

なる

NAL

No.515

FEBRUARY 2002



調布飛行場を離陸するMuPAL-
(撮影/青木 勝 ©Katsu Aoki)

寄稿 「NAL」の宇宙と航空

マイクロジェットエンジン付き模型風洞試験法の
要素技術研究

ロケット実験機、豪州で作業開始

飛行船の推進性能を水槽試験で取得

トンネル・ディスプレイを用いた騒音計測飛行実験

水噴射法でエンジン推力増強

「航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2002」
講演募集要項

National Aerospace Laboratory of JAPAN

2

寄稿

NAL」の宇宙と航空

= 宇宙3機関統合に向けて =



五代 富文 (ごだいとみふみ)

1932年生まれ、東京都出身。東京大学工学部卒 工学博士。専門は宇宙計画、宇宙工学。宇宙開発事業団副理事長、国際宇宙連盟 (IAF) 会長を経て、現在は宇宙開発委員。

新世紀の宇宙開発利用に向けて、宇宙3機関の統合準備が進んでいます。宇宙企業から1961年にNALへ移った私は、20年後にはNASDAへ、今は宇宙開発委員会と、宇宙にずっと関わってきました。

1960年代初頭、NALに航空研究設備が整いはじめた頃、役所からNALは宇宙開発コアにとの要請がありました。研究協力の範囲にとどめました。開発のために宇宙開発推進本部が設立され、それが宇宙開発事業団NASDAへと変わっていきました。

ロケット打ち上げなどデモンストレーター研究を進めていたNAL宇宙部門では、その予算、定員の開発機関への移し替えが行われ、実員の移籍も進みました。技術導入が主流となる1970年代には、研究所の関与は希薄なものとなりました。予算要求でも、近未来研究はNASDAへといわれ、将来研究はまだ早いといわれ、NALでの宇宙技術研究はやりにくい時代でした。

この流れに変化が現れたのは、H-IIロケット開発、さらに宇宙往還機HOPE研究がはじまった頃です。NASDAでこれを担当していた私は、NALに積極的応援を頼み、NALの幅広い支援を受けてH-IIは完成しました。空気層も飛行する宇宙往還機ではNAL内にHOPE共同チームも置きました。OREX (軌道再突入実験機)、HYFLEX (極超音速飛行実験機)、ALFLEX (小型自動着陸実験機)などのデモンストレーターではすばらしい成果を得、宇宙往還機実現への路が開けたことはご存じの通りです。

3機関統合にあたっては、宇宙開発委員会では、先導的基幹プログラムも検討しています。宇宙開発利用のブレークスルーである再使用、有人宇宙往還機の実現には、航空技術、安全性研究が必要です。宇宙技術の研究開発へのNALの積極的参加が、社会から強く期待されています。

マイクロジェットエンジン付き模型 風洞試験法の要素技術研究

近年、航空機開発においては設計段階で実機飛行性能を更に精度良く推算するため、機体に対するエンジン吸気および排気ジェットの空力干渉を的確に推算できるシミュレーション技術 [シミュレータエンジン付き模型風洞試験技術・CFD (Computational Fluid Dynamics) による解析技術] の精度向上を図ることが重要となってきています。

これまでのエンジン付き模型風洞試験技術には、高圧空気を動力源としたシミュレータエンジン (タービン方式、エジェクター方式および複合方式) を用いたものがあります。これらの高圧空気式シミュレータエンジン適用には、種々の技術課題があります。特に、大容量の高圧空気を供給するため、空気力計測に多大な影響をおよぼす高圧空気配管の干渉問題、実エンジン特性と異なるエンジン吸気 / 排気流特性 (温度比、運動量比等) 等の問題は重要です。また、空力干渉等の推算精度に限度があるため、CFDの精度向上に反映させるためにも、相似性の高いシミュレータエンジンによる試験技術が必要となっていました。

