK2006機体への主な変更点を示す。

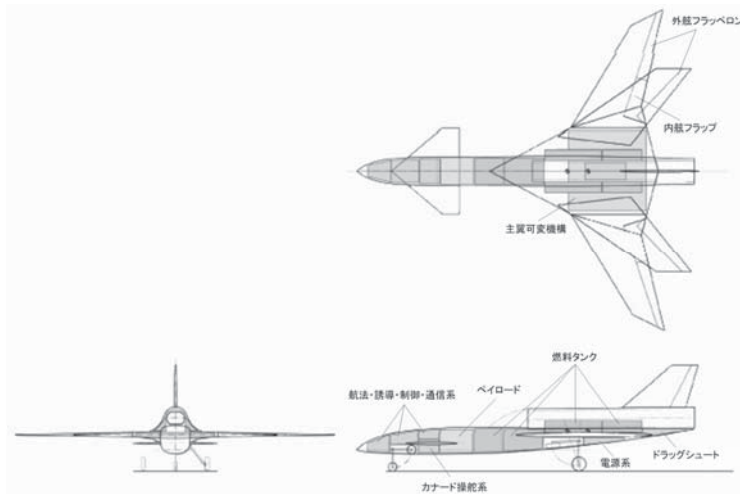


図2 K型機体形状（K2006機体）の概観図（KL形態、後退角30deg. / KH形態、後退角56deg.）。

表1 小型無人超音速機の主な諸元。

機体の諸元	K型機体（K2006）		M型機体（M2006）	O型機体（O2006）
	KL（低速形態）	KH（高速形態）		
全長 [m]	3.28 (0.350)	3.28 (0.350)	3.12 (0.545)	3.22 (0.443)
翼幅 [m]	2.80 (0.284)	1.90 (0.219)	1.61 (0.282)	2.20 (0.303)
高さ(離着陸装置を除く) [m]	0.83 (0.104)	0.83 (0.104)	0.52 (0.080)	0.66 (0.091)
空力平均翼弦 [m]	0.65 (0.065)	0.73 (0.071)	0.79 (0.139)	0.98 (0.135)
翼面積 [m ²]	1.55 (0.014)	1.26 (0.013)	0.96 (0.029)	1.64 (0.031)
主翼前縁後退角 [deg.]	30	56	66, 61	53.1
主翼アスペクト比	5.06	2.87	2.71	2.95

()内は風洞模型の諸元。

表 2 K 型機体の変更点 .

変更項目	変更内容	効果
胴体	・全体の細胴化	・抗力の低減
胴体後部	・翼胴接合部やナセル周辺を滑らかな曲面とする	・翼胴干渉やナセル抗力の低減
主翼（低後退角翼）	・翼面積を約 10%増加	・揚力の増加
主翼（高後退角翼）	・翼面積を約 5%減少 ・後退角の増加	・抗力の低減
主翼可変形式	・引き込み式の採用	・トリム抗力低減 ・重心移動幅の減少
カナード翼	・容積の増大	・トリム能力の向上

(2) 機体設計案 2 : M 型機体形状（固定翼式）

室蘭工業大学の設計による M 型機体形状の第 2 次形状の概観図を図 3 に、その主な諸元を表 1 に示す[5]。M2005 機体の解析結果から、超音速飛行の実現が困難ということが判明したため、M2006 機体は超音速飛行性能を重視し、M2005 機体のデータを踏まえ、機体設計を行った。表 3 に M2005 機体から M2006 機体への主な変更点を示す。

表 3 M 型機体の変更点 .

変更項目	コンフィギュレーション	効果
エンジンの搭載数	2 基	・推力の増強
エンジンの搭載位置	胴体両脇	・燃料の搭載スペースの増加 ・偏揺れの不安定性を軽減
胴体形状	楕円形状	・胴体の断面積を極力小さくし、抗力の低減をねらう
翼平面形	アロー翼	・揚抗比の改善 ・アスペクト比を小さくし、抗力を低減 ・後退角を大きくし、抗力を低減及び抗力発散マッハ数を高める ・剛性の確保
翼型	ダイヤモンド翼型	・遷音速領域の速やかな通過 ・造波抗力の低減
翼の取り付け位置	高翼式	・横揺れ安定性の確保

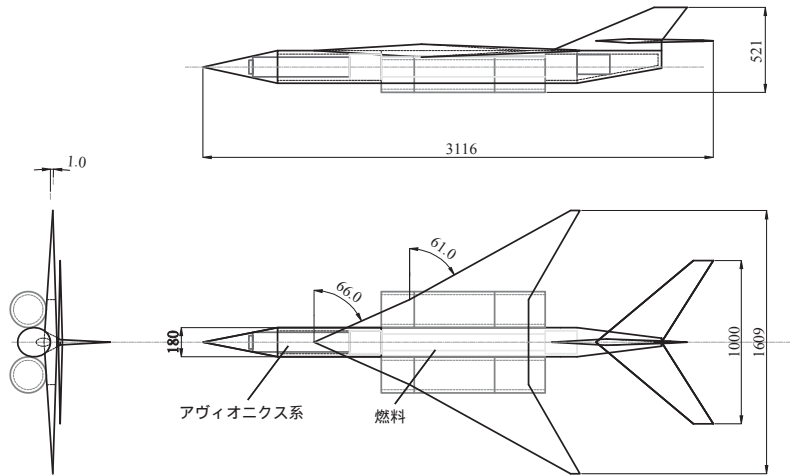


図3 M型機体形状 (M2006 機体) の概観図 .

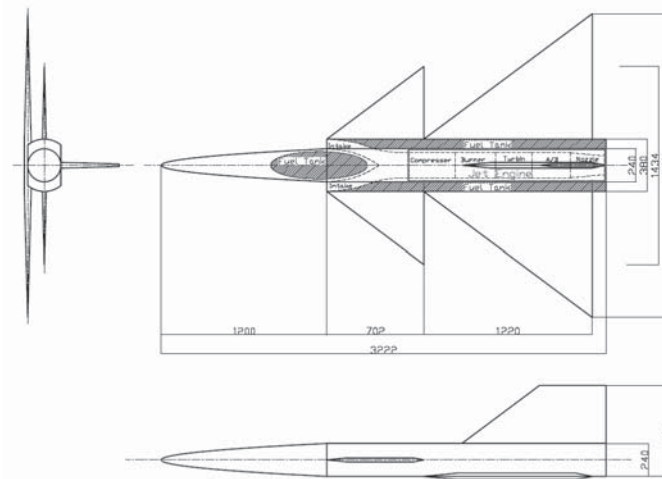


図4 O型機体形状 (O2006 機体) の概観図 .

(3) 機体設計案3：O型機体形状（固定翼式）

大阪府立大学の設計によるO型機体形状の概観図を図4に、その主な諸元を表1に示す[6]。O2006機体のコンセプトはClose Coupled CanardとArea Ruleによる亜音速飛行性能と超音速飛行性能の両立である。Close Coupled Canardは低速飛行時（特に高迎角時）に高い揚力を発生させる効果があるが、超音速飛行を行う際の遷音速域における抗力の急激な増加が問題となる。そこで、胴体にArea Ruleを適用し、遷音速域における造波抗力を削減させ、音速突破および超音速飛行の実現を目指す。また、エンジンは機体中心に配置し、サイドインテークを採用する。

3 風洞試験

本試験では、JAXA宇宙科学研究本部の遷音速風洞（Mach 0.3～1.3）と超音速風洞（Mach 1.5～4.0）を利用して、上述の3つの機体形状の基礎空力特性データを取得する。詳しくは本書の「小型無人超音速飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作」と「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」を参照されたい。

4 研究結果

4.1. 機体の基礎空力特性

風洞試験で得られた各種空力特性データとその解析結果を以下にまとめる．K2006 機体の空力特性を図 5 に，M2006 機体の空力特性を図 6 に，O2006 機体の空力特性を図 7 に示す．本試験における気流のレイノルズ数（主翼 MAC 基準）は，K 型機体模型に関しては $7.5 \times 10^5 \sim 2.15 \times 10^6$ 程度，M 型機体模型に関しては $1.3 \times 10^6 \sim 4.2 \times 10^6$ 程度，O 型機体模型に関しては $1.2 \times 10^6 \sim 4.0 \times 10^6$ であった．

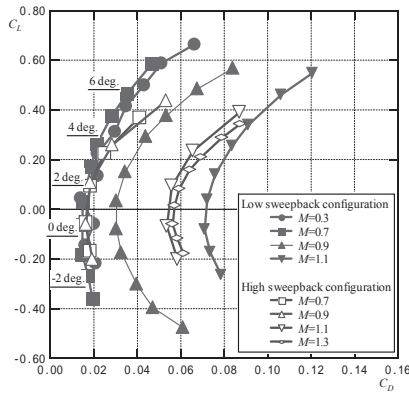
(1) K2006 機体の空力特性

KL 形態と KH 形態の基礎空力特性を図 5 に示す．両図(a)より， $M=0.7$ 以下のマッハ数では両形態の C_D 値に大きな差異は見られない．しかし，低速形態では $M=0.9$ 以上で C_D 値が増加傾向を示し， $M=1.1$ では C_D 値が急増することがわかる．一方，高速形態では $M=1.1, 1.3$ において C_D 値が急増するが低速形態より低い値であることがわかる．更に，マッハ数遷移試験の結果（図 5(b)）より，KL 形態と KH 形態の抗力係数のピークはそれぞれ Mach 1.04, 1.14 付近で生じ，そのピーク値はそれぞれ 0.076, 0.060 であった．以上より，後退角の増大，および翼面積の減少によって抗力が低減されていることがわかる．また， C_D 値の変動傾向から $M=0.7$ 程度で低速形態から高速形態に変更させると効果的であると考えられる．

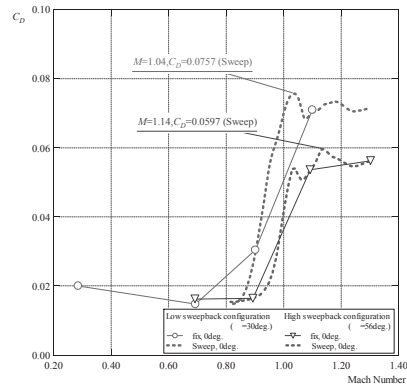
図 5(c)に，Mach 1.1 におけるシュリーレン可視化結果を示す．主流方向は左から右である．同図より，主翼後退角を拡大することによって，主翼前縁で発生する衝撃波が抑制されていることがわかる．（両図には，シュリーレン可視化結果の衝撃波の発生位置と模型の各コンポーネントとの関係を明確にするために，機体模型の写真を重ねている．）

図 5(d)に K2006 機体の揚力特性を示す．同図より，KH 形態よりも KL 形態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ことが確認できる．また，遷音速域から超音速域にかけては，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．

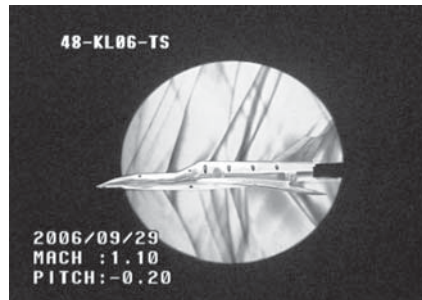
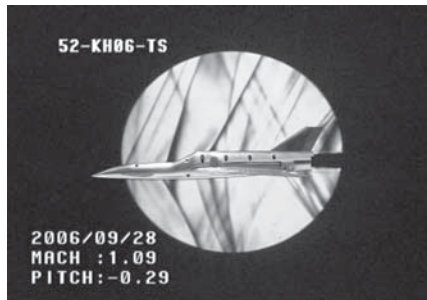
図 5(e)に重心周りのピッチングモーメント特性を，図 5(f)にカナードの操舵特性を示す．なお，頭上げ方向のモーメントを正とする．(e)より，KL 形態での $M=1.1$ 以外の全ての測定マッハ数において，迎角の増加に伴い， C_M が増加しており，両形態とも縦の静安定が得られていない．これはカナード容積の設定不良が原因であると考えられる．(f)より，カナードの舵角を 0deg. から 5deg. へ変化させることにより C_M 値は上昇するが，主翼後退角やマッハ数の変化によるカナードの効果の変動はほとんど見られない．



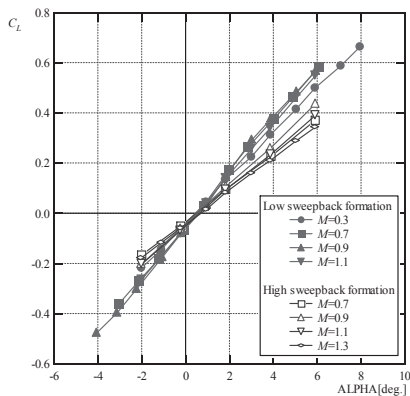
(a) 極曲線 .



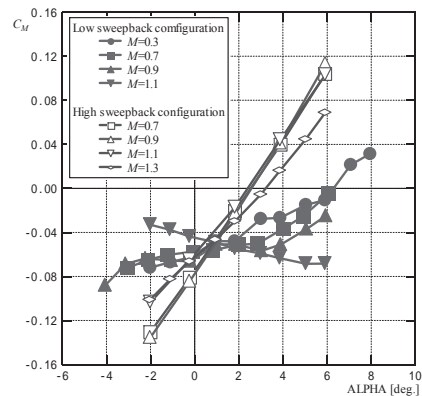
(b) 抗力係数のマッハ数依存性 .



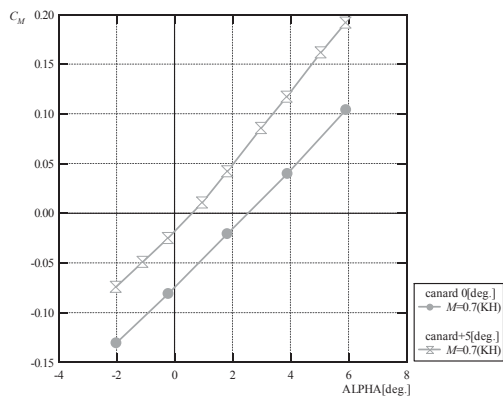
(c) シュリーレン映像 (Mach 1.1, 迎角 0 deg.) (左 : KH 形態, 右 : KL 形態) .



(d) 揚力曲線 .



(e) ピッチングモーメント曲線 .



(f) カナード操舵特性 (Mach 0.7) (左 : KH 形態, 右 : KL 形態) .

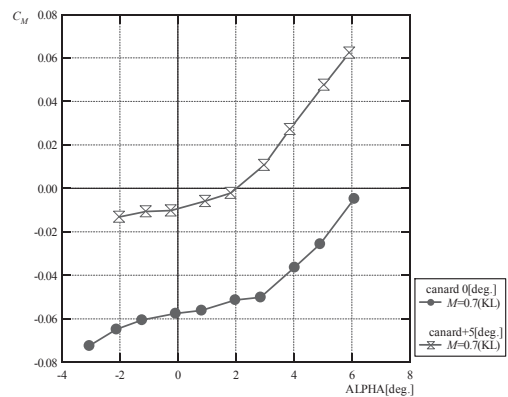


図 4 風洞試験結果 1 : K 型機体の基礎空力特性とシュリーレン可視化結果 (気流のレイノルズ数 : $7.5 \times 10^5 \sim 2.15 \times 10^6$, 主翼 MAC 基準) .

(2) M2006 機体の空力特性

M2006 機体の極曲線を図 6(a)に、マッハ数遷移試験の抗力係数を図 6(b)に示す。両図より、その抗力係数は Mach 1.1 から増加傾向を示し、Mach 1.13 でピーク値 0.081 を示した。抗力係数の値が最大値をとった後は、約 $M=1.7$ まで抗力係数は減り続け、その後一様流マッハ数が増加しても、抗力係数に大きな変動は見られない。

図 6(c)に M2006 機体の揚力特性を示す。同図より、亜音速域における揚力係数よりも、超音速域における揚力係数のほうが高いことが分かる。その揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ は遷音速域に近づくにつれて大きくなり、 $M=1.1$ でピークを向かえる。そして遷音速から超音速域に入ると、揚力傾斜が小さくなっていくことが分る。しかし、図 6(d)に示すように揚抗比で見ると、抗力が大きいため、亜音速域より超音速域の揚抗比の方が小さくなることわかる。

図 6(e)および(f)に M2006 機体の空力中心周りのピッチングモーメント特性を示す。ただし、空力中心の位置は空力平均翼弦の 50%位置 (同図(e))、60%位置 (同図(f)) である。(e)より、この機体のピッチングモーメント曲線は亜音速域ではほぼ一定値を取っているが、超音速域では右下がりの傾向が見られる。また、(f)より、超音速域の C_M はほぼ一定の値を示し、亜音速域の C_M は右上がりの様子を示す。以上より、M2006 機体の風圧中心位置は亜音速域ではおよそ MAC50%位置、超音速域ではおよそ MAC60%位置にあるといえる。

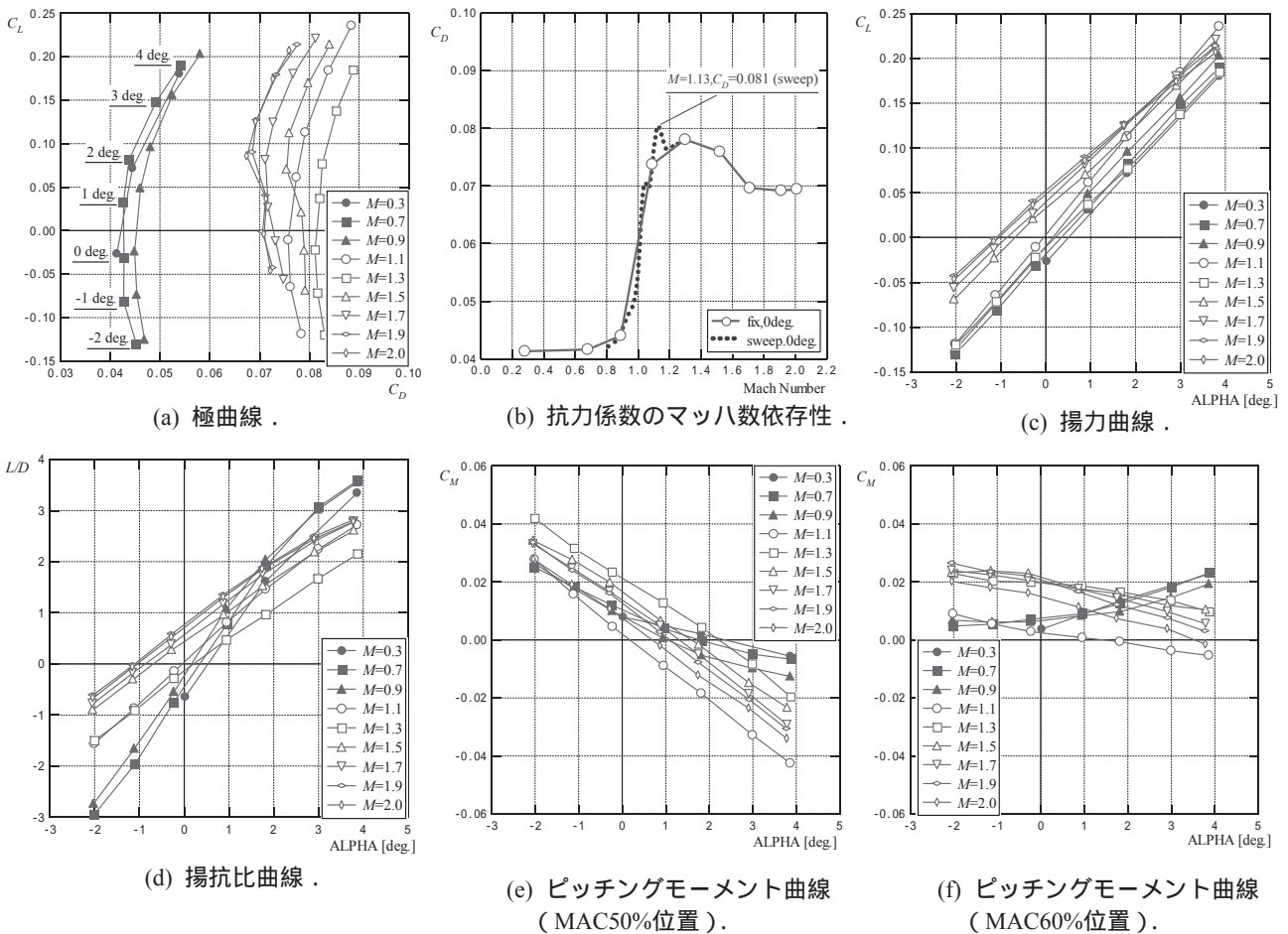


図 6 風洞試験結果 3 : M2006 機体の基礎空力特性 (気流のレイノルズ数 : $1.3 \times 10^6 \sim 4.2 \times 10^6$, 主翼 MAC 基準) .

(3) O2006 機体の空力特性

図7に迎角0°のマッハ数に対する抗力係数の変化を示す。図より、Area Ruleを適用した形状の方が大きい抗力を示していることが分かる。これは、投影面積を考慮せずに断面積分布を平滑化し、前面投影面積が25%増加したことによる。抗力は前面投影面積に比例して増加するが、その増加（ C_D ）は、10%程度である。したがって、前面投影面積が増加しないようにArea Ruleを適用すれば遷音速域において10~25%程度の抗力削減が見込まれる。

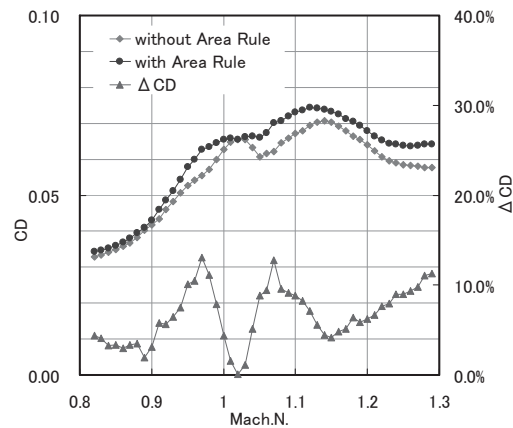


図7 風洞試験結果3：O2006 機体の抗力係数のマッハ数依存性
(気流のレイノルズ数： $1.2 \times 10^6 \sim 4.0 \times 10^6$ ，主翼MAC基準)。

4.2. 飛行実験の実現可能性の検討

風洞試験で得られた基礎空力特性データと、同機に搭載される予定の小型ターボジェットエンジンの性能推算値[7]（地上静止状態の推力：141 [kgf]）に基づいて、K2006 機体、M2006 機体およびO2006 機体の3つの機体の推力余裕を検討し、到達可能飛行マッハ数を予測した。その結果、各機体の到達可能飛行マッハ数は表4のように推測された。

表4 各機体の到達可能飛行マッハ数。

		到達可能飛行マッハ数
K2006 機体	KL 形態	0.94
	KH 形態	1.04
M2006 機体		1.58 以上
O2006 機体		0.85

5 まとめ

本研究では、小型超音速無人機の第2次機体設計案として、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翼式のK2006 機体形状と、超音速飛行データの取得を最優先項目として加速飛行性能を重視したM2006 機体形状、Closed Coupled CanardやArea Ruleなどの要素研究を目的としたO2006 機体形状の3つを提案した。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て風洞試験を行うことによって、それらの機体の基礎空力特性データを取得

した。その結果、K2006 機体については、機体コンフィグレーションの変更によって、遷音速域から超音速域にかけて大きな抗力低減効果が得られることが確認できたが、縦の静安定が得られていないことがわかった。M2006 機体の揚力係数は亜音速域よりも超音速域のほうが高いが、揚抗比で見ると抗力が大きいので、亜音速域より超音速域の方が揚抗比は低くなることがわかった。また、O2006 機体については、Area Rule を適用した形状の方が、抗力係数が大きくなっており、前面投影面積が増加しないように Area Rule を適用する必要があることがわかった。更に、風洞試験で取得した空力特性データに基づいて、K2006 機体、M2006 機体、O2006 機体を用いた飛行実験の成立性を検討した。その結果、K2006 機体および O2006 機体については、到達可能飛行マッハ数は 0.85 ~ 1.04 程度にとどまることが推測された。M2006 機体については、到達可能飛行マッハ数は 1.58 以上となり、当飛行実験において超音速飛行を達成することが可能であると推測された。

謝辞

この度、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風洞試験を実施するにあたり、同宇宙科学研究本部の入門朋子様より、多大なるご協力とご助言を賜りました。

また、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。

この場をお借りして深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 溝端一秀，湊亮二郎，棚次巨弘，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] Digital DATCOM, Public Domain Aeronautical Software (PDAS) CD-ROM, www.pdas.com.
- [3] USAF Stability and Control DATCOM, McDonnell Douglas Corporation and Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [4] 谷泰寛，麻生茂，溝端一秀，湊亮二郎，棚次巨弘，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。
- [5] 羽田尚太，棚次巨弘，溝端一秀，湊亮二郎，木村博幸，工藤摩耶，麻生茂，谷泰寛，新井隆景，「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」，平成18年度宇宙輸送シンポジウム，相模原，2007年1月。
- [6] 新井隆景，坂上昇史，岩崎裕之，楠亀拓也，溝端一秀，棚次巨弘，湊亮二郎，「小型超音速飛行実験のための低速域空力性能改善手法の提案」，平成18年度宇宙輸送シンポジウム，相模原，2007年1月。
- [7] 湊亮二郎，戸倉郁夫，棚次巨弘，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。

小型無人超音速飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作 - 製作報告

	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	(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
○	笹山 容資	(機械システム工学科 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

2006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3つの機体(K型機体形状,M型機体形状,O型機体形状)の風洞試験用機体模型を製作した.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型機体形状の風洞試験用機体模型の概観を図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56 deg.となる超音速飛行形態(KH形態)の写真である.この機体模型のスケールは1/8である(その諸元については表1を参照).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(30,56 deg.),カナードの舵角(0,5 deg.)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をとった.また,エンジン部は加工上,流路を開口することができなかつたため,閉塞状態とし,胴体と一体化させた.主翼およびカナード翼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56 deg.)

図1 K型機体(可変後退角翼式機体)の機体模型(スケール1/8).

表 1 風洞試験用機体模型の仕様等一覧。

	K 型機体形状		M 型機体形状	O 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)			
模型のスケール	1/8		1/5.7	1/7.27
全長, m	0.410 (3.28)	0.410 (3.28)	0.547 (3.116)	0.443 (3.22)
胴体径, m	0.0325 (0.26)	0.0325 (0.26)	0.035 (長径:0.2, 短径:0.18)	長径:0.05(0.38) 短径:0.03(0.24)
翼幅, m	0.35 (2.84)	0.2375 (1.9)	0.282 (1.609)	0.303(2.2)
高さ(離着陸装置を除く), m	0.104 (0.832)	0.104 (0.832)	0.091 (0.521)	0.091(0.66)
空力平均翼弦 (MAC), m	0.065 (0.654)	0.071 (0.733)	0.140 (0.796)	0.135(0.98)
翼面積, m ²	0.016 (1.55)	0.013 (1.26)	0.029 (0.955)	0.031(1.64)
主翼前縁後退角, deg.	30	56	66, 61	53.1
主翼アスペクト比	4.28	2.59	2.02	2.95
模擬エンジンの有無	なし		あり	なし
可変パラメータ	・主翼前縁後退角 (30, 56 deg.) ・カナード舵角 (0, 5 deg.)		なし	なし
使用材料	・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		・胴体前部: アルミニウム材料 ・胴体中部: ステンレス材料 ・胴体後部, 真鍮材料 ・翼, エンジン: 真鍮材料	・アルミニウム材料
設計者	九州大学, 室蘭工業大学		室蘭工業大学	大阪府立大学
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	大阪府立大学

※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 型機体形状の風洞試験用機体模型の概観を図 2 に示す。この機体模型のスケールは 1/5.7 である (その諸元については表 1 を参照)。この機体模型では、空力試験だけでなく、模擬エンジンにかかる抗力の測定を行った。そのため、模擬エンジンはエンジン内の抗力を測定するためのピトー管を設置した抗力試験用と、ピトー管を設置していない空力試験用を製作した。

機体模型の製作に関しては、胴体の製作を容易にするために、胴体形状を楕円形状から長径を直径とした円形状とした。また、水平尾翼は垂直尾翼に取り付けた際、水平尾翼と垂直尾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。この機体模型の材料は、胴体前部をアルミニウム材料、胴体中部をステンレス材料、胴体後部、翼、模擬エンジンは真鍮材料を採用した。



図 2 M 型機体 (固定後退角翼式機体) の機体模型 (スケール 1/5.7)。

1.3. O型機体模型（固定後退角翼式）

大阪府立大学の設計によるO型機体形状の風洞試験用機体模型の概観を図3に示す。この機体模型のスケールは1/7.27である（その諸元については表1を参照）。この機体模型は、空力試験によりClose Coupled CanardとArea Ruleの効果の測定を行っている。そのため、胴体はArea Ruleを適用した場合としていない場合について製作した。

機体模型の製作に関しては、エンジン部の流路を開口できなかつたため、流路は閉塞状態とし、胴体と一体化している。この機体模型の材料は、全てアルミニウム材料を採用している。



図3 O型機体(固定後退角翼式機体)の機体模型（スケール1/7.27）。

2 機体模型の設計・製作に関する反省・改善項目

- ・ M型機体模型について、納入後の機体形状、寸法が設計図面と異なっていた。
模型の加工方法、加工精度について再検討する必要がある。
模型の加工プログラムに問題がないか検討する。

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。

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

	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	(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
○	笹山 容資	(機械システム工学科 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

「模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定」

1.2. 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では, 国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携の下, 小型無人超音速飛行機の研究開発プロジェクトを進めている[1]. 昨年度より同プロジェクトでは, その機体形状案として, 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, 昨年度の機体形状を改良した 2 つのタイプの機体形状 (K 型機体, M 型機体) と, Close Coupled Canard と Area Rule の効果を測定するために新たに設計された機体形状 (O 型機体) 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 18 年 9 月 19 日 (火) ~ 9 月 22 日 (金),
平成 18 年 9 月 25 日 (月) ~ 9 月 29 日 (金) (述べ 9 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	
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		9 月 21 日~9 月 22 日
溝端 一秀	室蘭工業大学 機械システム工学科	助教授		9 月 21 日~9 月 22 日
谷 泰寛	九州大学 大学院工学研究院 航空宇宙工部門	講師		
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	9 月 19 日~9 月 29 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 2 年		9 月 19 日~9 月 29 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 2 年		9 月 19 日~9 月 22 日
工藤 摩耶	室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻	修士課程 1 年		9 月 19 日~9 月 29 日
楠亀 卓哉	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	修士課程 1 年		9 月 19 日~9 月 22 日
笹山 容資	室蘭工業大学 工学部 機械システム工学科	工学部 4 年		9 月 19 日~9 月 29 日
久保 良介	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	工学部 4 年		9 月 19 日~9 月 22 日
古賀 直人	九州大学工学部機械航空工学科航空宇宙工学専攻	工学部 4 年		9 月 26 日~9 月 29 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
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

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600mm×600mm（矩形）である．

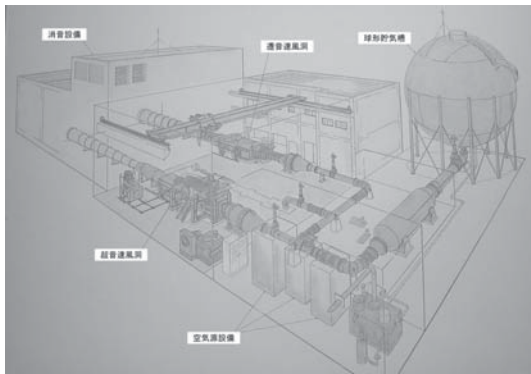
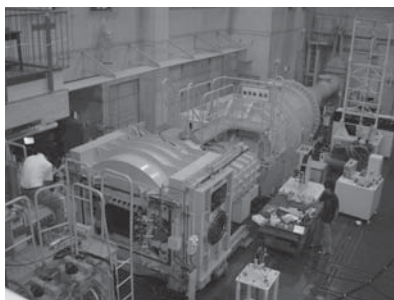


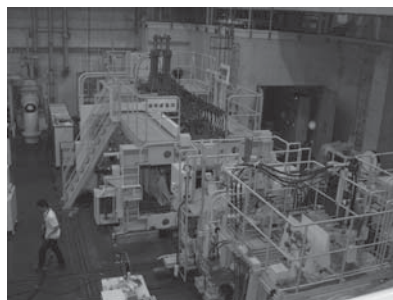
図1 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の全体図．

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	<ul style="list-style-type: none"> ・空気圧縮機出口圧力: 11 kg/cm²G ・貯気槽圧力: 9.5 kg/cm²G ・貯気槽容積: 1.767m³ 	
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	<ol style="list-style-type: none"> 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. 風洞試験用機体模型

本風洞試験の実施にあたり，上述の3つの機体の風洞試験用機体模型を製作した．対象とする

小型無人超音速飛行機の機体形状，および設計コンセプトについては，本書「小型無人超音速機の空力特性に関する研究」，「小型無人超音速飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作」を参照されたい．

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，M 型機体模型，O 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 25 mm の 6 分力内装天秤（図 3）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 4 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（図 5）の圧力（4 点）を設けた（表 4）．

本風洞試験における通風条件を表 5～表 8 に示す．表 5 と表 6 は K 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 7 は M 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 8 は O 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 は遷音速風洞では 1.5 atm，超音速風洞では 2.0 atm（一部 2.2 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 0.3～1.1，超音速飛行形態で 0.7～1.3 とし，M 型機体模型については 0.3～2.0，O 型機体模型については 0.3～1.5 とした．全機体模型に関して，亜音速域の通風試験における迎角範囲は -2～14 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 -2～2 deg. とした．また，全試験を通してシュリーレン映像を撮影した．

K 型機体模型に関しては，カナードの舵角の効果を調べるための通風試験を，M 型機体模型に関してはエンジン内の抗力を測定するための通風試験を実施した（表 5，表 6，表 7，表 8 を参照）．

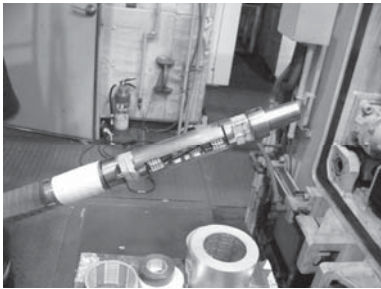
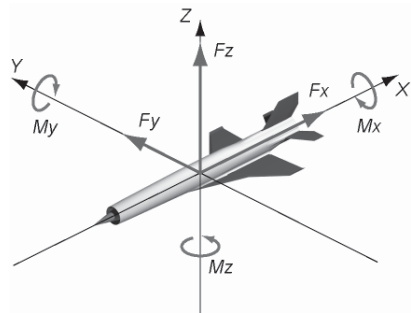


図3 6分力内装天秤；機体模型の内部に固定。



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

図4 機体模型に作用する6分力（内装天秤に作用する軸力）。

表4 風洞試験における測定項目。

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

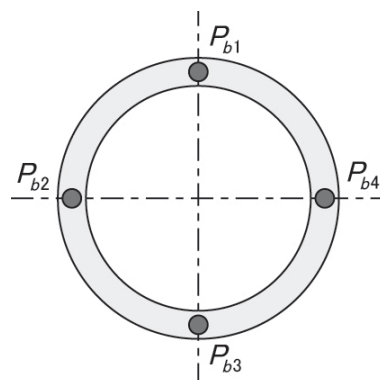
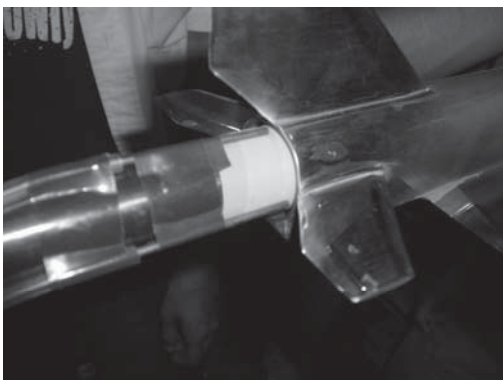


図5 機体模型のベース圧力測定位置（後方視点）。

表5 風洞試験における通風条件一覧1 (K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL形態))

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	マッハ数遷移試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~8	-	0.5	-	○	1.5	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-3~6	-	0.5	-	○	1.5	遷音速風洞
0.8	-	-	0	-	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-4~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-	-	0	○	○	1.5	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
2.0	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

表6 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))

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	マッハ数遷移試験	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	-2~6	-	0.5	-	○	1.5	遷音速風洞
0.8	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-2~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-2~6	-	0.5	○	○	1.5	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
2.0	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

表7 風洞試験における通風条件一覧3 (M型機体模型)

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	エンジン抗力試験	マッハ数遷移試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~4	0	-	-	○	1.5	遷音速風洞
0.5	-2~4	0	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~4	0	-	-	○	1.5	遷音速風洞
0.8	-2~4	0	-	○	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-2~4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-2~4	0	-	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2~4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-2~4	0	-	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-2~4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.5	-2~4	-2~2	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~4	-2~2	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~4	-2~2	-	-	○	2.0	超音速風洞
2.0	-2~4	-2~2	-	-	○	2.2	超音速風洞

表 8 風洞試験における通風条件一覧3 (O型機体模型)

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	Area rule	マッハ数遷移試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~14	0	○	-	○	1.5	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	1.5	遷音速風洞
0.7	-	-	-	-	-	1.5	遷音速風洞
0.8	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.5	-2~4	-2~2	○	-	○	2.0	超音速風洞
1.7	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.9	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
2.0	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

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 通風試験の回数と作業記録。

試験日	通風回数			主な作業	備考
	テスト 通風	空力測 定試験	計		
9/19	0	0	0	・ミーティング。 ・シュリーレン光学系の設定・調整。 ・圧力計測系の設定。 ・天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。	
9/20	1	7	8	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。	
9/21	0	0	0	・シュリーレン光学系の設定・調整。 ・圧力計測系の設定。 ・天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。	・遷音速風洞故障。 →超音速風洞に切り換え、超音速風洞での試験を優先的に行った。
9/22	1	7	8	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。	
9/25	1	4	5	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・天秤再較正。	・天秤較正值がずれていた。 →天秤較正を行う。
9/26	0	8	8	・シュリーレン光学系の設定・調整。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・圧力計測系の設定。 ・天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。	・遷音速風洞復旧。
9/27	1	9	10	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測、エンジン内圧力計測) ・取得データの解析。	
9/28	0	12	12	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・天秤の感度計測。	
9/29	0	8	8	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・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。	
総計	4	55	59		

表 10 風洞試験の通風作業記録の詳細。

2006年度 JAXA/ISAS風洞試験 日程表												
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 (刻み角)	Yaw角範囲 (刻み角)	カナード 舵角	測定室 全圧	備考
1	02-O-TS	2006/9/20	9:31	遷音速風洞	O with AR	テストブロー	0.3	0~4(2)	0	-	1.5	
2	04-O-TS	2006/9/20	10:18	遷音速風洞	O with AR	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~4(2)	0	-	1.5	
3	06-O-TS	2006/9/20	10:45	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2	0	-	1.5	
4	07-O-TS	2006/9/20	12:18	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	4	0	-	1.5	
5	08-O-TS	2006/9/20	13:40	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	-2	0	-	1.5	
6	05-O-TS	2006/9/20	14:30	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ヨー方向)	0.8~1.3	0	0	-	1.5	
7	03-O-TS	2006/9/20	16:40	遷音速風洞	O without AR	風洞依存性チェック用データ	0.3	-2~14(2)	0	-	1.5	
8	10-O-TS	2006/9/20	17:06	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2	0	-	1.5	
9	24-O-SS	2006/9/22	10:05	超音速風洞	O without AR	テストブロー	1.5	0~2(2)	0	-	2.0	
10	25-O-SS	2006/9/22	10:34	超音速風洞	O without AR	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4(2)	0	-	2.0	
11	33-O-SS	2006/9/22	11:35	超音速風洞	O without AR	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
12	26-O-SS	2006/9/22	13:27	超音速風洞	O with AR	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4(2)	0	-	2.0	
13	34-O-SS	2006/9/22	14:07	超音速風洞	O with AR	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
14	35-M05-SS	2006/9/22	15:42	超音速風洞	2005 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
15	36-M05-SS	2006/9/22	16:28	超音速風洞	2005 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.7	0	-2~2(1)	-	2.0	
16	37-M05-SS	2006/9/22	17:08	超音速風洞	2005 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.9	0	-2~2(1)	-	2.0	
17	38-M06-SS	2006/9/25	11:12	超音速風洞	2006 M	テストブロー	2.0	0~2(2)	0	-	2.2	
18	39-M06-SS	2006/9/25	12:50	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	2.0	-2~4(2)	0	-	2.2	
19	30-M06-SS	2006/9/25	14:36	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~4(1)	0	-	2.0	
20	29-M06-SS	2006/9/25	15:23	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4(1)	0	-	2.0	
21	29-M06-SS-A	2006/9/25	15:50	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4(1)	0	-	2.0	29-M06-SSの再試験(再現性の確認)
22	28-M06-SS	2006/9/26	9:46	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4(1)	0	-	2.0	これ以降、天秤較正値変更
23	40-M06-SS	2006/9/26	10:22	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
24	41-M06-SS	2006/9/26	11:22	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.7	0	-2~2(1)	-	2.0	
25	29-M06-SS-B	2006/9/26	11:53	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4(1)	0	-	2.0	天秤較正後の29-M06-SSの再試験
26	30-M06-SS-A	2006/9/26	13:35	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~4(1)	0	-	2.0	天秤較正後の30-M06-SSの再試験
27	42-M06-SS	2006/9/26	14:08	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.9	0	-2~2(1)	-	2.0	
28	43-M06-SS	2006/9/26	15:50	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	2.0	0	-2~2(1)	-	2.2	
29	39-M06-SS-A	2006/9/26	15:23	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	2.0	-2~4(1)	0	-	2.2	天秤較正後の39-M06-SSの再試験
30	01-M06-TS	2006/9/27	9:43	遷音速風洞	2006 M	テストブロー	0.3	0~4(2)	0	-	1.5	
31	16-M06-TS	2006/9/27	10:06	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~4(1)	0	-	1.5	
32	17-M06-TS	2006/9/27	10:43	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~4(1)	0	-	1.5	
33	18-M06-TS	2006/9/27	11:13	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.0	-2~4(1)	0	-	1.5	通風中止。(M=1.0は通風不可能)
34	19-M06-TS	2006/9/27	11:46	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~4(1)	0	-	1.5	
35	20-M06-TS	2006/9/27	13:15	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~4(1)	0	-	1.5	
36	44-M06-TS	2006/9/27	13:47	遷音速風洞	2006 M	マッハ数遷移試験(ヨー方向)	0.8~1.3	0	0	-	1.5	
37	23-M06-TS	2006/9/27	16:20	遷音速風洞	2006 M	エンジン抗力試験	0.9	-2~4(1)	0	-	1.5	センサー7.8は絶対圧で測定
38	21-M06-TS	2006/9/27	16:48	遷音速風洞	2006 M	エンジン抗力試験	1.3	-2~4(1)	0	-	1.5	センサー7.8は絶対圧で測定
39	22-M06-TS	2006/9/27	17:15	遷音速風洞	2006 M	エンジン抗力試験	1.1	-2~4(1)	0	-	1.5	センサー7.8は絶対圧で測定
40	51-KH06-TS	2006/9/28	9:53	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~6(2)	0	0	1.5	
41	52-KH06-TS	2006/9/28	10:24	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~6(2)	0	0	1.5	
42	53-KH06-TS	2006/9/28	11:00	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6(2)	0	0	1.5	
43	54-KH06-TS	2006/9/28	11:32	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6(1)	0	0	1.5	以後、シュリーレン映像:赤(圧縮波),青(膨張波)
44	60-KH06-TS	2006/9/28	12:00	遷音速風洞	KH	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	0	0	0	1.5	
45	55-KH06-TS	2006/9/28	13:25	遷音速風洞	KH	カナード性能試験	0.7	-2~6(1)	0	5	1.5	
46	58-KH06-TS	2006/9/28	13:57	遷音速風洞	KH	カナード性能試験	1.3	-2~6(1)	0	5	1.5	
47	49-KL06-TS	2006/9/28	14:40	遷音速風洞	KL	カナード性能試験	0.3	-2~6(1)	0	5	1.5	
48	50-KL06-TS	2006/9/28	15:02	遷音速風洞	KL	カナード性能試験	0.7	-2~6(1)	0	5	1.5	
49	45-KL06-TS	2006/9/28	15:54	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~8(1)	0	0	1.5	
50	46-KL06-TS	2006/9/28	16:53	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-3~6(1)	0	0	1.5	
51	47-KL06-TS	2006/9/28	17:30	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-4~6(1)	0	0	1.5	リハーサルデータ取得できず
52	47-KL06-TS-A	2006/9/29	9:55	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-4~6(1)	0	0	1.5	47-KL06-TSの再試験
53	45-KL06-TS-A	2006/9/29	10:25	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-4~6(1)	0	0	1.5	45-KL06-TSの再試験
54	48-KL06-TS	2006/9/29	10:58	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6(1)	0	0	1.5	
55	59-KL06-TS	2006/9/29	11:41	遷音速風洞	KL	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	0	0	0	1.5	
56	10-O-TS-A	2006/9/29	13:05	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2 → -2	0	-	1.5	12-O-TSに代替
57	10-O-TS-B	2006/9/29	15:00	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2	0	-	1.5	
58	09-O-TS	2006/9/29	15:42	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ヨー方向)	0.8~1.3	0	0	-	1.5	
59	11-O-TS	2006/9/29	16:40	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	4	0	-	1.5	

4 まとめ

航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている小型無人超音速飛行機の第2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、佐藤清様より、多大なるご支援とご助言を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

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

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 杉本敬一(室蘭工大), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 新井隆景(大阪府大), 本郷素行(JAXA), 棚次巨弘(室蘭工大), 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計と超音速風試」, 第38回流体力学講演会, 室蘭, 2006年9月.
- [2] 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 坂上昇史(大阪府大), 溝端一秀, 棚次巨弘(室蘭工大), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 「小型超音速無人飛行機の亜音速特性試験」, 第38回流体力学講演会, 室蘭, 2006年9月.
- [3] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次巨弘, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶(室蘭工大), 姫野武洋(東大・工), 小林弘明, 小島孝之(IAT/JAXA), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「大学・JAXAの若手連携による小型超音速飛行実験機の開発構想」, 平成18年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2006年.
- [4] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次巨弘, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶(室蘭工大), 姫野武洋(東大・工), 小林弘明, 小島孝之(IAT/JAXA), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「大学とJAXAの若手連携による小型超音速飛行実験機開発構想」, 平成18年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007年1月.
- [5] 羽田尚太, 棚次巨弘, 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 工藤摩耶(室蘭工大), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」, 平成18年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007年1月.
- [6] 新井隆景, 坂上昇史, 岩崎裕之, 楠亀拓也(阪府大・工), 溝端一秀, 棚次巨弘, 湊亮二郎(室蘭工大), 「小型超音速飛行実験のための低速域空力性能改善手法の提案」平成18年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007年1月.