そこで、実エンジンと相似性がよいことが推測される、実燃焼方式の

マイクロ・ジェットエンジン [AMT社製型式olympusエンジン (最大推力170N、最大回転数110,000rpm、排ガス温度750) : 以下、Mエンジン] をシミュレータエンジンとして導入し、平成12年度には当研究所の6.5m x 5.5m低速風洞にて、Mエンジン単体風洞試験システムを構築して単体特性風洞試験を実施し、Mエンジン単体特性の把握と風洞内燃焼試験におけるエンジン

運転技術や安全性のノウハウを重点的に蓄積してきました (写真1、なるNo.498参照)。
平成13年度からは、当研究所と川崎重工業株式会社 (航空宇宙カンパニー、技術本部) との共同研究「エンジン吸排気流の機体への空力・騒音干渉評価手法に関する研究」として、Mエンジン付き半裁模型風洞試験システムを試作し (写真2)、

(1) Mエンジン付き半裁模型風洞試験技術 (翼へのエンジン艀装、制御・計測、排気ガス放出装置等) の確立、
(2) 機体とエンジンとの空力・騒音干渉 [機

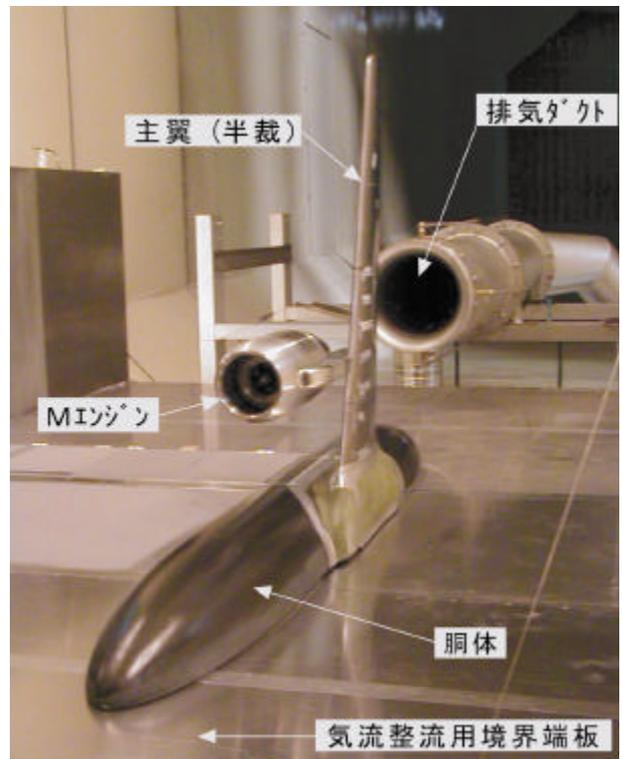


写真2 Mエンジン付き半裁模型風洞試験の状況

体におよぼすエンジン吸排気流の誘導干渉 (力計測、圧力計測、PIV計測)、機体とエンジンとの騒音干渉 (騒音計測)] 等の高度な試験技術のノウハウの蓄積と、(3) CFD解析手法の精度向上を図るための要素研究を始めています。なお、上記の個々の要素技術成果は、今後、高能風洞試験設備への適用と各種の航空・宇宙機開発プロジェクトに反映することができます。

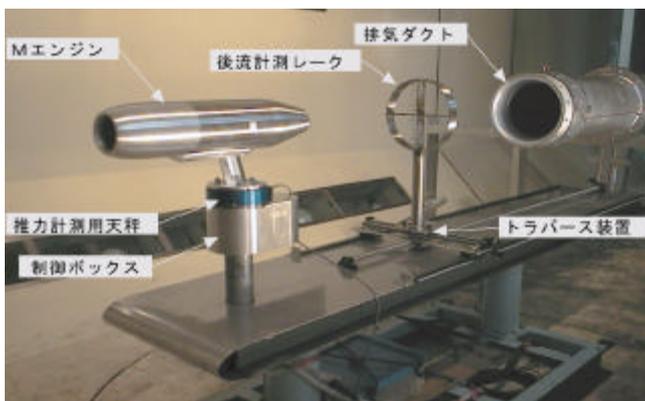


写真1 Mエンジン単体風洞試験の状況



風洞技術開発センター
中谷 輝臣
nakaya@nal.go.jp

ロケット実験機、豪州で作業開始



写真1 だるまに目をいれているところ

当研究所は、平成9年度に着手した「次世代超音速機技術の研究開発」の一環として、小型超音速実験機（ロケット実験機：NEXST-1）の飛行実験を豪州ウーメラ実験場で行う予定です。