小型超音速無人機の機体構造に関する研究 - 研究結果報告

- 木村 敦 (機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
 - 今井 駿 (機械システム工学科 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 研究概要・目的

近年、室蘭工業大学を含む国内4大学とJAXAの連携による小型超音速無人飛行機の開発計画が進められている。今後5年程度の間、全長3m程度、重量200kg程度の機体と推力200kgf程度のジェットエンジンを開発し、地上実証ならびに飛行実証する計画である。この研究開発を通して、大陸間の航空輸送及び地球低軌道への宇宙輸送の技術を革新することをねらっている。

この無人飛行機の構造技術としては、複合材を用いた最適構造手法を構築し、革新的な空力弾性構造を開発することを目指している。その場合、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同無人飛行機の構造を概略設計し、応力評価を行った。

2 研究手順

本研究では、空力形状設計班より機体形状の諸元や概略図を受け取り、それに基づき機体構造を主翼、胴体等の機体要素ごとに設計した。設計に使用した機体形状はM2005型と呼ばれる全長3m程度の単発タイプの形状である。図1にM2005型を示す。

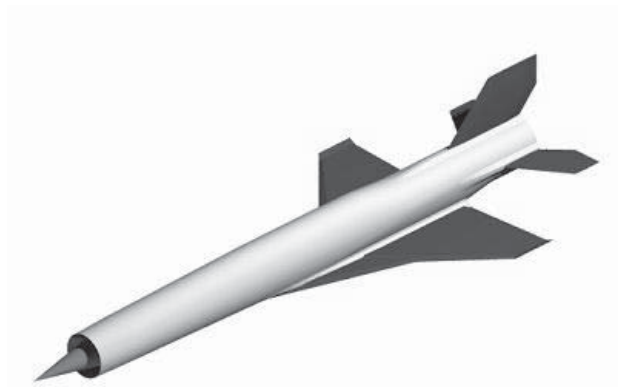


図1 M2005形状全体図

次に，風洞試験データや飛行経路解析結果，および耐空性審査要領等の基準から運動荷重や空力荷重を推算し，解析に用いる荷重を決定した．

また，複雑な構造解析において解析プログラムを自作することは能率が悪いので，汎用の CAE システムを利用し設計・解析作業を行うものとする．具体的には，三次元 CAD システムである CATIA と，これにアドインされている応力解析システムを使用した．

構造解析においては CATIA 上で作成した構造モデルについて，FEM 解析によってミーゼス応力を求め，構造材料の耐力と比較・評価した．

ミーゼス応力は，主応力の式を三次元に展開し相当応力 (equivalent stress) として次式²⁾のように定義されるスカラー量であり，延性材料の降伏や破壊と関連付けられる．

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

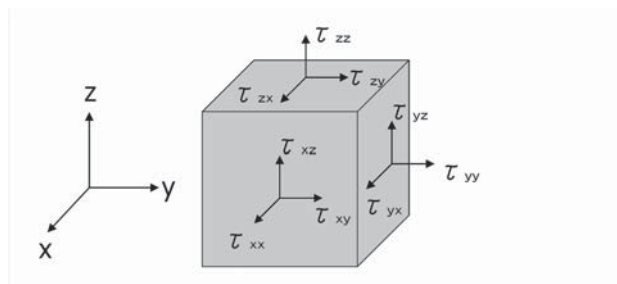


図 2. ミーゼス応力.

3 解析条件

3.1. 材料諸元

構造材料としてアルミニウム合金 2024-T4 の物性⁵⁻⁷⁾を適用した．これは超ジュラルミンとして知られている一般的な航空機用構造材である．超音速飛行における空力加熱を想定し，機体表面を 200 に保って 1 時間後の温度分布の下で，構造強度を評価することにする．

3.2. 解析ケースと揚力分布理論

別途実施された飛行経路解析より構造的負担が大きいと思われる以下の 2 ケース A および B において，主翼構造の強度解析を行った．

(A) 飛行マッハ数 2.0 における 9G での引き起こし

(B) 8G での地上加速

なお解析は効率を考え，主翼中央より片側に対し行った．

ケース A については，飛行経路解析の結果では 9G 引き起こしの荷重状態は発生しないが，我が国の航空機設計基準である「耐空性審査要領」並びに国際基準である「MIL スペック」における超音速機の構造強度基準に安全率を加味して，9G 引き起こしの荷重条件を適用した．また，超

音速飛行における主翼の揚力分布 $c \cdot c_l$ は式(2.1) (2.2)より、抗力は式(2.3)より近似推算される⁴⁻⁶⁾。

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

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

$$D_\alpha = \frac{1}{2} L \alpha \quad (2.3)$$

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

これらより得られた加重は実際に行われている航空機への静荷重試験に倣い, 主翼下面外板に9箇所荷重面を設定し, そこへ翼面荷重を入力した。図3に主翼下の荷重面を示す。

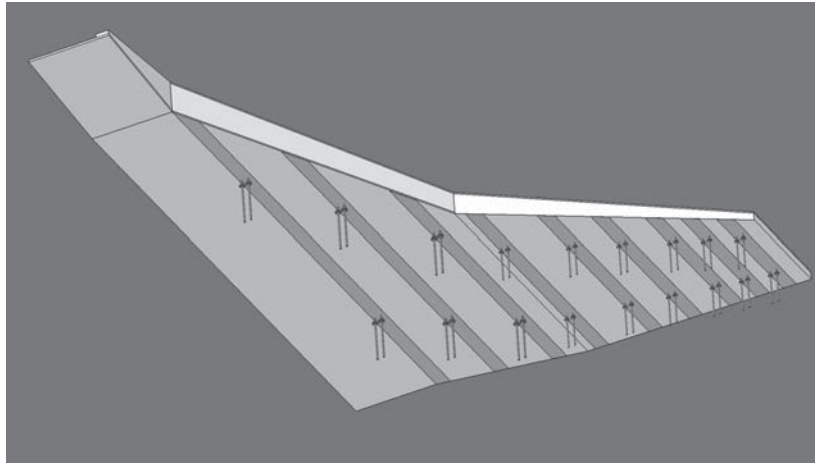


図3 荷重面配置図

表1. 各荷重面への荷重

荷重面番号	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨
荷重 (N)	1517.5	1488.1	1078.2	1359.1	937.93	843.66	495.17	426.03	503.05

(機体中心側よりスパン方向へ1~9とする)

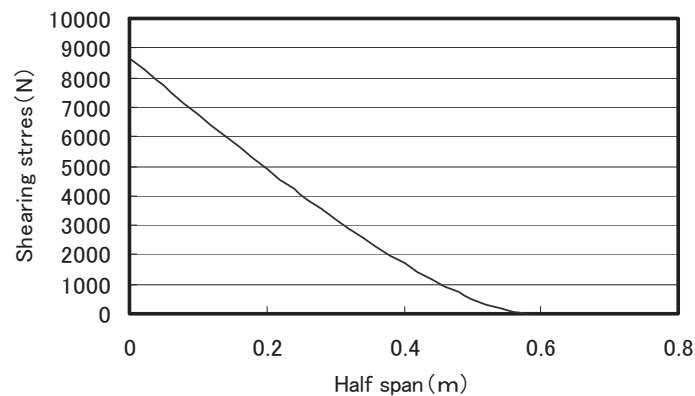


図4 スパン方向のせん断力線図

3.3. 機体形状設計データ

図4, 図5に解析に用いたM2005型についての主要構造を示す. 胴体はセミ・モノコック構造を適用し, 主翼は左右翼を, 中央翼を介して接合した一体翼として設計した.

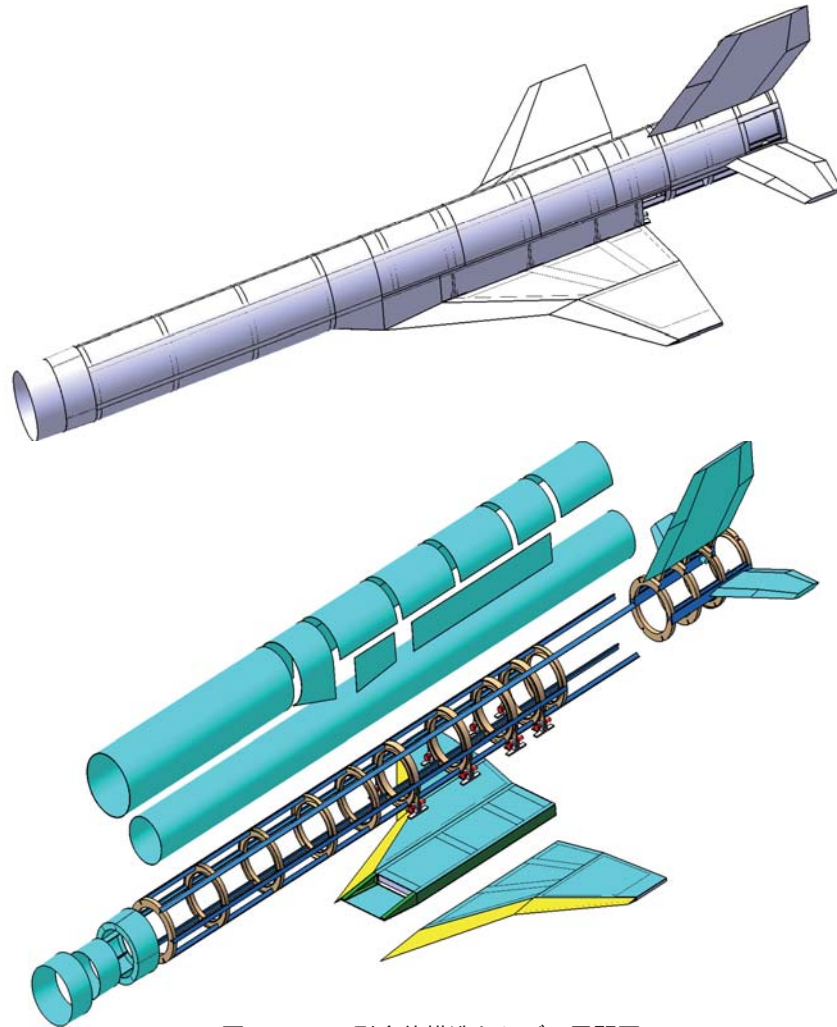


図4 M2005型全体構造ならびに展開図

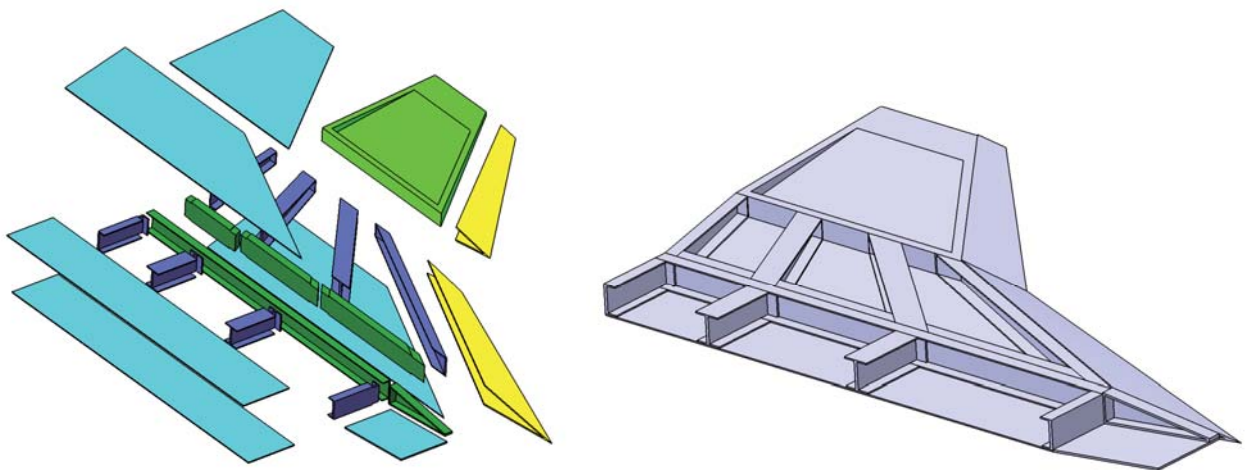


図5 主翼全体構造図ならびに部品展開図

4 解析結果

4.1. ケース A

図 6 に 9G 引き起こし条件 A での応力解析結果を示す．ミーゼス応力の最大値は最後方中央翼桁付近に発生しており，48.1MPa である．これは想定している構造材料 A2024 T4 の 0.2%耐力 235MPa に比べて十分小さい値となっている．

応力は荷重を担当する一次構造系（桁・小骨・外皮）に分散され，翼形状を成型する二次構造系（前縁部等）に高い負担は発生していない．応力分布状況および最大応力を見ると，この設計では過度な強度余裕があるため，更なる軽量化が必要である．

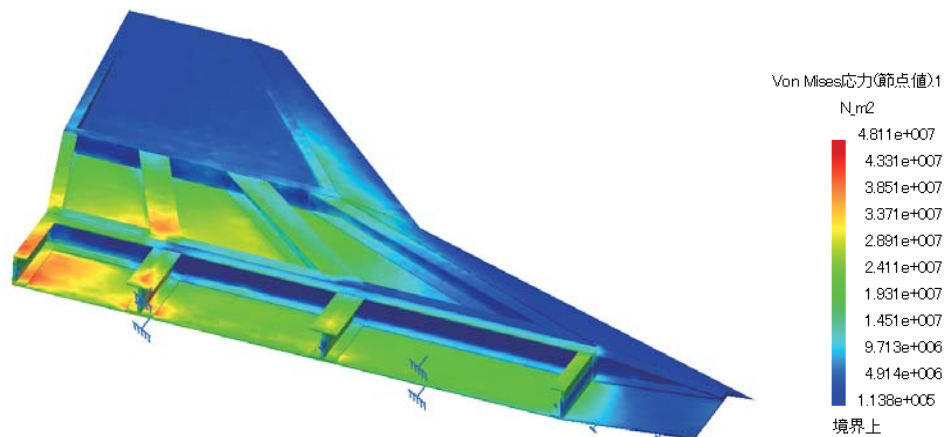


図 6 9G での引き起こし時におけるミーゼス応力分布図

4.2. ケース B

図 7 に地上 8G 加速状況 B での応力解析結果を示す．ミーゼス応力の最大値は，条件 A と同様に最後方中央翼桁付近に現れ，1.83MPa である．

A, B とともに類似箇所にも最大応力が発生しているため，今後の設計改良では部材サイジングの変更などによりこの付近の応力を緩和することが必要である．また，中央翼と左右翼を引張ボルトで結合することが想定されるが，今回の応力解析では構造全体の成立性を確認する事に主眼を置いたため，結合金具などの細部は省略している．実際には結合部に応力集中が発生すると思われるため，結合部付近の細部の設計と応力解析が必要である．

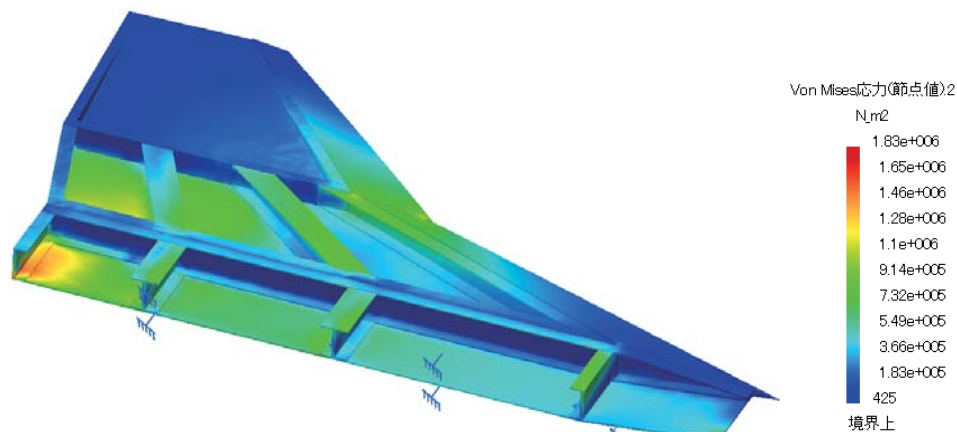


図 7 8G での地上加速時におけるミーゼス応力分布図

5 まとめ

本研究では能率的な構造設計・強度解析作業のための基本的手法を整備した。現時点において利用可能な空力形状について主要構造を設計し超音速飛行状態および地上加速状態において応力分布を解析し、構造の成立性を確認した。

今後は、解析で得られた各部材の応力分布データを基にして構造設計の最適化を進めると共に、胴体を含めた機体全体構造に関する応力解析と強度評価、並びに複合材による一体成型構造の設計や構造成立性評価を実施する予定である。

謝辞

複合材料、また航空機の構造に関する多大なるご助言を頂きました、宇宙航空研究開発機構 青木 卓哉 博士に深く感謝の意を表します。

本研究を遂行するにあたり、多方面での御協力を頂きました高速流体力学研究室、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] 鳥養鶴雄，久世紳二，「飛行機の構造設計」(1992)，日本航空技術協会。
- [2] 栗山好夫，笹川宏之，「CAEによる機械強度設計」(2005)，山海堂。
- [3] 新沢順悦，藤原源吉，川島孝幸，「航空機の構造力学」(1989)，産業図書。
- [4] 玉木章夫，「飛しょう体の空気力学」(1974)，東京大学出版会。
- [5] 赤木功，石見峻久，徳永俊二，葭田雄二郎，天岡和昭，「航空機材料」(1989)，日本航空技術協会。
- [6] 相原康彦，森下悦生，「応用空気力学」(1991)，東京大学出版会。
- [7] アルミニウム材料 特性データベース(2001)，日本アルミニウム協会，<http://metal.matdb.jp/JAA-DB/>。

- 溝端 一秀 (機械システム工学科 助教授)
岸本 泰尚 (機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
杉原 健二 (機械システム工学科 高速流体力学研究室)
-

1 概要・目的

「パラfoil」とはパラシュートに翼形状を与えたものであり、左右対称形状であることから飛行直進性を有する。また、左右の後縁を下に曲げることにより旋回が可能である。さらに、上昇気流をとらえることによって推力無しに長時間滞空できる。このような飛行性能を有するパラfoilは、災害時の調査・救難のための無人航空機の一形態として利用価値が非常に高い。一方、災害時の調査・救難用に近年無人ヘリコプターや無人飛行機が開発されつつあるが、これらの無人航空機にパラfoilを装備しておけば、航空機本体に不具合が生じた場合にパラfoilを開傘して安全・確実に航空機を回収することもできる。そこで本研究では、災害時の調査・救難、ならびに他の無人航空機の回収を想定して、小型の無人パラfoil飛行機を試作し、これを自律的に飛行させる技術を構築することを目指している。

災害時には、目視で無線操縦できるエリアに操縦者が立ち入ることができないことが多いと予測されるので、無線操縦ではなく自律的に飛行する技術が必須である。この自律的飛行技術は、機上に装備された計測機器・計算機によって機体の運動状態を検知する「自律的航法」、機上計算機によって機体の重心運動を操る「自律的誘導」、および、同じく機体の姿勢変化運動を操る「自律的制御」の3つの技術によって構成される。自律的誘導・制御のアルゴリズムを構築するためには、パラfoil飛行体の飛行特性を予め詳細に明らかにし、その特性データを機上計算機に搭載しておく必要がある。

そこで、本年度は、航法機器を設計・試作して、その機能を予備的に検証するとともに、小型のパラfoil飛行体の飛行映像を画像処理することによってその飛行特性データを取得する手法の構築を狙った。

2 方法と経過

- (1) パラfoil飛行体の位置、加速度、および角速度を機上で計測するために、GPS、慣性力センサ、半導体ジャイロ、等を用いた航法アビオニクス機器を設計・試作し、その機能を予備的に検証した。次年度は、この航法アビオニクス機器を翼幅5m級のパラfoil飛行体に搭載して、オンボードでその機能を検証する。
- (2) 翼幅5m級のパラfoil飛行体の製作を進めた。
- (3) パラfoil飛行体の対気速度を機上で計測することを目的として、エアードータセンサーを設計した。これを風洞で較正するための測定系を構築した。次年度は、このエアードータセンサーを特注製作し、風洞で較正する。

- (4) 翼幅 30cm 級の小型パラfoil飛行体を屋内で飛行させ、飛行経路をビデオ撮影し、その映像を解析することによって飛行特性データを取得する手法を構築した。次年度は、パラfoilの飛行を数値シミュレーションするためのコードを作成し、飛行実験による運動データと数値シミュレーション結果を比較することによりパラfoil飛行体の飛行特性を同定する。

3 成果の概要

- (1) パラfoil飛行体の位置、加速度、および角速度を機上で計測することを狙って、GPS、慣性力センサ、半導体ジャイロ、等を用いた航法アビオニクス機器を設計・試作した。その外観を図1に示す。また、試作されたデータ収録システムの制御画面を図2に示す。これら航法アビオニクス機器の機能を、車載走行実験によって予備的に検証した。その検証データの例を図3に示す。



図1：試作された航法アビオニクス機器

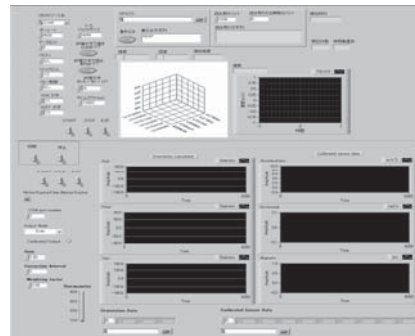


図2：試作されたデータ収録システムの制御画面

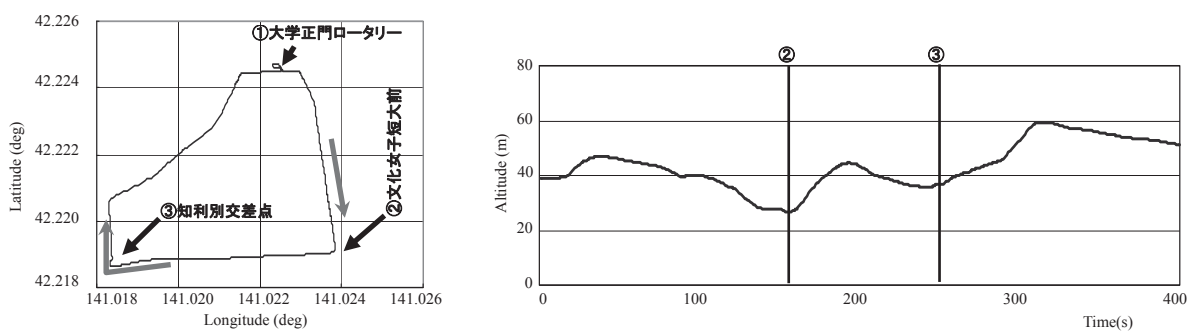


図3：予備的な車載走行試験による測位データ

- (2) 翼幅 5m 級のパラfoil飛行体の製作を進めた。
- (3) パラfoil飛行体の対気速度を機上で計測することを目的として、エアータセンサを設計した。これを風洞で較正するための測定系を構築した。
- (4) 翼幅 30cm 級の小型パラfoil飛行体を屋内で飛行させ、飛行経路をビデオ撮影し、その映像を解析することによって飛行特性データを取得する手法を構築した。映像の解析例を図4に示す。

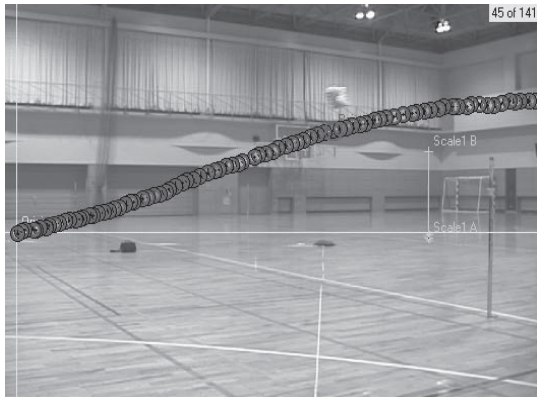


図4：パラfoil飛行経路の映像の解析例

- 湊 亮二郎 (機械システム工学科 助手)
 - 西村 宗真 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
 - 竹田 広人 (機械システム工学科 高速流体力学研究室)
-

1 研究概要・目的

現在、室蘭工業大学では、東大、九大、大阪府立大及び JAXA と連携して、小型超音速無人実験機の飛行試験を計画している¹⁾。同機に搭載されるターボジェット推進エンジンは、超音速飛行実現の可否を握っており、中でも圧縮ファンは小型で高圧縮比、高圧縮効率、大流量であることが求められる。これらの要求を満たす圧縮ファンとして、二段の動翼を反転させる反転軸流ファンが考えられる。反転軸流ファンは二段の動翼を互いに反転させるため、動翼間に静翼がなく高い圧縮効率を得ることが出来る。また二段でファンを構成するため、軸長を短くなり振動制御を容易であるという利点もある。加えて二段目ファンは反転するため相対速度が大きくなるが、通常の二段ファンより圧縮比が大きくなるという特徴がある。

しかし前述のように二段目ファンの相対速度が大きく翼負荷が増大することや、設計どおりに性能を発揮することが難しいなどの問題があるため、その空力性能の把握は必須事項である。本研究では、小型超音速機に搭載する小型ターボジェットエンジン用の反転軸流ファンを流線曲率法により形状設計を行い、数値解析による空力性能の評価を行った。また設計した反転軸流ファンの第一段ファンブリスクを試作した。

2 反転軸流ファン仕様

本研究で対象となる反転軸流ファン小型ターボジェットエンジンの仕様は、ファン径 175 mm、空気流量 3.6 kg/sec、圧縮比 3.3 とした。これらの値は ref.2 を参考にして与えた。また回転数は、第一段ファンを 48000 rpm、第二段ファンを 40000 rpm とした。これらの回転数は、それぞれ 440 m/sec と 367 m/sec の周速に相当する。

ファンの形状設計には流線曲率法を用いたが、この方法では、圧縮比、全圧損失係数、流量係数を半径方向の関数として与えなくてはならない³⁾。このうち圧縮比については、第一段ファン、第二段ファンをそれぞれ 1.9 と 1.73 に設定した。全圧損失係数と流量係数については、適切なデータがないので過去の翼列データを参考にして与えた⁴⁾。

3 反転軸流ファン空力解析

流線曲率法によって設計したファンをターボ機械数値解析ソフト Fine Turbo によって空力解析を行った。Fig.2 と 3 に定格状態における流路中心断面における全圧分布と相対マッハ数分布を示す。これらから大きな流れの剥離を伴うことなく、空気を圧縮していることが分かる。しかし圧縮比に関しては第一段ファンが 1.8 と良好な値を示したが、第二段ファンが 1.45 に止まっており、改良が必要である。Fig.4 にハブ側（ブレードの根元側）の相対マッハ数分布を示した。ブレードの表面に境界層が大きくなっている領域が見られる。境界層がもっと発達すると性能低下につながるため、注意が必要

である．また空気流量は 3.4 kg/sec と設計値に近い流量が確保できた．

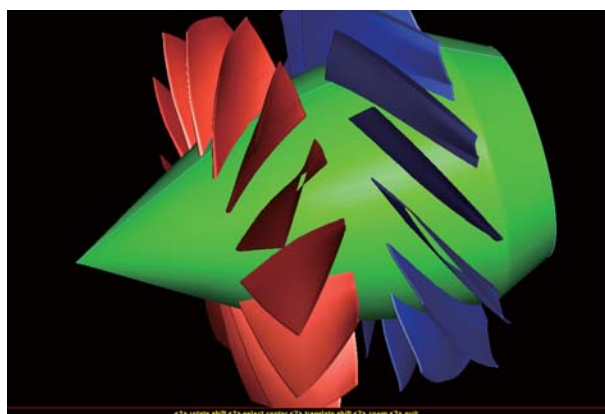


Fig.1 流線曲率法によって設計された
反転軸流ファン形状

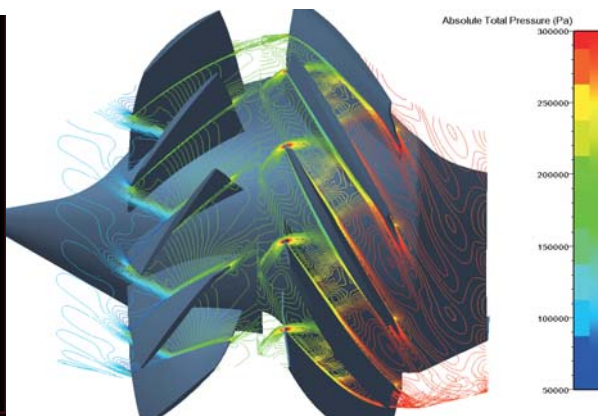


Fig.2 定格状態における中心流路断面内
の全圧分布

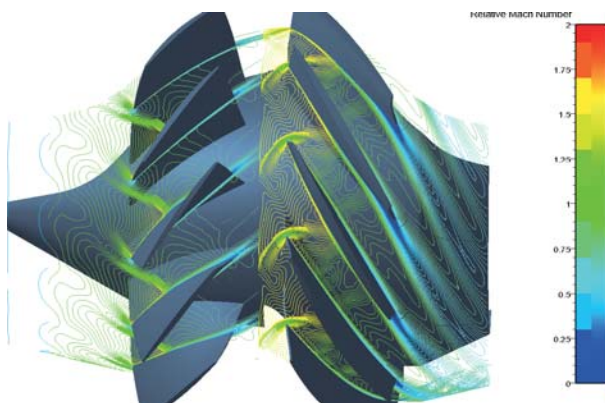


Fig.3 定格状態における中心流路断面内
の相対マッハ数分布

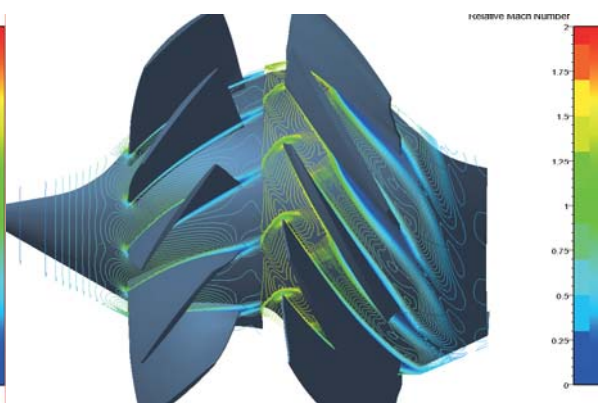


Fig.4 定格状態におけるハブ側
の相対マッハ数分布



Fig.5 試作した反転軸流ファンの第一段ブリスク

4 第一段ファンブリスクの製作

以上のような設計作業を行いファンブレードの形状を決定した．この形状を CAD データに変換して，第一段ファンブリスク（ファンブレードとディスクが一体化したもの）の製作を ASI 総研と共同で

すすめ，名古屋の精密機械加工メーカー(株)アイコクアルファ社に加工を依頼した．Fig.にその形状を示す．平成 19 年度には試作したファンブリスク用のリグ試験機を製作し，平成 20 年度には JAXA 総合技術研究本部で回転試験を行い，空力性能，振動性能試験を行う予定である．

参考文献

- [1] 棚次巨弘，“大学におけるもの造り 小型超音速機(エアブリーザーによる空力飛行)” 第35回日本航空宇宙学会総会, 2004, 東京
- [2] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N., “Preliminary Analysis of Turbojet Engine at Off-design Condition for Subscale Supersonic Unmanned Plane,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, (2005), Capua, Italy. AIAA Paper 2005-3415
- [3] 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.
- [4] Loss Mechanisms and Unsteady Flows in Turbomachinery (*Les Mechanisms des pertes et les ecoulements instationnaires dans les turbomechines*) AGARD CP-571,

小型ターボジェットエンジンの振動特性の研究 - 研究結果報告

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

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, 安全面での十分な信頼性の確保し, プロジェクトの要求性能を満たすために, 運転中の振動問題に対する対応策が求められる。そこで本研究では, 今後のジェットエンジン開発における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, 運転中の振動計測および特性の解析, さらに数値解析による回転軸の危険速度の算出を行った。

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

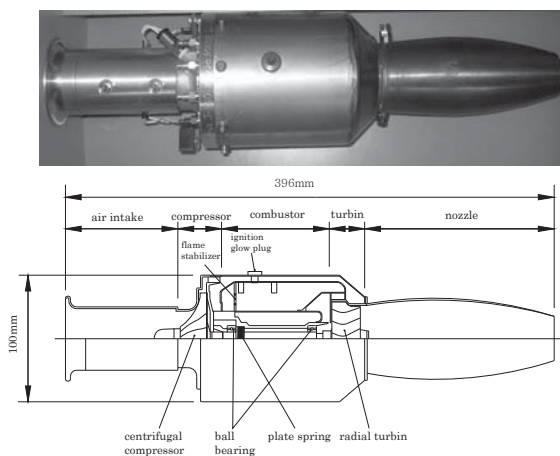


図 1 供試体エンジンと地上試験用セル

- Turbo Jet Engine 運転備品
 - 燃料ポンプ
 - タービンオイルポンプ
 - 始動圧縮空気用ベピコン
 - 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) ×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) 測定レンジ : 0 ~ 2000 μm
 - 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
 KEYENCE 社製
 圧力表示器 AP-30A

3 実験および数値解析の概要

3.1. 実験概要

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振動特性の解析を行った。測定項目としては、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。軸変位については、センサからの出力を 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。

また、図2に示す皿パネを収納する際に変位を与えるスプリングシートの厚さを調整することにより、回転軸を支えている軸受の予圧荷重を変化させ、0 ~ 90000rpm付近の範囲において周方向の振幅に与える影響を評価した。

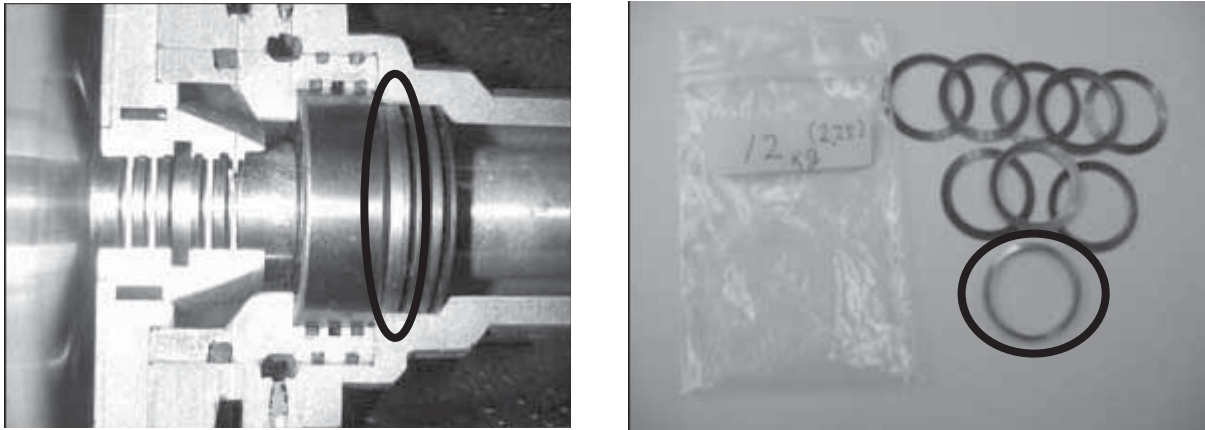


図2 皿バネとスプリングシート

3.2. 数値解析概要

数値解析での予測は曲げの共振周波数（危険速度）に限定し，伝達マトリックス法を用いて行った．その際に，皿バネのバネ定数は取付け場所の雰囲気温度によるバネの材料のヤング率の低下を考慮し，このときの温度は，昨年度のタービンオイルが強制循環式の J850 エンジンを用いた実験では，排出されたタービンオイルの温度の実測値が 150 付近であったことから，200 まで考慮した．数値解析に用いた回転軸を図 2 に示す．

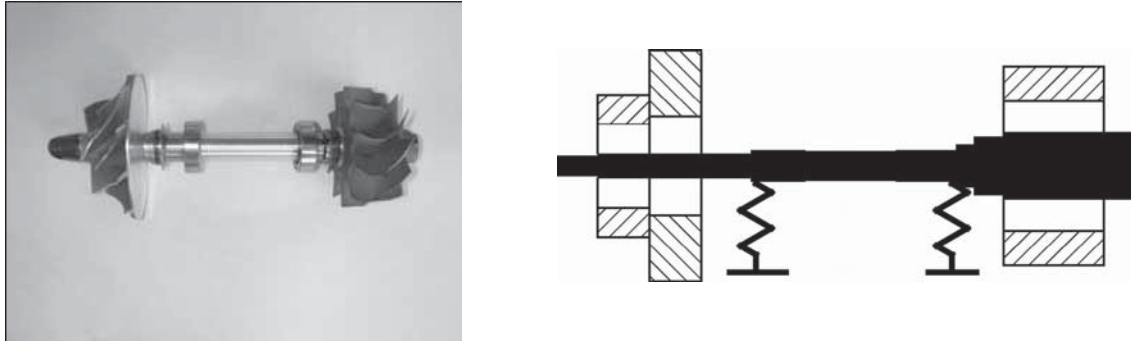


図3 数値解析に用いた回転軸

図3の回転軸について，リア軸受のバネ定数を 1×10^5 , 1×10^6 , 1×10^7 , 5×10^7 , 1×10^8 [N/m] とした5パターンにおいてフロント軸受のバネ定数を変数とし危険速度線図を作成した．

4 研究結果

4.1. 実験結果

フロント軸受の予圧荷重を変化させた実験による軸変位の測定結果を図4に示す．

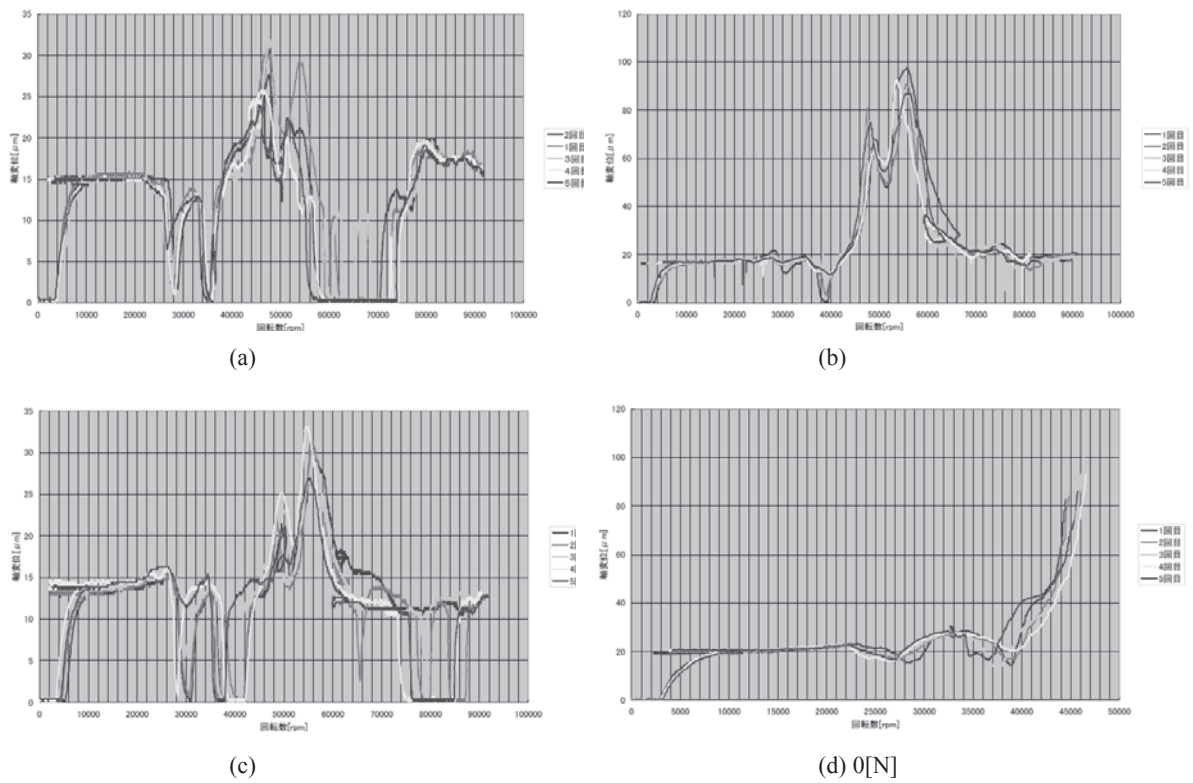


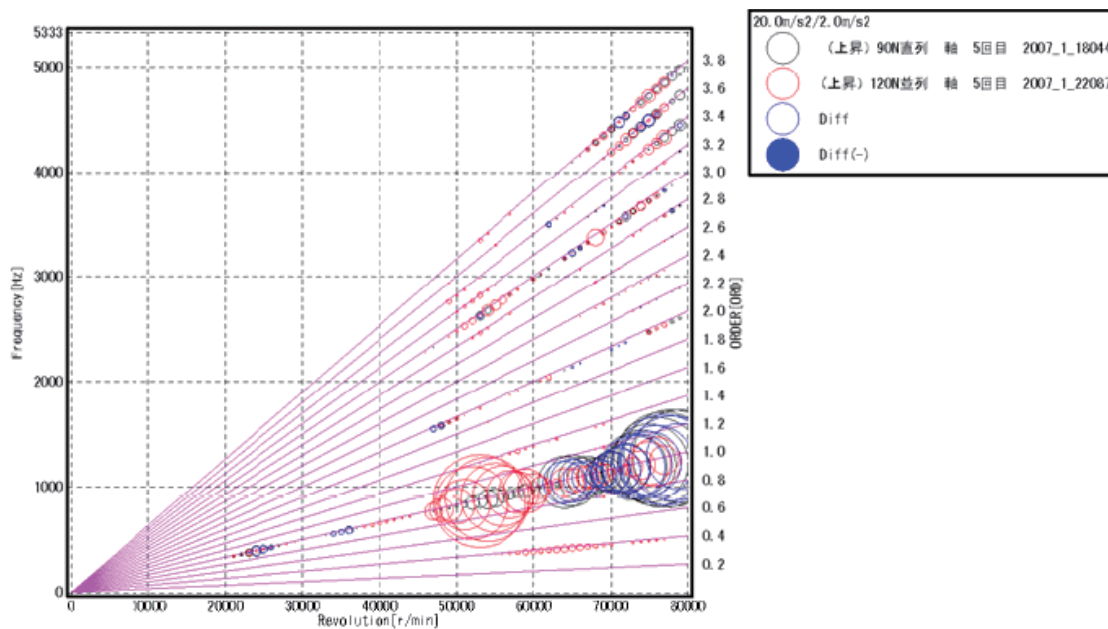
図 4 フロント軸受の各予圧荷重による軸変

予圧荷重が小さくなるにつれて、最大軸変位が増大してゆくこと、再現性が良いことが分かる。加えて、軸変位として計測されていることから、いずれの試供皿バネによる予圧荷重よりもロータの振れまわりによる軸方向（周方向）の力が大きいことが分かる。最大軸変位に差異がみられるが、これは単位時間当たりの燃料の投入増加量（＝燃料ポンプの回転加速度）を意図的に増減させているために、ロータの回転トルクがそれぞれで異なるために、通過時間に差異が現れた結果である。