この度、実験機の製作・輸送や現地施設の整備を終了し、平成14年1月28日にウーメラでロケット実験機の実験準備作業を開始致しました。

当日は豪州作業開始記念と日豪親善をかねて、ウーメラ村にて開所式を行いました。日本から派遣された当研究所および関連企業の実験隊員、ウーメラ防衛支援センター（DSCW）の職員および近隣の住民総勢約40名が参加しました。日本側の挨拶、ウーメラ防衛支援センター所長の歓迎の辞、近郊住民代表の挨拶などの後、だるまの目入れ（写真1）を行いました。

当研究所職員およびメーカー関係者合わせて常時40名程度、多いときで75名程度の実験隊員が日本から派遣され、ウーメラで作業を行います。また、豪州の人も日本側の準備が完了次第、実験に参加することになっています。

実験準備は、幾つかの建物で同時に進められます。実験機の組み立ては、TS1（Test Shop 1）、ロケットの組み立てはEFS（Explosive Fitting Shop）、ランチャーの整備はLA1（Launch Area 1）で行われますが、作業の中心となるのはIB（Instrumentation Building）と呼ばれる管制棟です（写真2）。

現在、機器の開梱作業や、打ち上げ用ロケット、ロケット実験機等の組み立て、調整作業を行っています。また昨年8月に日本から輸送し、現

地発射実験場に設置したロケット実験機打ち上げ用ランチャ（なるNo.510参照、ISAS所有）の試運転が無事に終了しました。

今後は上記作業および各種試験等を実施し、5月には準備を完了させ6月に予定されている飛行実験に臨みます。

次世代超音速機プロジェクトセンター
中安 英彦
nakayasu@nal.go.jp



写真2 IBの外観

飛行船の推進性能を水槽試験で取得

成層圏プラットフォーム飛行船の推進性能を調べるために、プロペラつき模型を用いて水槽試験を行いました。推進性能を求める水槽試験は船舶開発のための定形の試験として古くからその方法が確立されています。昨年度の試験（なるNo.503参照）と同様に、通信放送機構三鷹成層圏プラットフォームリサーチセンターと当研究所との共同研究として、防衛庁技術研究本部第1研究所に試験を委託しました。

写真は水槽の水面下に支えられている模型です。模型上部の支柱は模型を支えて水中を曳航するためのものであり、船尾には推進用のプロペラをつけています。模型内部には、プロペラを駆動するモータとプロペラの発生する推力とトルクを測る動力計、また模型を曳航する力を測るセンサーが取り付けられています。

水槽試験では、推進性能を求める試験を自航試験といいます。自航試験は次のように行います。プロペラを回し回転数を設定値に合わせます。プロペラを回したまま、模型を曳航して一定速度に達したら曳航力、ならびにプロペラの推力およびトルクを計測します。プロペラ回転数だけ変えて同じことを繰り返し、曳航力がゼロ（模型がプロペラ推力で自航できる状態）になる前後のデータを取得します。自航試験に先立ち、プロペラ単独の特性を求める試験と、プロペラなしで船体の抵抗を求める試験を行っておき、自航試験結果と合わせて推進性能を求めます。