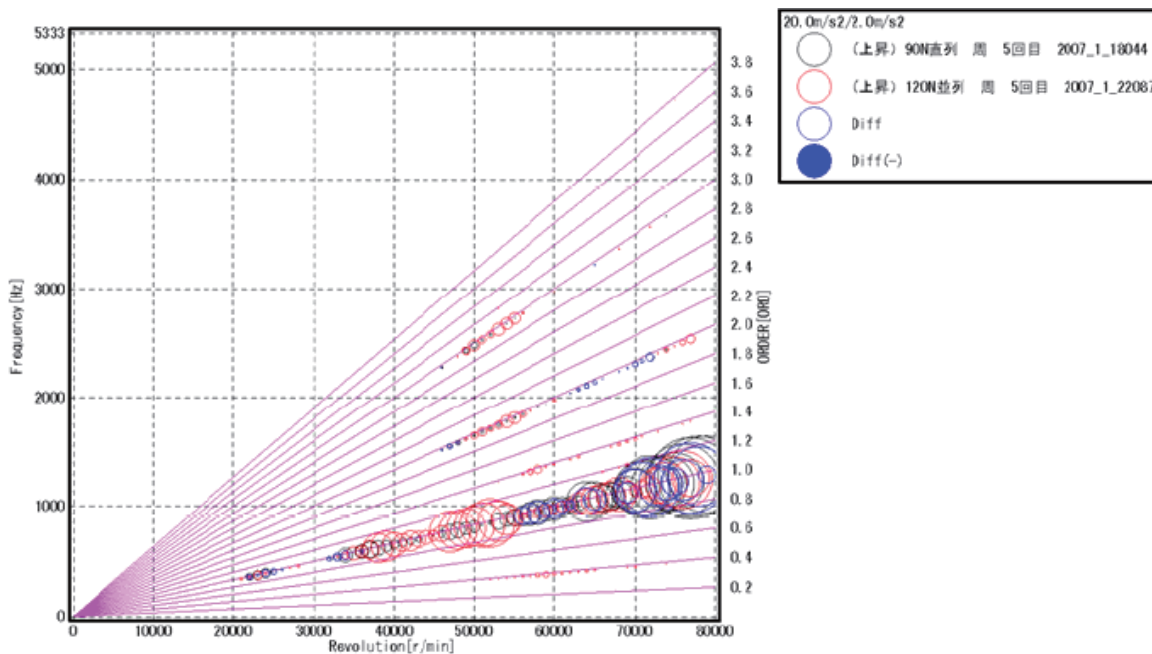
(c)については最大軸変位が小さく示している。しかし、(d)と同様に最大軸変位が大きくなるのがこれまでの試験で分かっている。最大軸変位が小さく現れた原因は、回転軸の組立て位相を変更したために、この効果が現れているためであり、以後、定量的な判断には用いることができない。

(b)について、軸変位が所々飛び出ているところがある。これは、予圧荷重が回転軸の振幅振動に耐えることが困難になり、フロントベアリングから皿バネが時々離れていることが想像できる。または、ベアリングにゴミが混入して内外輪の案内面と転動体の間に挟まっていると考えられる。

次に、ケーシング加速度の測定結果を図5に示す。



軸方向の振動加速度



周方向の振動加速度

図5 振動加速度の計測結果

予圧荷重が61.7[N] (黒)と21.0[N] (赤)の場合に着目して比較を行った。青い円は2つの加速度の差を表している。このキャンベル線図より、危険速度として予測したロータの回転数におい

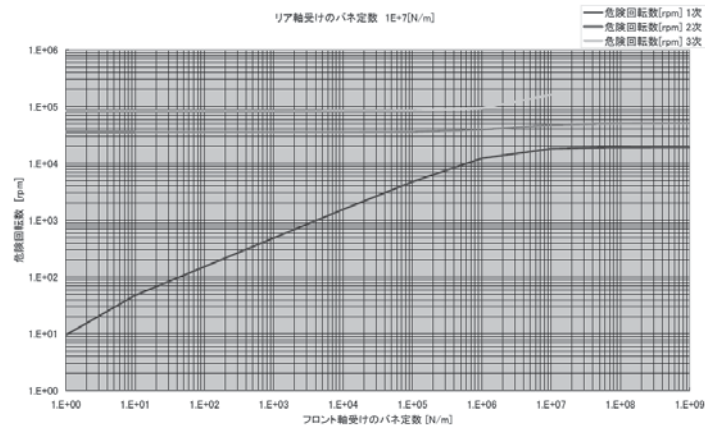
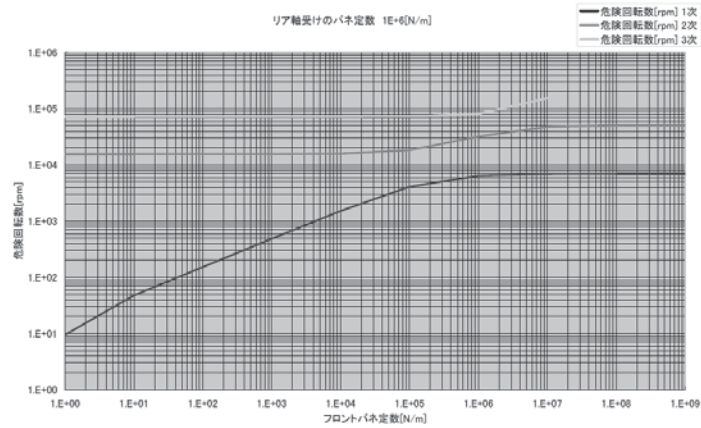
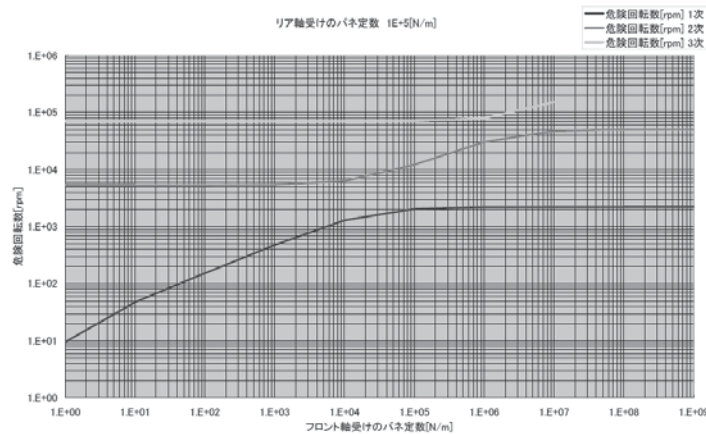
て振動加速度が大きく現れていることが確認できる。

軸方向について述べると、54000[rpm]付近で61.7[N]の場合は25.3[m/s²]であるのに対して、21.0[N]では98.1[m/s²]である。結果として、ベアリングの予圧荷重を大きくすると軸方向の振動加速度が小さくなるのが分かる。

周方向に関しても軸方向と同様のことがいえる。

4.2. 数値解析結果

伝達マトリックス法によって求められた、各リア軸受バネ定数による危険速度線図を図6に示す。



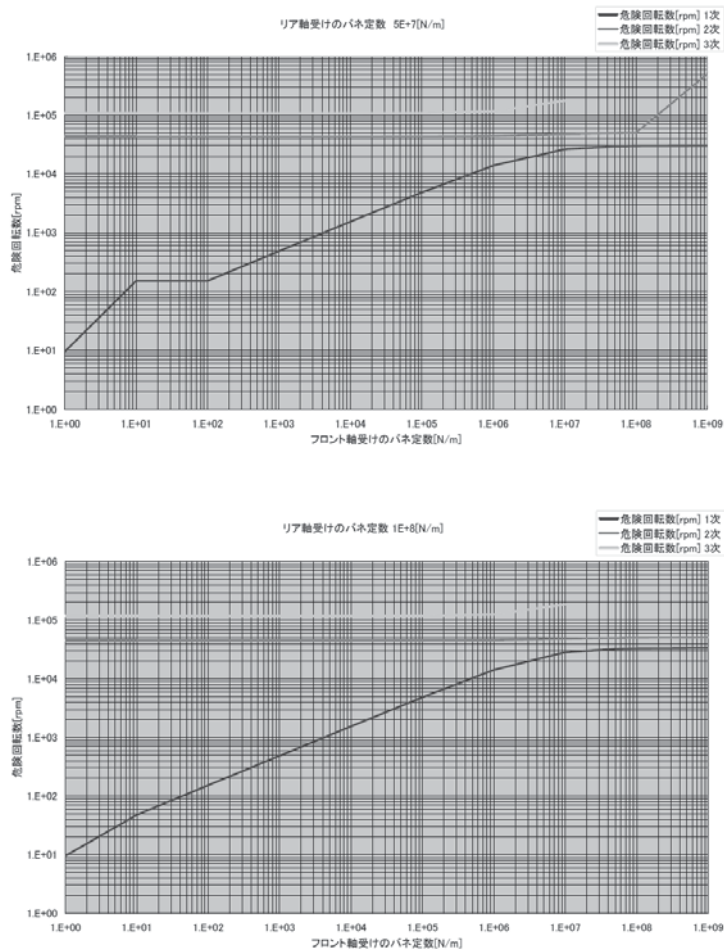


図 6 危険速度線図

リア軸受の剛性（バネ定数）を大きくするにしたがって、各次数の危険回転数が上昇することがわかった。そして、フロント軸受の剛性が 1×10^5 [N/m]付近以上からは、1次の危険速度はほぼ平行を保ち始めた。また、このときに危険速度2, 3次は上昇を始めた。

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振動解析として、軸受の予圧荷重による振動の変化を測定し、数値解析による危険速度の算出を行った。その結果、予圧荷重の変化による振動特性を把握することができた。

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、ソフィアプレシジョン株式会社様、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] 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の再生冷却特性に関する研究

- 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)
- 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)
- 高橋 将人 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 田中 浩平 (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 助教)
- 棚次 亘弘 (航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1 研究の概要と目的

大気中を極超音速で飛行するような次世代の航空宇宙輸送機や極超音速旅客機には, その推進器の燃焼器壁やノズル壁, 更には空力加熱を受ける機体表面材料等を積極的に冷却するための再生冷却システム(図 1)が必須となる. 一般に飛行マッハ数が高くなるほど, 同冷却システムにはより高い冷却性能が求められる(図 2) [1], [2].

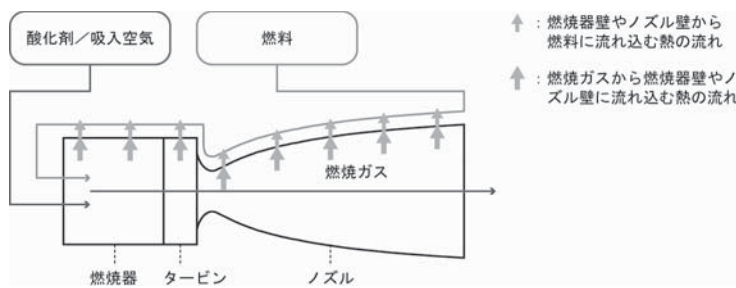


図 1 再生冷却系の概念図

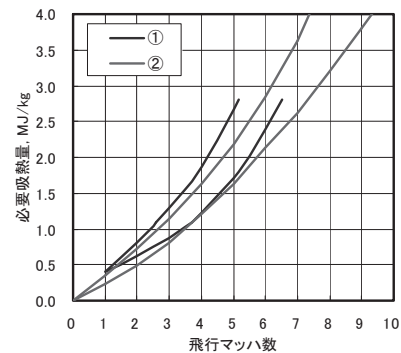


図 2 次世代の高速飛行システムの再生冷却系に求められる吸熱性能と飛行マッハ数の関係(:文献値[1], :文献値[2]).

熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel, EF) と呼ばれる炭化水素系ジェット燃料は, その高温環境下 (およそ 700 K 以上) における熱分解反応によって大きな化学的吸熱 (図 3) を伴うことが知られており, 再生冷却用冷媒兼燃料の一つとして提案されている. 参照温度を 1000 K とした場合には, MCH (Methylcyclohexane, $C_6H_{11}CH_3$) の総吸熱量 (化学的吸熱量 + 物理的吸熱量) は, 液体水素の総吸熱量と比較するとその 1/3 程度ではあるが, 液化メタンに対してはその総吸熱量を凌ぐ値を示す (表 1). 更に, 常温燃料であることと, 液体水素の 10 倍以上もの密度を有することから, 燃料タンクを小型・分散化することが可能で, 当燃料は液体水素に代わる極超音速飛行用空気吸い込み式エンジンの再生冷却用冷媒兼燃料として期待されている[3].

しかし, その熱分解反応に伴う冷却性能を定量的に予測するための理論が確立されていないために, 燃焼器壁等における吸熱量の把握が困難であることや, 熱分解反応機構やその生成物の組成の多くが未解明であること, 熱分解反応後の燃焼特性が未解明であることなど, その実用化を

妨げる課題が数多く残されている．そのため，当燃料の熱分解吸熱反応を利用した再生冷却システムの実用化は未だ成されておらず，日本国内においてはその研究例は皆無である．

本研究では，化学熱分解反応を伴う当該燃料の再生冷却特性（熱伝達特性）と燃焼特性を理論および実験によって解明することを経て，同再生冷却式燃焼器の実用化を目指す．（燃焼特性に関する研究報告に関しては，文献[6]を参照．）

表 1 航空宇宙輸送機や極超音速輸送機の再生冷却用冷媒として用いられる液体燃料の諸特性

	液体水素 (LH ₂)	液化メタン (CH ₄)	熱分解吸熱反応燃料 MCH ¹ (C ₆ H ₁₁ CH ₃)	熱分解吸熱反応燃料 JP-7
冷却方式	直接冷却	直接冷却	間接冷却	間接冷却
搭載様式	極低温 (≤ 20 K)	極低温 (≤ 111 K)	常温	常温
極低温技術	高压技術や特殊断熱材が必要	高压技術や断熱材が必要	不要	不要
燃焼熱, MJ/kg (MJ/L)	118.1 (8.3)	49.9 (21.0)	43.3 (34.6)	43.9 (36.0)
吸熱量				
参照温度, K	1000	1000	1000	922
反応様式	-	-	Dh ²	TC ³
化学的吸熱量, MJ/kg (MJ/L)	0.0 (0.0)	0.0 (0.0)	2.19 (1.75)	0.72 (0.59)
物理的吸熱量, MJ/kg (MJ/L)	15.1 (1.06)	3.40 (1.43)	2.36 (1.89)	2.00 (1.64)
総吸熱量, MJ/kg (MJ/L)	15.1 (1.06)	3.40 (1.43)	4.55 (3.64)	2.72 (2.23)
密度, Mg/m ³	0.07	0.42	0.80	0.82
輸送機の飛行性能への影響	燃料タンク容積が大きくなるため，機体に作用する空力抵抗が大きくなる．		燃料密度が大きいことから燃料タンクを小型化でき，機体に作用する空力抵抗を抑えることが可能．	

1 MCH = Methylcyclohexane.

2 Dh = dehydrogenation.

3 TC = thermal cracking.

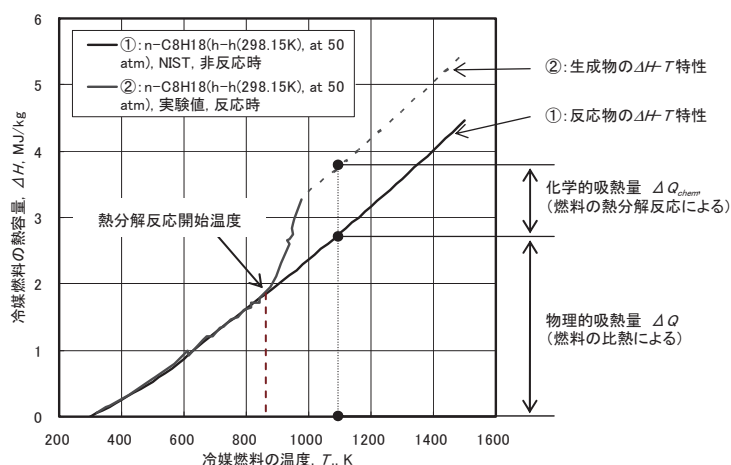


図 3 熱分解吸熱反応燃料 (n-C₈H₁₈) の吸熱特性の一例 (: NIST データベース[4]に基づく非反応燃料の吸熱特性， : 文献[5]の実験値に基づく反応燃料の吸熱特性)

2 研究の進捗状況

2.1. 化学熱分解反応を伴う系の熱伝達理論の構築

熱分解吸熱反応燃料の再生冷却特性を評価・解明するためには、化学熱分解反応を伴う系の熱伝達理論が必要になる。しかし、熱分解吸熱に関する先行研究[5], [7]においても、実験的に総括的な吸熱量を測定してはいるものの、その解析で用いられている熱伝達の式は property ratio method[8]等による補正にとどまるなど、本質的に化学熱分解反応を伴う熱伝達挙動を捉えた理論は未だ確立されていない。

化学熱分解反応を伴う系の対流熱伝達プロセスにおいては、生成熱による化学的吸熱が伴うこと、反応の進行に伴う濃度勾配に起因する分子拡散現象が伴うこと、化学種の組成が変化すること、物性値が大きく変化することなどの影響を考慮しなければならない。

本研究では、境界層理論や次元解析に基づいて、機械工学的見地から上記の化学熱分解反応を伴う系の熱伝達挙動を考察し、同再生冷却系の強制対流層流 / 乱流熱伝達現象に適用することが可能な新しい熱伝達理論（熱伝達の式）の構築を進めた（本報告書では当理論の詳細を省く）。

ここで構築しつつある熱伝達理論は、property ratio method のような経験則に基づくものではないため、発熱反応と吸熱反応を問わず適用することが可能な理論であるといえる。また当理論は、化学反応の一現象として取り扱うことが可能な相変化を伴う系の熱伝達理論の改善にも貢献し得る可能性がある。

2.2. 熱分解吸熱反応燃料の諸特性データベースの構築

上記熱伝達理論の構築と平行して、熱分解吸熱反応燃料を冷媒とする再生冷却システムの設計やその性能評価を行う上で不可欠となる炭化水素燃料の諸物性値データおよび吸熱反応特性データを各種文献や物性値計算コード（NIST-JANAF Thermochemical Tables[9], [10], NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP)[4]）から収集することによって、それらの統合データベースを構築した。

2.3. 熱分解吸熱再生冷却を利用した極超音速輸送機の飛行特性の解析

熱分解吸熱反応燃料および液体水素燃料を再生冷却用冷媒兼燃料とする推進器を搭載した両航空宇宙輸送機について、統計的重量推算等に基づく総合的な運航性能の評価を行うことなどによってそれらの飛行特性を比較した。その結果、前者の方が総重量を軽減することができることなど、高い加速飛行性能を実現できることが定量的に示唆された[11]。

3 今後の展望

2007年度には、先行研究[5]で見られるような燃料加熱試験装置を構築し、熱分解吸熱反応燃料の加熱試験を行うことによって、上述の化学熱分解吸熱を伴う系の強制対流熱伝達理論（熱伝達の式）の妥当性を実証し、当熱伝達現象の解明を試みる。また当試験において、化学熱分解反応に伴う再生冷却管内の炭素析出現象が再生冷却特性に及ぼす影響などについても評価することな

どによって，同再生冷却システムの実用化に向けた問題点の洗い出し・解決のための模索を進めていく予定である．

参考文献

- [1] D. H. Petley, S. C. Jones, “Thermal Management for a Mach 5 Cruise Aircraft Using Endothermic Fuel,” *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 3, pp. 384-389, May-June, 1992.
- [2] H. Lander, A. C. Nixon, “Endothermic Fuels for Hypersonic Vehicles,” *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 5, pp. 200-207, Apr., 1971.
- [3] L. S. Ianovski, V. A. Sosounov, Yu. M. Shikhman, “THE APPLICATION OF ENDOTHERMIC FUELS FOR HIGH SPEED PROPULSION SYSTEMS,” ISABE 07-7007, 13th ISABE, Chattanooga, Tennessee, USA, 1997.
- [4] M. L. Huber, “NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version 3.1,” NIST Standard Reference Database 4, U.S. Department of Commerce, Feb. 2003.
- [5] H. Huang, L. J. Spadaccini, D. R. Sobel, “Fuel-Cooled Thermal Management for Advanced Aeroengines,” *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 126, pp. 284-293, 2004.
- [6] 湊亮二郎他，「熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究 - 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 年次報告書 2006，2007年5月．
- [7] P. A. Masters, C. A. Aukerman, “Deposit Formation in Hydrocarbon Rocket Fuels with an Evaluation of a Propane Heat Transfer Correlation,” AIAA-1982-1290, AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, June 21-23, 1982.
- [8] H. Schlichting, K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*, 8th revised and enlarged edition, Springer, 2000.
- [9] Malcom W. Chase, Jr., NIST-JANAF Thermochemical Tables Fourth Edition Part I, Al-Co, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Monograph No. 9, American Chemical Society and the American Institute of Physics for the National Institute of Standards and Technology, 1998.
- [10] Malcom W. Chase, Jr., NIST-JANAF Thermochemical Tables Fourth Edition Part II, Cr-Zr, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Monograph No. 9, American Chemical Society and the American Institute of Physics for the National Institute of Standards and Technology, 1998.
- [11] 蛭澤直人，「熱分解吸熱反応燃料を用いた宇宙航空輸送システムの概念検討」，平成 18 年度室蘭工業大学修士論文，2007年2月．

熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究 - 研究結果報告

- 湊 亮二郎 (機械システム工学科 助手)
- 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)
- 高橋 将人 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

1 研究概要・目的

次世代航空宇宙機用推進エンジンでは熱負荷が過大になるため、燃料を冷媒として用いる「再生冷却」が必要である。液体水素(LH2)による再生冷却は効率が良いが、低密度であることと貯蔵性に問題がある。一方、炭化水素系燃料は、上記の密度が大きく常温での取扱いが容易であるが、熱容量が小さいため再生冷却に用いるには限界がある。

そこで燃料の高温加熱時に起こる熱分解・吸熱反応の吸熱量を冷却に利用すれば、再生冷却性能を向上させることが提案されている。加えてその熱分解生成物は、元の燃料と比較して発熱量、着火性が優れているという利点もある。このような燃料を熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel, EF) という。しかし熱分解吸熱反応燃料には、加熱時の反応機構や熱伝達特性が不明である上、高温加熱時には炭素析出を併発する。

本研究ではこれらの問題を解決するため、理論解析をすすめてきたのでその成果について述べると同時に、今後予定されている実験計画の概略についても述べる

2 燃料組成と燃焼性能の検討

分解吸熱反応燃料を冷却に適用した場合、熱分解に伴う炭素析出が問題になっている。そこで、本学航空宇宙機システム研究センターでは種々の新規燃料組成を考案し、化学平衡計算等による性能評価を行った。Fig.1 は熱分解吸熱反応燃料をラムジェットエンジンに適用した場合の比推力を示している。今後は、燃料組成を上記の比推力だけでなく、炭素析出量や燃焼温度など航空宇宙機としてのシステム成立性という観点から最適化を図っていく。

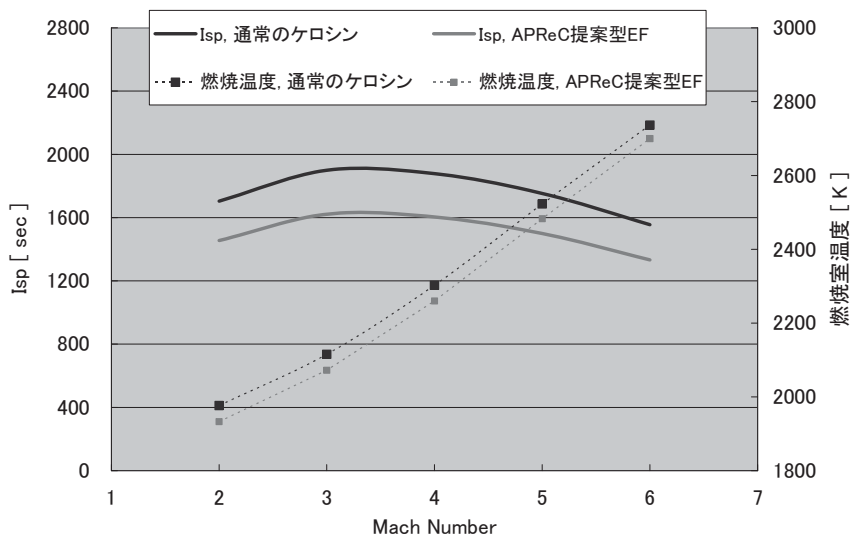


Fig.1 新規の燃料組成による熱分解吸熱反応燃料を用いたラムジェットエンジンの Isp

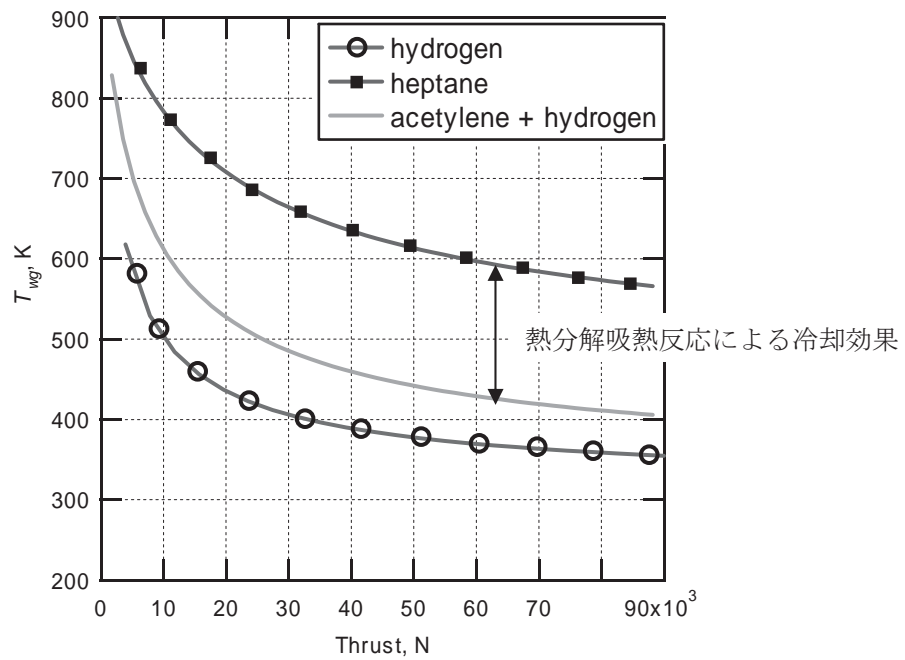


Fig.2 n-C₇H₁₆ の熱分解による燃焼室壁温の冷却効果

一方, 冷却性能についても解析を進めており, Fig.2 には n-C₇H₁₆ の熱分解吸熱反応による冷却効果を図示した. これより最大で 170 K 程燃焼器壁温が下がることが示された.

3 燃料加熱実験の計画

現在, 学内の化学の専門家 (応用化学科) の協力を得て, LNG が加熱された時の炭素析出に関する実験計画を立てている.

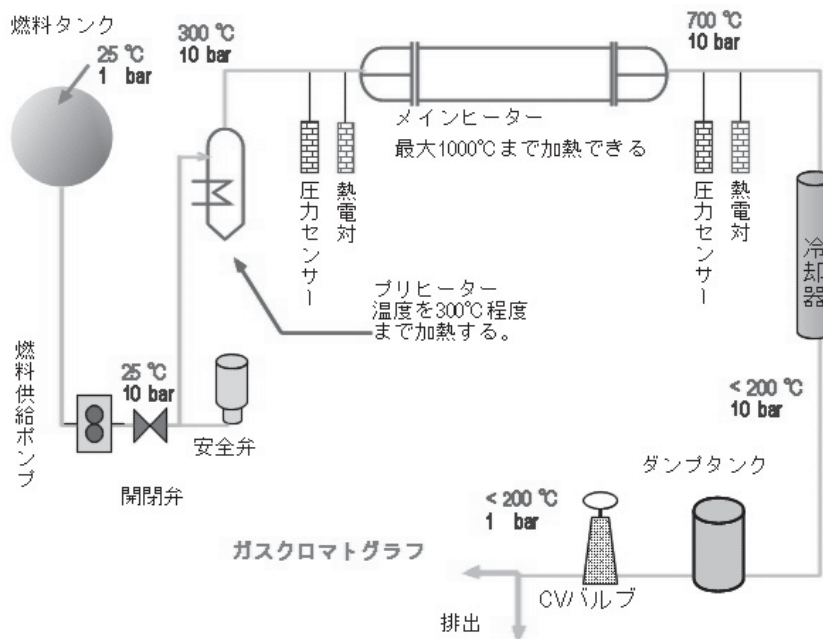


Fig.3 燃料加熱試験装置の概略図

これとは別に、平成 19 年度以降に、熱分解吸熱反応燃料の高温加熱時における吸熱量や冷却特性を実験的に計測する予定である。その実験装置のレイアウトを Fig.3 に示す。この装置の目的は、燃料への加熱量と燃料温度を同時に直接計測することである。これによって、燃料加熱時における吸熱量-温度の相関や、熱伝達率を実験的に算出することが出来る。

現在では、Fig.4 のような燃料加熱の数値シミュレーションを通して、実験装置の設計作業を進めている。(Fig.5 参照)

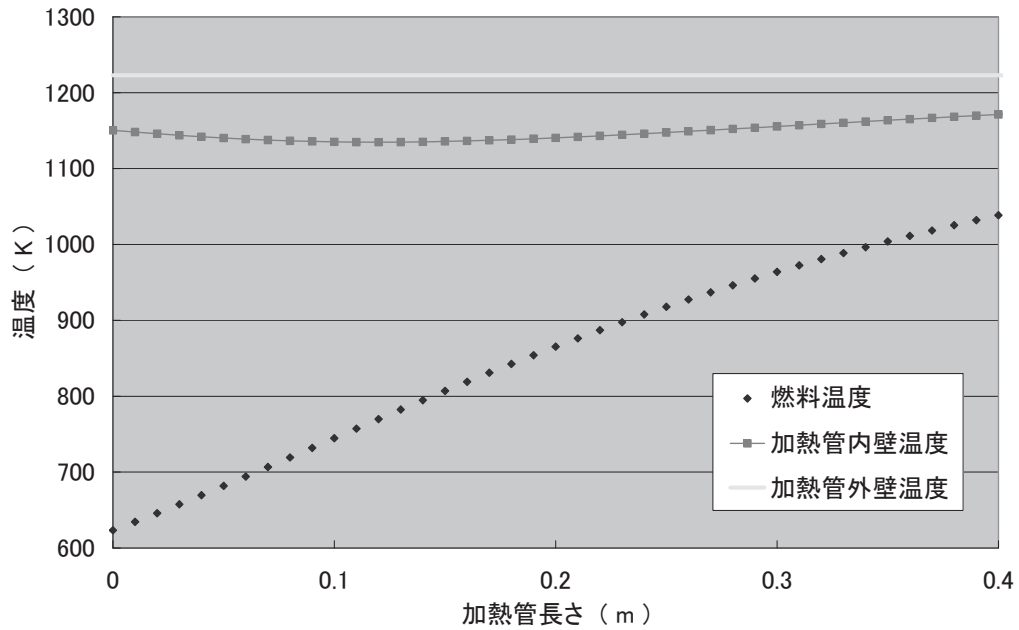


Fig.4 JP-7 を加熱した場合の燃料主加熱器の温度分布

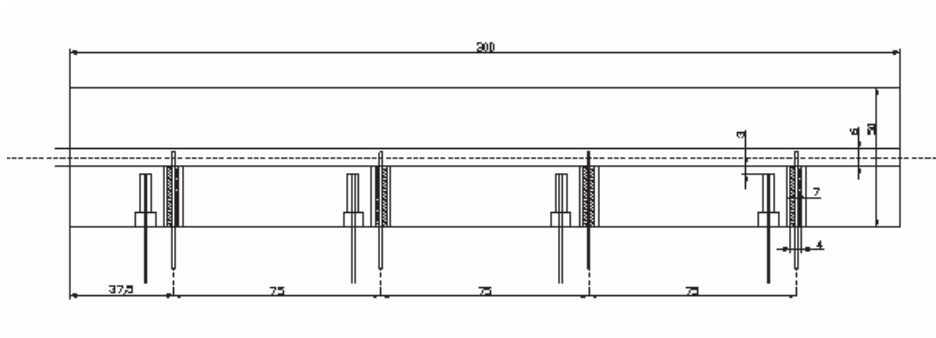


Fig.5 燃料主加熱器の寸法・形状

- 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)
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)
-

1 概要

航空宇宙機システム研究センターでは、平成17年度から3年計画で中型超音速風洞試験装置（マッハ2, 3, 4）の設置と能力および性能の向上のための整備を行っている。本風洞装置で超音速空気流を発生させる3つのノズルおよび計測室は東京大学工学部航空学科が駒場キャンパスに所有していたものを譲受して使用している。駒場キャンパスではノズル上流部に高圧の貯気槽を配置したブローダウン方式であったが、本センターでは下流部に真空タンクを配置した吸い込み方式に変更した。これによって、高圧空気を取り扱うことに伴う危険性が低くでき、空気流の動圧も低くなり、強度の低い風試模型を試験できる利点がある。

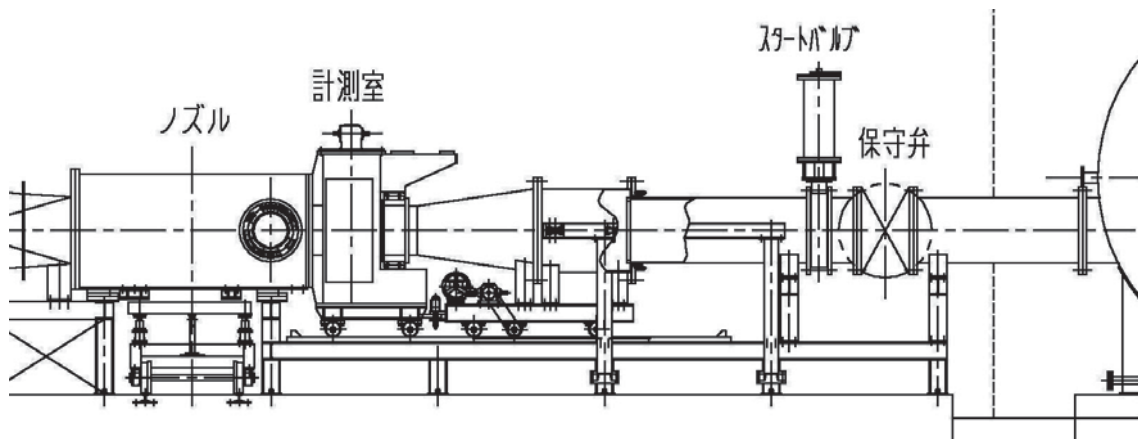
平成17年度末に初期段階の設置を終え、平成18年度には気流の質の向上と真空タンクを1基増設して通風時間の延長を図り、真空タンクおよび真空ポンプ以外の主要部分を覆う仮設上屋を設置した。また、気流を可視化するためのシュリーレン光学計測装置と風洞各部の圧力を計測する計測装置を整備した。

2 気流の質の向上のための改修

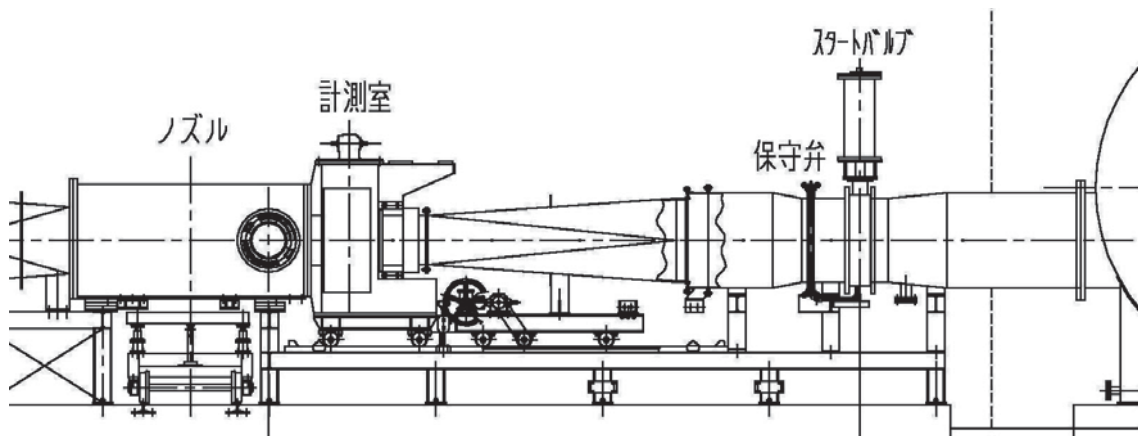
前述の通り、超音速空気流を発生させる3つのノズルおよび計測室は東京大学から譲受したものであり、これらは昭和30年代半ばに設計製作され、建設当時の詳細な特性データは残っていない。特に、計測室（ストラットや模型変角装置）に関する気流の特性データはなく、また、ブローダウン方式から吸い込み方式に変更したことによる気流特性の推定が的確には行えなかったことが原因で、各マッハ数において上質な気流を確立するには至らなかった。

通風試験によって取得した風洞各部の圧力データに基づいて、計測部下流から真空タンクまでの流路を見直し、図1に示すように改修した。主な改修点は、計測部下流のディフューザー形状、スタートバルブや保安弁の口径の拡大、真空タンクとの接続配管の口径拡大等である。特に、保安弁については、既製品を使わず、この風洞に最適なゲート弁を設計・製作し、操作性と安全性を両立させる工夫をした。また、この保安弁はスタートバルブの上流側に移設した。

スタートバルブの口径を拡大したが、ニューマチック駆動部は変更せず、駆動圧力を0.7 MPaに上げることによって、弁の開閉時間は0.3秒程度に維持できた。



風洞設備側面図（改修前）

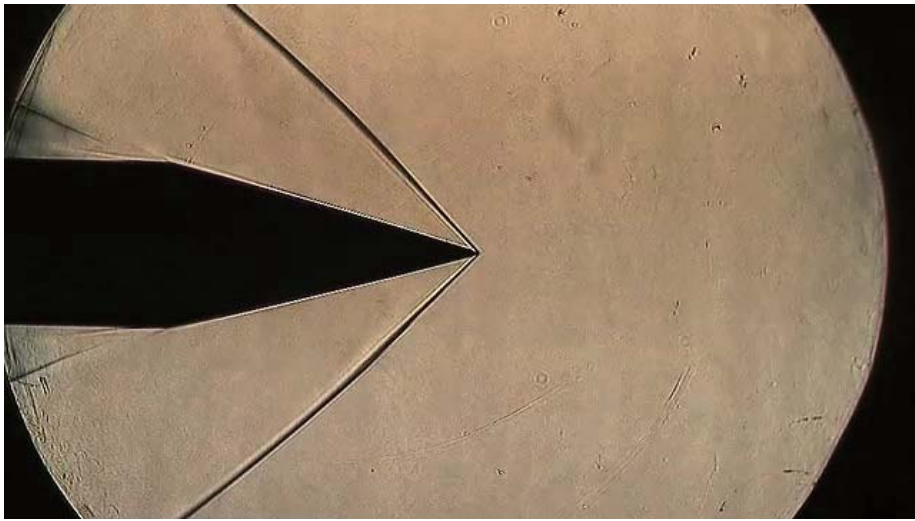


風洞設備側面図（改修後）

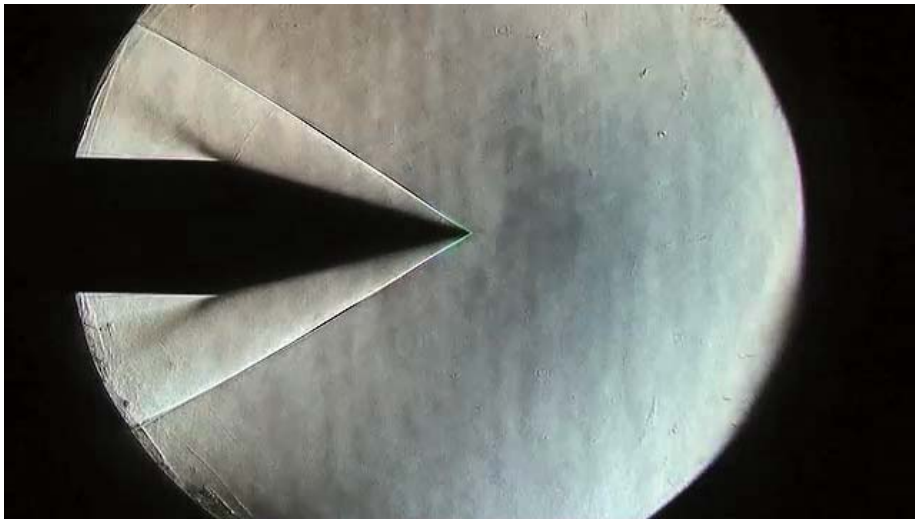
図1 気流の質の向上のための改修

気流の質の改善の結果

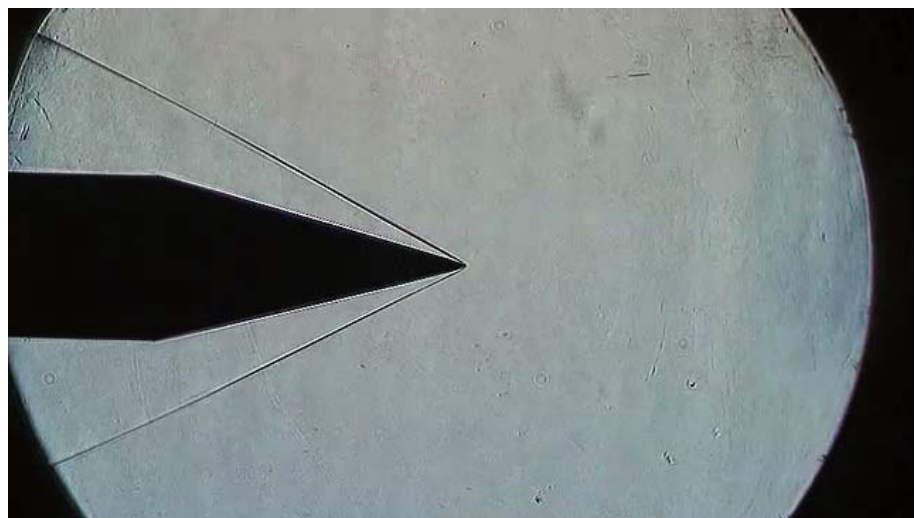
以上のような改修を施した後、各マッハ数ノズルを用いて通風試験を行い、シュリーレン可視化計測を行った結果、図2に示すような良好な気流が確立されていることを確認した。また、風洞各部の圧力計測の結果からも良好な気流が確立されていることが確認された。



マッハ2のシュリーレン画像



マッハ3のシュリーレン画像



マッハ4のシュリーレン画像

3 真空タンク増設による通風時間の延長

本風洞装置では、内容積 100m³ の真空タンクを毎年 1 基ずつ増設する計画であり、これによって通風時間を延長し、各種の風洞試験に対応していく計画である。真空タンクが 2 基になり、各マッハ数における通風時間は、以下のようになった。