プロペラ位置が船尾の推進形態は、船体とプロペラとの相互干渉が

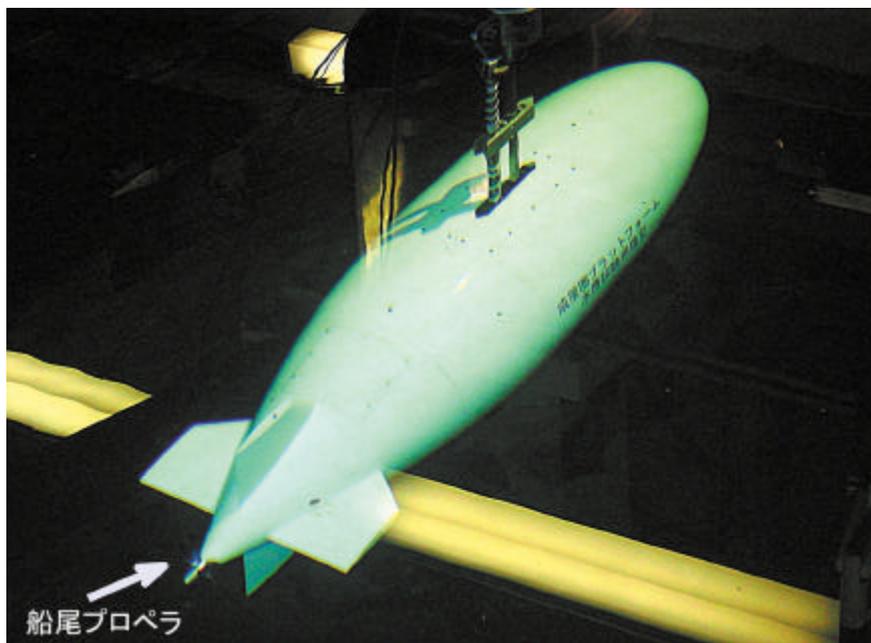


写真 水槽の水面下に支えられている模型

大きいので、推進性能に最も影響を与えます。船尾では、前方船体の影響からプロペラに流入する流速が船体の速度より遅くなります。そのため、船体全体の推進効率がプロペラ単独の推進効率より大きくなり、供給するパワーがより小さくてすむので、電源の制約が厳しい成層圏プラットフォーム飛行船にとって効果的なプロペラ位置になります。しかし船体の構造重量が増加する傾向もあり、システム全体の検討が必要となります。今回の試験では、相互干渉が小さい他のプロペラ配置を想定して、仮想推力を考慮した推進性能も見積っています。

今回の試験結果は成層圏プラットフォーム設計に有効な実データを与え、また、船体・推進系のCFD解析の基準値を提供することになります。



成層圏プラットフォームプロジェクトセンター

奥山 政広

okuyama@nal.go.jp

トンネル・ディスプレイを用いた 騒音計測飛行実験



図1 トンネル・ディスプレイ

近年、空港周辺の航空路の過密化と近隣での騒音被害が重大な社会問題となっていますが、その解決策の一つとして、人口密集地の上空を避けた曲線的な経路を飛行して空港へ進入する方法が検討されています。当研究所では曲線的な飛行経路を正確に飛行するための技術として、トンネル・ディスプレイに関する研究を進めています（なる No.473、493 参照）。これは図1のように空間上にトンネルを表示し、その中を通るようにパイロットが操縦することによ

り曲線的な経路を正確に飛行することが可能となる表示方法です。

これまでに、当研究所の実験用航空機MuPAL- と実験用ヘリコプタMuPAL- を用いて騒音を計測してきました。図2は昨年11月に北海道大樹町多目的航空公園で実施したMuPAL- の騒音計測実験の様子です。精度の良い騒音データを得るためには、あらかじめ決められた経路に沿って飛行する必要がありますが、従来のようなパイロットの目視による飛行では精度に限界がありました。トンネル・ディスプレイを用いることにより、旋回中も機体の位置を数mの誤差で誘導することができるため、より精度の高い実験を行うことが可能となりました。

航空機の騒音は、エンジン、プロペラ（飛行機）やロータ（ヘリコプタ）、ギヤボックスなどから生ずる様々な周波数と指向性を持った音が重なり合ったものです。このため、必ずしも機体の真下が一番うるさくなるわけではなく、聴く場所によ