マッハ 2 : 5.5 秒 マッハ 3 : 5.5 秒 マッハ 4 : 2.7 秒

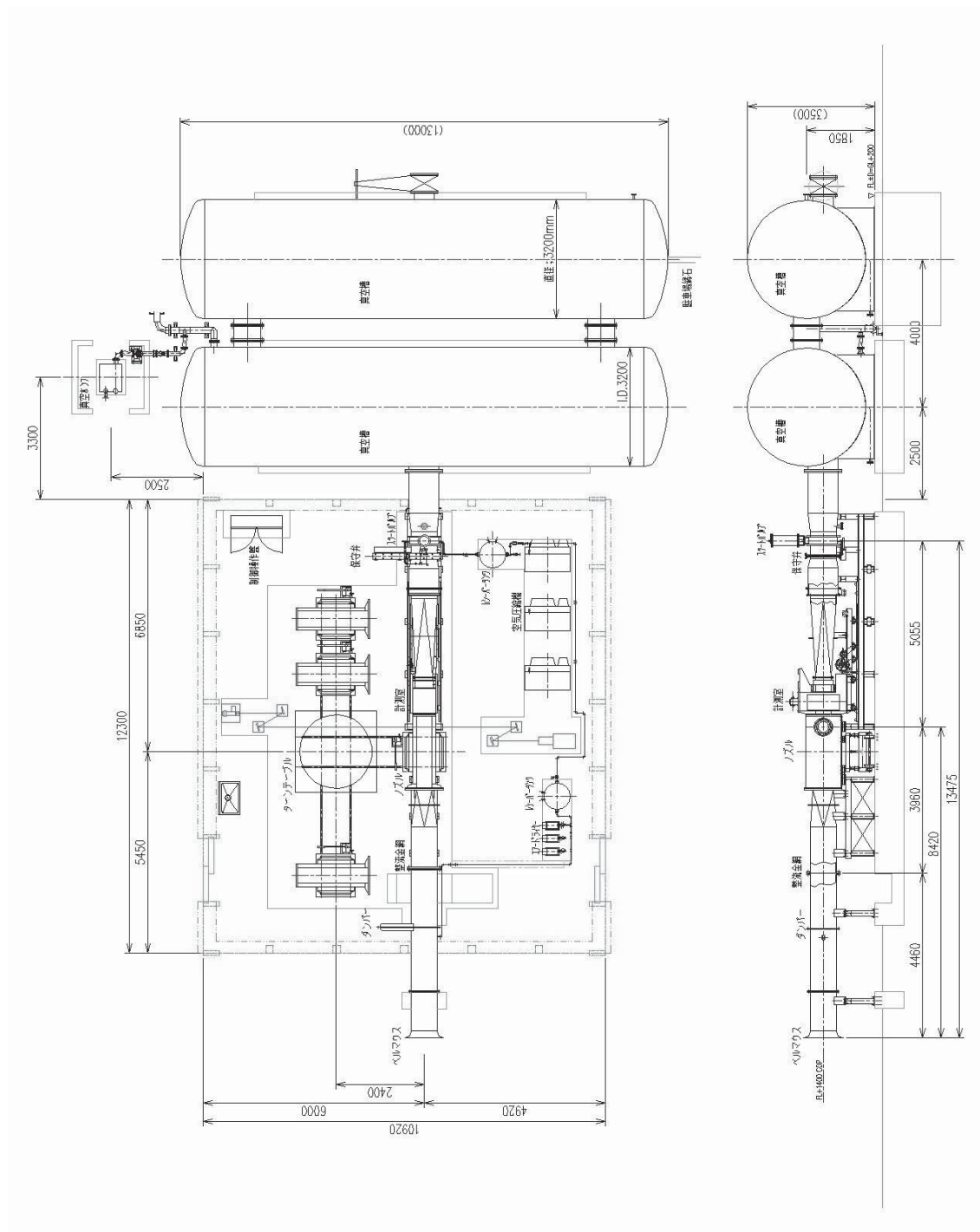


図 2 中型超音速風洞試験設備

4 今後の計画

今後の主な整備計画は、以下のものを予定している。

1) 真空タンクの増設

最終的には、 100m^3 の真空タンクを5基にする計画である。平成19年度内には3基目を設置する。

2) 真空排気装置の増設

真空タンクの増設に伴って真空排気装置を最終的には3機にする計画である。

3) エアバックの設置

現在風洞は大気中の空気を吸い込んでいるが、この場合大気に含まれる水分が気流の質を低下させる。したがって、風洞吸い込み口に 350m^3 程度のエアバックを設け、これに乾燥空気を貯め、風洞に吸い込ませる計画である。

4) 空力計測天秤の整備

既に6分力が計測可能な天秤は、取得しているが、計測精度を確保するためには、較正装置を製作する必要がある。

5) 計測・制御室の整備

試験の準備段階までは風洞試験室内に人が立ち入って作業を行うが、通風試験時には風洞試験室内に人が立ち入らないで操作する方が安全であることから、風洞試験室に隣接して計測制御室を設け、ここで通風試験の操作を行う計画である。また、前述の天秤の較正や計測機器の調整および模型の組立・調整・保管を行う計画である。

試験装置整備報告 - フライトシミュレータ装置の設置

- 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)
- 笹山 容資 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
- 工藤 摩耶 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

航空宇宙機の飛行性能・飛行安定の予測・検証や、誘導・制御系の設計およびその性能の検証を目的として、フライトシミュレータ装置を導入した。当初の仕様としては、双発小型ジェット機（CRJ200, Learjet45）の飛行を世界中の主要空港および主要航空路で模擬できる。今後6自由度飛行力学計算システムを自主構築しフライトシミュレータに統合することによって、風試による空力特性データやエンジン性能の予測データを用いて小型超音速飛行実験機の飛行性能・飛行安定や誘導・制御系の研究・開発に活用する計画である。また、航空宇宙機の大気中の飛行メカニズムは言葉で表現し難いものであるが、このフライトシミュレータを使えば、パイロットになったがごとく飛行メカニズムを体感できるので、飛行力学の実習授業にも極めて有用である。



図1：フライトシミュレータ装置の概観



図2：フライトシミュレータ装置を用いた小型超音速飛行実験機の開発手順

- 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)
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)
-

1 騒音計測の目的

航空宇宙機システム研究センターでは、再使用型宇宙輸送システムや次世代超音速航空機の実現を目指して大気中を高速で飛行するための革新的な基盤技術の研究開発を行っている。これらの基盤技術は最終的には実際の飛行環境において実証する必要があるが、飛行実証の前にできるだけ地上で繰り返し安全に実証することが費用対効果の観点から考慮しなければならない。

この要求を満たすため、室工大では鉄道の軌道(レール)と同様な直線の軌道(約3 km)を地上に設置し、この軌道上においた試験台車をロケットあるいはジェット推進によって高速(超音速域)まで加速する装置(高速走行軌道装置)の設置を計画している。

北海道勇払郡安平町の安平川沿いの谷間が候補地の一つであるが、周辺3 km以内に同装置から発生する騒音によって影響を受ける可能性のある家畜が飼育されている施設がある。また、ゴルフ場も営業している。従って、同軌道装置からこれらの施設に到達する音波を計測し、その影響を評価しておく必要がある。

今回はその騒音を計測する第一段階として、NPO 法人 HASTIC が所有するCAMUIロケットを音波発生源に利用し、各施設において騒音を計測した。

2 騒音計測結果の概要

平成19年2月24日(土)に計画書に沿って予定通り、3回騒音計測を実施した。1回目の騒音計測の結果、明確にCAMUIロケットの燃焼音と認められなかった計測地点があり、計測点をCAMUIロケット燃焼地点に近づけた。更に、2回目の騒音計測の結果に基づいて計測点を変更した。3回目の騒音計測では、明確にCAMUIロケットの燃焼音と判別できる計測点はなかった。

今回使用したCAMUIロケットの推力レベルでは、周囲に問題となる騒音は伝搬しなかった。

謝辞

今回の騒音計測では、以下の方々にご協力を頂きました。ここに感謝の意を表します。

協力：安平町役場 職員

NPO 法人 北海道宇宙科学技術創成センター(HASTIC)

国立大学法人 北海道大学大学院 永田研究室

国立大学法人 室蘭工業大学 学部生, 大学院生

試験装置整備報告 — 高速走行軌道試験装置の予備検討(水制動装置の特性調査)

- 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)
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)
松田 智恵 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
宮瀬 宗彦 (機械システム工学専攻 高速流体研究室)

1 概要

航空宇宙機システム研究センターでは、研究開発した革新的な基盤技術を安全に飛行実証するため、各種の地上試験装置を整備する計画である。飛翔体の空力特性を取得するための超音速風洞試験装置、飛翔体の飛行制御特性を検証するためのフライトシミュレータ、エンジンの性能を取得するための燃焼試験装置と並んで、地上に敷設した軌道上を実機サイズの模型を高速で走行させ、推進特性や機体の空力特性を試験する高速走行軌道試験装置を整備する計画である。この高速走行軌道試験装置は、最高走行速度をマッハ1.5程度にするには、全長3km程度の直線の軌道が必要であり、設置場所の調査・検討を行っている。この装置では、加速と共に減速機構がキー技術であり、その候補として水制動装置の基礎的な研究を開始した。

2 水制動装置の概要

水制動装置は、図1に示すように二本のレール間に水の水路を設け、走行スレッドが制動区間に来たところでスレッドに設けたポケットで水路の水を吸引し、ポケットに沿って水流を180度転向し前方に噴射することによって、水の運動量変化で制動力を発生する仕組みである。

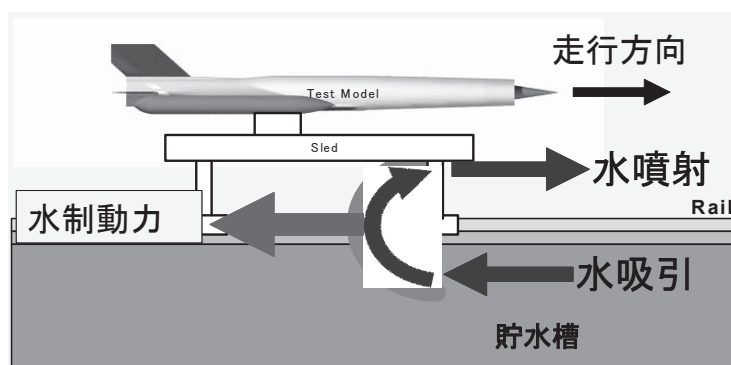


図1 水制動装置の原理図

この制動力の基礎的な特性を調査するため、図2に示すような試験装置で水制動力を計測した。実際の制動装置では、走行するスレッド上に制動用のポケットが固定されているが、ここではポケットを静止した状態で固定し、これに水を噴射してポケットに作用する力をロードセルで計測した。また、ポケットから噴出する水の局所的な力を計測し、そのXY方向の力の分布を計測した。

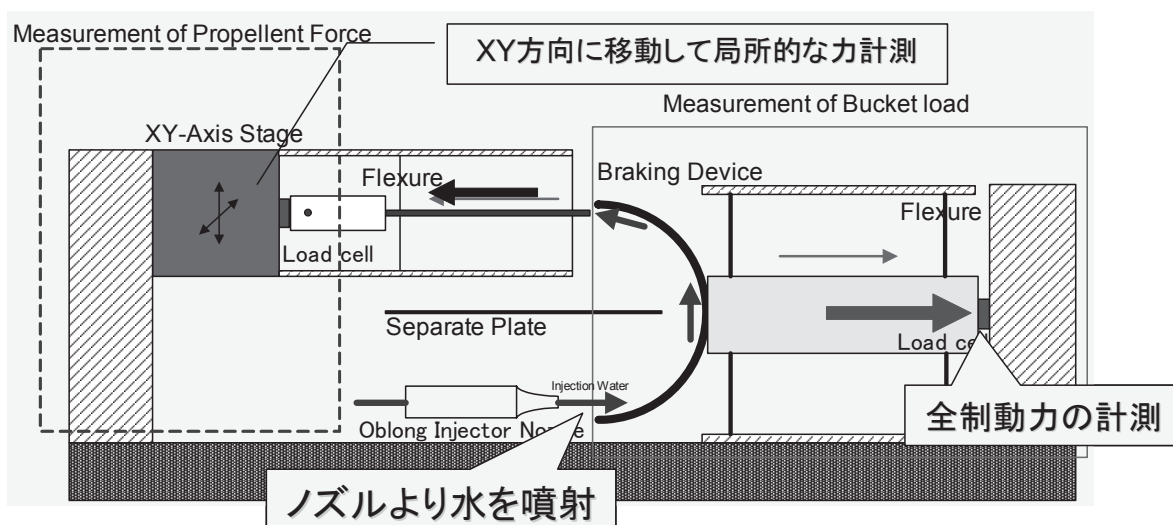


図2 水制動力の計測原理図

図3に全制動力の計測値と理論値を示した。この装置における実際の制動力は、理論値の0.65～0.7程度であることが判明した。

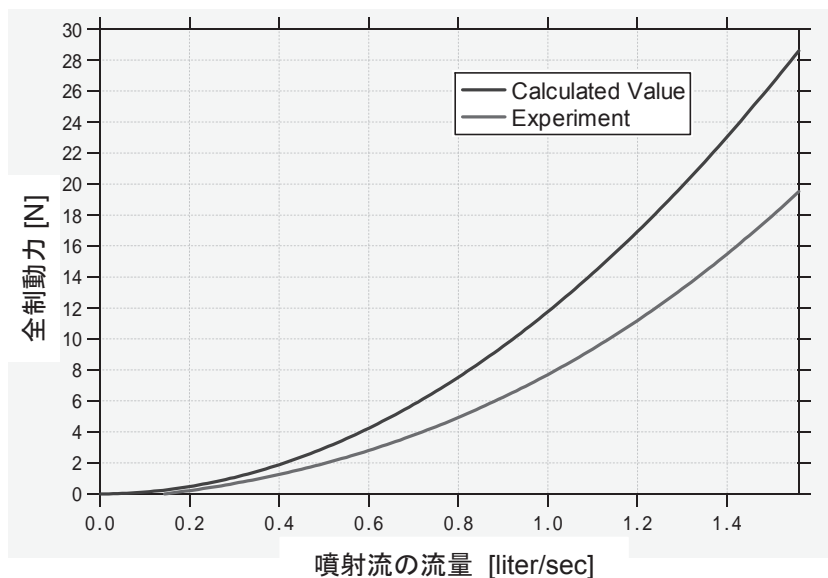


図3 全制動力の計測結果

図4に制動パケットから噴出する水流の局所的な力の分布を計測した結果を示した。この試験の結果から噴出流が前方の水平方向から上下に散乱していることが分かり、これによって理論値より計測値が低くなったものと思われる。

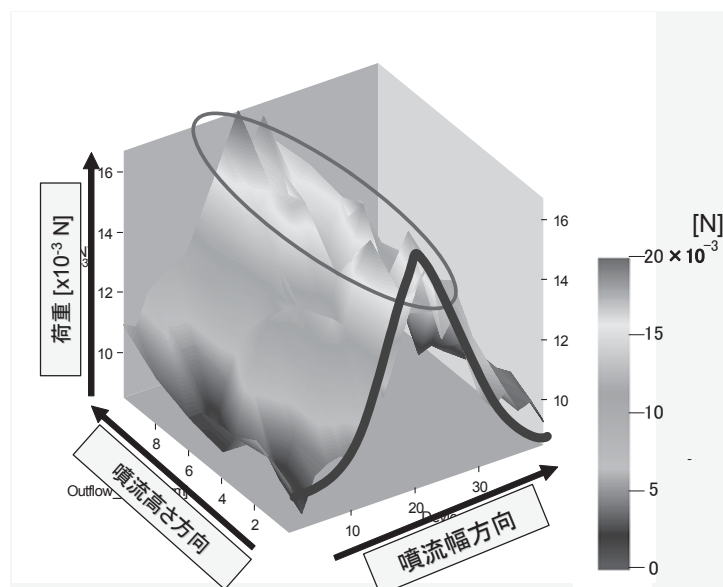


図4 バケットからの噴出流による局所的な力の計測結果

今回の試験では、静止状態での水噴流による制動力を評価したものであるが、実際の走行状態において水路から水を吸引し噴射する場合には、吸引や噴射のアンバランスによる走行安定性への評価も必要である。今後は走行状態における水制動の試験を行う予定である。

共同研究報告(JAXA 宇宙科学研究本部) – 模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定

-
- 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)
 - 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)
 - 工藤 摩耶 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 - 笹山 容資 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
-

室蘭工業大学の共同研究申込者
教育研究等支援機構 教授
棚次 亘弘

J A X A 宇宙科学本部の研究協力者
宇宙科学研究本部 開発員 本郷素行

風洞利用期間

平成 18 年 9 月 20 日 ~ 平成 18 年 9 月 29 日 (延べ 9 日間 . 土日は除く .)

研究要旨

室蘭工業大学を含めた国内 4 大学と JAXA との連携により, 次世代型高速機や次世代型宇宙輸送機の各種基盤技術の飛行実証プロジェクトが進められている. 本研究の目的は, 亜音速から超音速域の飛行実証においてフライングテストベッドとなる小型無人超音速機の適切な機体形状を見出すことである. 現在までに, 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翼式機体形状 (K 型機体), 超音速実飛行データを取得するための加速飛行性能を重視した固定翼式機体形状 (M 型機体), Close Coupled Canard を有する固定翼式機体形状 (O 型機体) を提案し, これらについて風洞試験を行い, 取得したデータを用いて加速性能や飛行性能を評価した. その結果, M 型機体については超音速までの加速飛行が可能であることが予測された.

詳細は, 機体関連の研究紹介を参照されたい.



共同研究報告(株式会社馬場機械製作所) – 航空宇宙機用薄肉部材の試作と曲面形状評価方法の研究

	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)
○	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)
	馬場 義則	(株式会社馬場機械製作所 代表取締役社長)

1 研究の概要

革新的航空宇宙機の開発に必須の風洞試験用模型やターボジェットエンジン用ファンブレード・タービンブレード等の薄肉部材については、曲面で構成された極めて薄い金属部材を高精度で切削する必要がある。このような薄肉加工技術は航空宇宙機製造の根幹を担う極めて高付加価値の技術であるが、近年は大手重工ですべての加工技術を維持するのは困難になってきており、世界的に生産拠点が中小企業に移りつつある。そこで本研究では、これまで室蘭地域に蓄積されてきた機械金属加工技術を集約・改良することにより、上記のような薄肉部材を試作することを通して、加工技術を構築した。さらに、加工された薄肉部材の曲面形状を精密に測定・評価する手法について調査し、効果の高い手法を選定して、その適用可能性を探った。

2 薄肉部材の試作

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターで設計された風洞試験模型 M2006 型の水平尾翼および垂直尾翼を NC 加工により試作した。薄肉部材のエッジ(縁)の形状を正確に実現することを狙って、エッジに予め 0.3mm ないしは 0.5mm の厚みを与えるよう切削加工し、その後にエッジの厚みを研磨によって調整した。研磨前の状態を図 1 に示す。

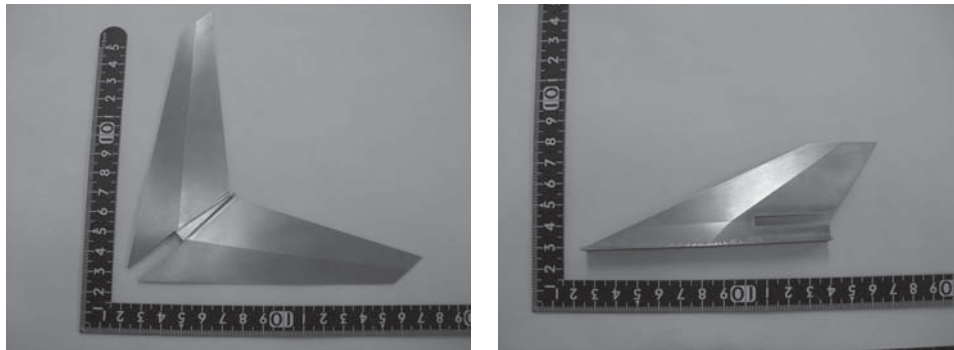


図 1：試作された薄肉部材（研磨前の様子）

3 曲面形状の測定・評価方法

物体の三次元形状を測定する手法としては、大別して、「接触式三次元測定」と「非接触式三次元測定」がある。また、測定データを、NC 加工の元となる CAD データと比較して、曲面形状の加工精度を評価する作業は「製品検査」と呼ばれる。

3.1. 接触式三次元測定

三次元トラバース装置のトラバースアームの先端にプローブ(探針)を設置し、アームをトラバースさせ、プローブを物体表面に軽く接触させた瞬間のプローブの三次元座標をポテンショメータ、A/D 変換器、パソコン、等の機材を用いて測定・記録する方式である。物体表面の代表的な箇所の寸法が比較的容易かつ高精度(誤差: 数 μm ~ 数十 μm)に測定できるが、三次元的な形状、特に曲面形状の測定・評価は困難である。

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターで試作した小型ターボジェットエンジン・コン

プレッサーファンの形状を測定している様子を図2に示す。これは、ファンを製作した(株)アイコクアルファ社の加工現場近くで測定したものである。同等の接触式三次元測定機(図3)が室蘭工大 CRD センターに保有されているが、しばらく稼働していなかったこともあって制御系の整備が必要であり、今後の活用が期待される。

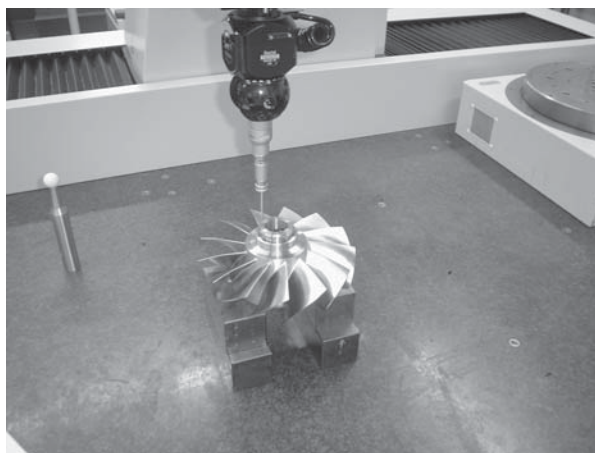


図2：試作されたコンプレッサーファンの形状測定(於(株)アイコクアルファ)



図3：室蘭工大で保有している三次元測定機(ミットヨ B-706 型)

3.2. 非接触式三次元測定機

光学的に物体の表面形状を測定し、物体表面上の多数の点の座標(点群データ)を得る方式である。測定手法としては、縞状の光を物体に投射し、投射角度を種々に変えながら物体表面に映った縞模様を2つの CCD カメラで撮影し、パソコン上で画像処理する。1回の測定は数秒で完了するが、光源位置から見えない物体表面(つまり陰の部分)の測定ができないため、物体と光源の位置関係を変えながら複数回測定する必要がある。さらに、これら複数回の測定データを組み合わせて、物体全体の形状データを構成しようとする場合、測定データの三次元的なつなぎ合わせに熟練とノウハウが必要である。

上述の風洞試験模型 M2006 型の水平尾翼について、道工試にて形状測定を実施した様子を図4～図6に示す。図5のように、測定機には2つの CCD カメラが搭載されており、向かって左側のカメラは光源を兼ねている。この光源から図5のように縞状の光が投射され、投射角度(つまり縞模様の向き)を変えながら複数の画像を撮影する。その画像を図6のように専用ソフトで処理して、点群座標データを得る。

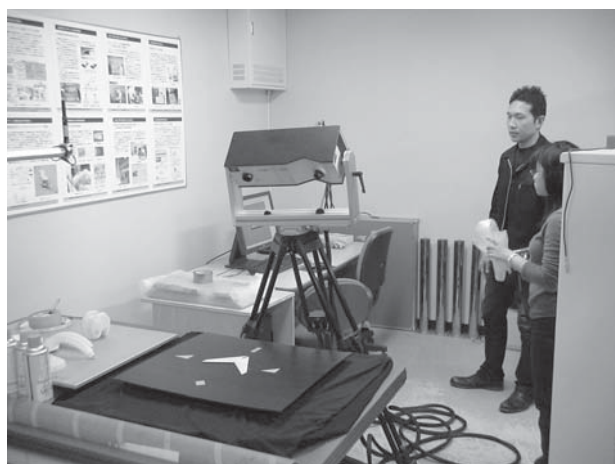


図 4 : 道工試の非接触三次元測定機



図 5 : 縞状の光を投射して形状測定している様子

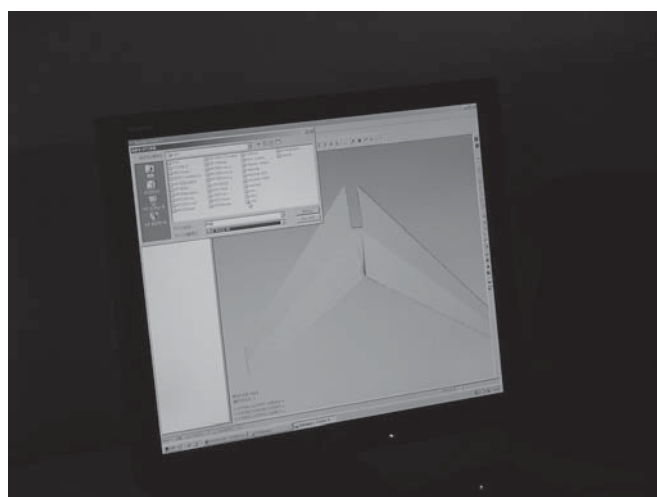


図 6 : 専用ソフトを用いた画像処理と点群座標データ生成

3.3. 製品検査の方法

CAD データと形状測定データを厳密に比較するには、物体表面ないしは内部に基準点を 3 点設定し、CAD データと形状測定データとの間で三基準点の座標を一致させた上で、物体表面上の各

点の座標を CAD データと測定データの間で比較することが必要である。しかるに、上述の非接触式測定データでは、点群座標データの各点の配置は測定のタイミングで勝手に決まってしまうものであり、例えば物体表面のエッジ、先端、稜線、等に沿って点群が並ぶ訳ではない。換言すれば、その物体の表面形状を定義するための輪郭や代表点の座標が必ずしも測定に掛かる訳ではない。従って、各点の座標の比較検証に重きを置くのではなく、表面形状の大域的・概略的な再現度を見るという観点から取り組むことが必要であり、そのためにはある種の統計的評価が肝要である。その手法についての調査検討が今後の課題である。

- 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)
 - 西村 宗真 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 - 竹田 広人 (機械システム工学科 高速流体力学研究室)
-

1 研究概要・目的

本学航空宇宙機システム研究センターでは、小型超音速飛行実験機の開発を進めているが、その搭載エンジンには、反転軸流ファンターボジェットエンジンが考えられている。同エンジンの圧縮ファンの空力特性・振動構造特性は、エンジン全体の性能を左右するため、リグ試験機による回転試験が必須である。そこで本学 APReC では、株式会社 ASI 総研と共同で反転軸流ファンの第一段ファンブリスクの設計製作、及び回転試験用リグ試験機の製作を進めている。

2006 年度では、第一段ファンのファンブリスクを設計・製作を行ったので、その設計過程と成果報告を行う。

2 製作及び作業分担

作業範囲の全容は以下のとおりである。室蘭工業大学は概念設計及び詳細設計を行い、ファンブリスクの CAD データを ASI 総研に引渡した。ASI 総研はその CAD データを基に下記に示す製作設計と製作を行った。

- (1) 第一段ファンブリスクの概念設計 (室蘭工大担当)
 - ・速度三角形の検討
 - ・ハブ、ケーシングの形状検討
- (2) 第一段ファンブリスクの詳細設計 (室蘭工大担当)
 - ・ファンブレード形状の三次元設計
 - ・ファンブレードの空力解析
 - ・ハブ、ケーシング及びファンブレードの CAD 形状データの作成
- (3) 第一段ファンブリスクの製作設計 (ASI 総研担当)
 - ・リグ試験機における第一段ファンブリスクの配置検討
 - ・回転軸系の検討
 - ・ファンブリスクにおける遠心力の検討
 - ・第一段ファンブリスクの製造図面作成
- (4) 第一段ファンブリスクの製作 1 式 (ASI 総研担当)

3 第一段ファンの空力設計と構造設計

反転軸流ファンのファンブレード形状は、流線曲率法によって形状を決定した。この方法では、ファンブレード前後の流体の流れ方向を求めて、それに基づいて 2 次元翼形状を決定する。2 次元翼形状をファンのハブ(根元)からチップ(翼の半径方向の先端)まで求め、それらを翼重心

が一致するように重ねる．これは高速回転時の遠心力による翼捻りを最小限にするためである．
 こうしてファンブレードの3次元形状を設計する．設計されたファンブレードについて空力解析
 を行い，流れの剥離を伴わずに空気を圧縮できることを数値的に確認した．またファンブレード
 に作用する遠心力を解析してファンに作用する応力が，安全範囲内にあることを確認した．

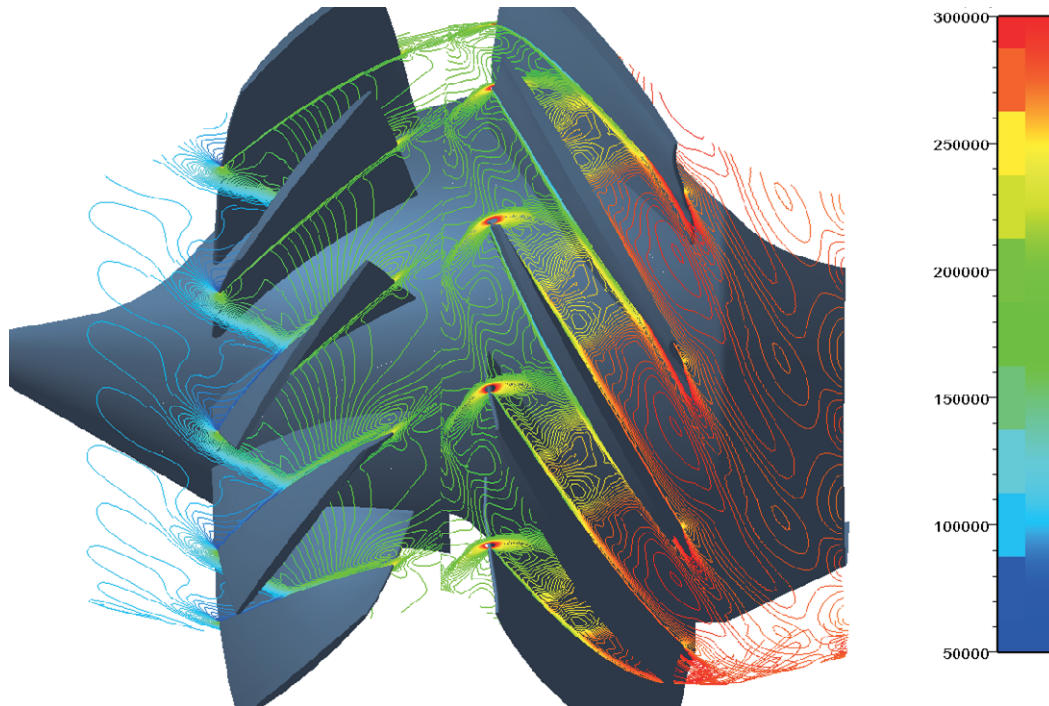


Fig.1 定格状態における中心流路断面内の全圧分布

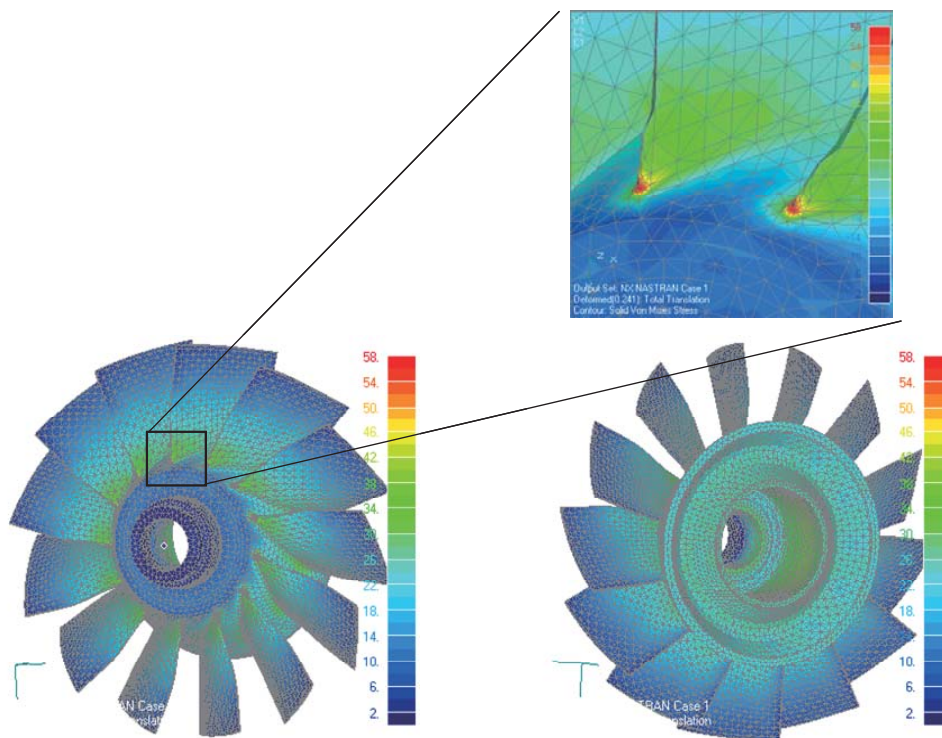


Fig.2 定格状態における遠心力によるファンブリスクの応力分布

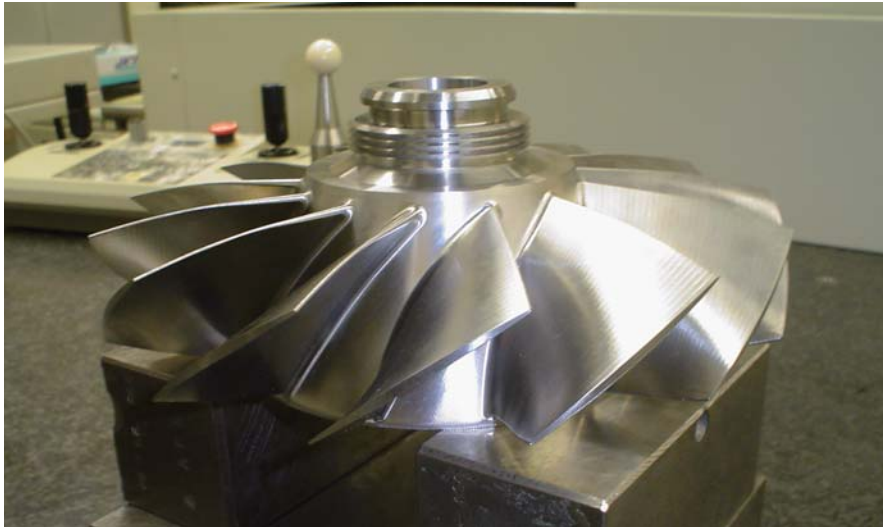


Fig.3 試作した反転軸流ファンの第一段ファンブリスク

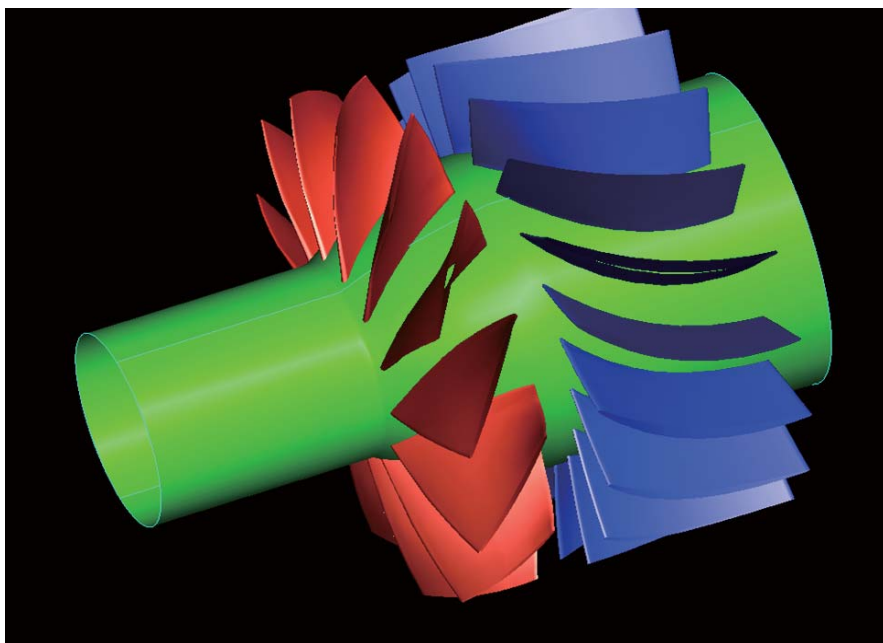


Fig.4 リグ試験機におけるファンブリスク（赤）と静翼（青）

4 ファンブリスクの製作

以上の空力解析と構造解析を通じて、ファンブレードの形状を決定した。この形状を CAD データに変換し、ASI 総研を通じて名古屋の精密機械加工メーカー(株)アイコクアルファ社に加工を依頼した。Fig.3 に完成したファンブリスク形状を示す。平成 19 年度には、試作したファンブリスク用のリグ試験機を製作する予定であり、その設計作業を進めている。Fig.4 にリグ試験機にファンブリスク（赤いブレード）と整流用の静翼（青いブレード）を図示する。更に平成 20 年度には JAXA 総合技術研究本部で回転試験を行い、空力性能、振動性能試験を行う予定である。

発表論文

- 1) 湊亮二郎, 棚次亘弘, 溝端一秀, 杉山弘(室工大)「室蘭工大における小型超音速機用ターボジェットエンジンコンプレッサーの開発状況」, 日本航空宇宙学会第37期年会講演会, 調布, 2006年4月4-5日.
- 2) Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N., Kimura, H., Himeno, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Aso, S., Tani, Y., Arai, T., “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation Between Universities,” 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-g-20, Kanazawa Japan, June 4-11, 2006.
- 3) Kimura, H., Hada, S., Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N., “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experimental Vehicle,” 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-g-21, Kanazawa Japan, June 4-11, 2006.
- 4) Minato, R., Tokura, I., Tanatsugu, N., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., “Preliminary Design of a Small-Scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experimental Vehicle,” 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-g-22, Kanazawa Japan, June 4-11, 2006.
- 5) 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 杉本敬一, 棚次亘弘(室蘭工大), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 新井隆景(大阪府大), 本郷素行(JAXA/ISAS), 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計と超音速風試」, 第38回流体力学講演会, 日本航空宇宙学会, 室蘭, 2006年9月.
- 6) 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 坂上昇史(大阪府大), 溝端一秀, 棚次亘弘(室蘭工大), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 「小型超音速無人飛行機の亜音速特性試験」, 第38回流体力学講演会, 日本航空宇宙学会, 室蘭, 2006年9月.
- 7) Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N., Kimura, H., Himeno, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Aso, S., Tani, Y., Arai, T., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities,” 14th AIAA/AHI International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Canberra, Australia, AIAA Paper 2006-7985, Nov. 6-9, 2006.
- 8) Minato, R., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane,” 14th AIAA/AHI International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Canberra, Australia, AIAA Paper 2006-8145,

Nov. 6-9, 2006.

- 9) Mizobata K., Minato R., Tanatsugu N., Kimura H., Hada S., Kudo M., et al., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities,” KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Pusan, Korea, Nov. 15-17, 2006.
- 10) Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane,” KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Pusan, Korea, Nov. 15-17, 2006.
- 11) 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶(室蘭工大), 姫野武洋(東大・工), 小林弘明, 小島孝之(IAT/JAXA), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「大学・JAXA の若手連携による小型超音速飛行実験機の開発構想」, JAXA 宇宙科学研究本部 宇宙航行の力学シンポジウム, 2006年12月.
- 12) 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘(室蘭工大), 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶(室蘭工大・院), 姫野武洋(東大), 小林弘明, 小島孝之(JAXA), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 新井隆景(阪府大), 「大学とJAXA の若手連携による小型超音速飛行実験機開発構想」, JAXA 宇宙科学研究本部 宇宙輸送シンポジウム, 2007年1月.
- 13) 湊亮二郎, 棚次亘弘, 溝端一秀(室蘭工大), 小林弘明, 小島孝之(IAT/JAXA), 姫野武洋(東大・工), 「小型超音速飛行実験のためのジェットエンジンの予備設計」, JAXA 宇宙科学研究本部 宇宙輸送シンポジウム, 2007年1月.
- 14) 新井隆景, 坂上昇史, 岩崎弘之, 楠亀拓也(阪府大・工), 溝端一秀, 棚次亘弘, 湊亮二郎(室蘭工大), 「小型超音速飛行実験のための低速域空力性能改善手法の提案」, JAXA 宇宙科学研究本部 宇宙輸送シンポジウム, 2007年1月.
- 15) 羽田尚太, 棚次亘弘, 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 工藤摩耶(室蘭工大), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」, JAXA 宇宙科学研究本部 宇宙輸送シンポジウム, 2007年1月.

航空宇宙機システム研究センターの支援により実施した講演会およびセミナー

1. JAXA との連携大学院の客員教員による講演・セミナー

- 1) 題目：「複合材料特論」
内容：複合材の概念・特徴，複合材（特に CFRP）の力学と航空宇宙機への応用，耐熱複合材（セラミック，C/C），等
講師：青木卓哉客員助教授（独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 複合材技術開発センター ナノ複合材ユニット 研究員）
日時：6月19日（月）14:35～15:05（材料物性工学科3年次「複合材料学」（桃野教授）と連携）
6月26日（月）14:35～15:05（材料物性工学科3年次「複合材料学」（桃野教授）と連携）
場所：N401 講義室
- 2) 題目：「極超音速推進システム特論」
内容：ジェットエンジンの理論と実際，極超音速航空機・完全再使用型宇宙輸送機のためのジェットエンジンの研究開発，等
講師：田口秀之客員助教授（独立行政法人宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 超音速機チーム 研究員）
日時：7月4日（火）10:25～11:55
場所：S201 セミナー室
- 3) 題目：「ジェットエンジン概論」
内容：ジェットエンジンの歴史，基礎理論，演習
日時：10月2日（月）16:15～17:45（機械システム工学科3年次「推進工学」（齋藤教授）と連携）
10月16日（月）16:15～17:45（機械システム工学科3年次「推進工学」（齋藤教授）と連携）
場所：S201 セミナー室
講師：田口秀之客員助教授
- 4) 題目：「複合材料特論」
内容：複合材を用いた航空機構造の設計・製造と強度評価
講師：青木卓哉客員助教授
日時：11月13日（月）10:25～11:55（材料物性工学専攻「材料加工プロセス学」（桃野教授）と連携）
11月20日（月）10:25～11:55（材料物性工学専攻「材料加工プロセス学」（桃野教授）と連携）
場所：N103 講義室
- 5) 題目：「極超音速推進システム特論」
内容：極超音速・航空宇宙機概説
（極超音速機・宇宙輸送機の歴史，現状，および将来像について）
講師：舞田正孝客員教授（独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部フェロー）
日時：11月30日（木）12:55～14:25（機械システム工学専攻「航空機力学特論」（溝端助教授）と連携）
場所：S201 セミナー室

2. CRD 客員教授による講演・セミナー

- 1) 題目：「企業における技術者倫理，開発工事の取り組み，システムと基礎研究」
講師：東野和幸客員教授（㈱IHI エアロスペース 技監）
日時：6月2日（金）10:25～11:55（機械システム工学科4年次「技術者倫理」（藤木助教授）と連携）
場所：A304 講義室

- 2) 題目：「宇宙利用および宇宙推進技術と大学での研究」
講師：東野和幸客員教授
日時：8月5日（土）11:30～12:00，14:30～15:00（オープンキャンパスの機械システム工学科企画と連携）
場所：A304 講義室

- 3) 題目：「宇宙推進系の動向と技術課題」
講師：東野和幸客員教授
日時：10月23日（月）10:25～11:55（機械システム工学専攻「推進工学特論」（棚次教授）と連携）
場所：S201 セミナー室

- 4) 題目：「ロケットに関するものづくりの現状と課題 - 中小企業への期待について - 」
講師：東野和幸客員教授
日時：10月24日（火）14:00～15:30（CRD セミナーにて）
場所：S201 セミナー室

- 5) 題目：「企業における知的所有権の取り組み：学会対応，論文対応，実験対応」
講師：今井良二客員教授（石川島播磨重工業㈱ 基盤技術研究所 熱流体研究部 課長）
日時：11月2日（木）10:25～11:55，12:55～14:25（機械システム工学科3年次「知的所有権」（藤木助教授・鈴木客員教授）と連携）
場所：A304 講義室

- 6) 題目：「企業における研究の取り組みについて，システムと基礎研究（短時間微小重力環境での液体挙動実験の実例）」
講師：今井良二客員教授（石川島播磨重工業㈱ 基盤技術研究所 熱流体研究部 課長）
日時：11月18日（月）10:25～11:55（CRD セミナーにて）
場所：S201 セミナー室

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2006

2007 年 5 月発行

編集：国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

発行：国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

〒050-8585 室蘭市水元町 27 番 1 号

TEL/FAX: 0143-46-5316

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

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