て複雑に変化します。トンネル・ディスプレイを用いた飛行では、旋回経路を変えることによって機体のバンク角（横の傾き）を設定できるため、図2のように機体の側方での騒音を測ることが可能になります。図3はMuPAL- の騒音計測結果の例で、胴体を輪切りにする断面方向に伝わる騒音の分布を示したものです。今回の実験で得られたデータをもとに、今後はどのような進入経路を設定すれば地上への騒音被害を低減できるかについて研究を進める予定です。

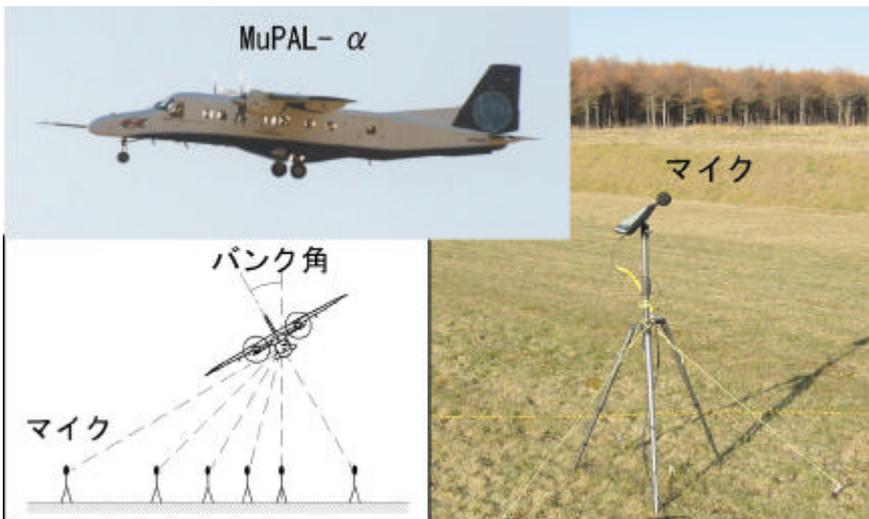


図2 騒音計測実験の様子



図3 騒音計測結果の例



飛行システム研究センター
石井 寛一
ishii@nal.go.jp

= ジェット実験機の試験飛行をスムーズに行うために = 水噴射法でエンジン推力増強

取材協力

航空推進研究センター

高 将治

koh@nal.go.jp

長さを变えずに推力の増強を

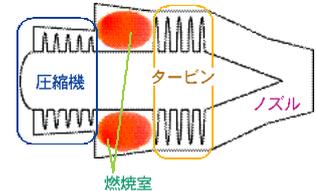
当研究所では、今年6月に試験飛行を予定しているロケット実験機（3ページ参照）に引き続き、2004年には、小型超音速実験機（ジェット実験機）による試験飛行を計画しています。

ジェット実験機は実機の1/10と小型のため、米国テレダイン社製のYJ69-T-406という小型の超音速ターボジェットエンジンが搭載されます。小型で推力が強く、試験飛行時に予定しているマッハ数（1.6～2）での飛行が十分可能なことが、搭載の決め手となりました。しかし、ジェット実験機は高度12,500mという高空を飛行するため、十分な推力の余裕を持つ必要があります。

航空機用エンジンの高空での推力増強には、アフターバーナがよく使用されます。しかし、アフターバーナを使用するためには全長を伸ばす必要があり、このエンジンの特徴である「小型」が生かされません。そこで、主に離陸時によく行われる水噴射による方法が計画されました（青枠内参照）。

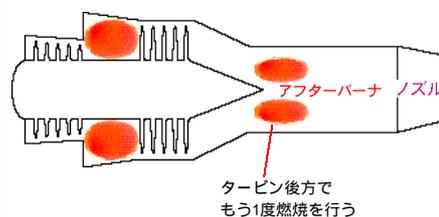
エンジンと推力

エンジンに流入した空気は、まず始めに圧縮機を通り、高圧になります。次に、燃焼室内で燃料と混合され燃焼することにより、温度を上昇させます。最後に、タービンを回転させながら後方へ流され、ノズルから高速で排出されます。推力は、このとき排出される空気の速さと圧力で決まります。流入時に対して高速、高圧力で空気が排出されるほど、推力の強いエンジンといえます。



アフターバーナ

アフターバーナはタービンを通った空気に燃料を噴射し、もう1度燃焼を行うための装置です。2度目の燃焼で気流の温度を高くし、推力を増強します。この方法だと30～50%も推力が増強しますが、燃焼が完全に行えるよう、エンジン長を伸ばす必要が生じます。



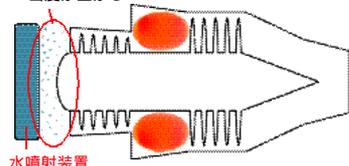
タービン後方で
もう1度燃焼を行う

水噴射法

エンジンはそのまま、エンジン入口への水噴射により空気を冷やせば、入口空気の密度が増えることによって流量が増え、また排出される空気の圧力も高くなり、推力が増強します。

2004年の試験では、試験機をマッハ1.6～2という高速で飛行させるため、エンジンへの流入温度が高温になることが予想されます。そのため、この方法は大変有効だと思われます。

噴射された水により
エンジン入り口部の空気が冷やされて
密度が上がる



水噴射装置

燃焼室内で水噴射を行い排気流量を増大させて推力を増強する方法もあります。

まずは水噴射法の基本データ取得と効果の確認を

水噴射法の基本的なデータの取得と、エンジンに対する効果を確認するため、当研究所のエンジン運転試験設備（なるNo.488参照）を用いて、SLS（Sea Level Static：海面上静止）条件のもとで試験を行いました（写真）。

空気流量に対する水の噴射量を1%、2%、3.5%、5%と変化させ、エンジン推力、燃料流量、圧力比等の基本データの計測を行いました。

その結果、3.5%で1番効率よく推力の増強が行えることが分かりました。

今回の試験により、エンジンの推力増強に対する水噴射法の効果を確認することができました。今後は超音速エンジン試験施設（なるNo.493、506参照）を使用して、実際の飛行条件下での試験を行い、水噴射法がジェット実験機試験時の推力の増強に有効であることを証明していく予定です。

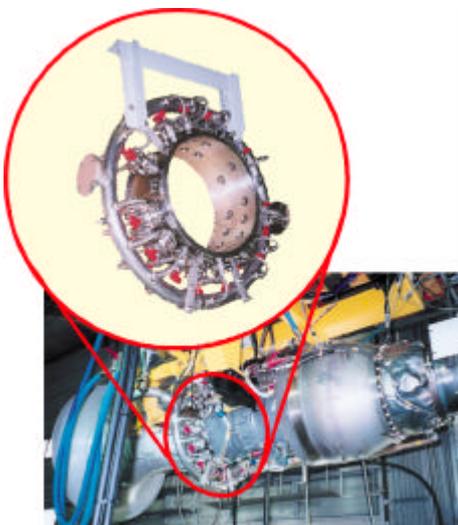


写真 水噴射装置（上）と試験の様子

航空宇宙数値シミュレ - ション技術シンポジウム2002」 講演募集要領

- 開催主旨** 本シンポジウムは、我が国の航空宇宙の研究開発プロジェクト遂行において直面する重要課題に対して、数値シミュレーションをツールとして深く切り込み、問題解決して、研究開発における数値シミュレーション技術の役割を一層高めるための討論の場を提供することを目的としています。2002年度は、「21世紀への出発」をテーマに当研究所の次期導入計算機の展望とそれを利用したITBLネットワークの活用などのCFD研究環境、さらにCFD技術について航空宇宙関連機設計技術者の視野を広げる機会として、下記のとおりシンポジウムを開催いたします。
- 主催** 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
- 開催日** 平成14年7月3日（水）～5日（金）
- 開催場所** 航空宇宙技術研究所 事務棟講堂 他
- テーマ** 「CFD21世紀の出発点」
- 企画テーマ**
- CFD研究環境
 - ・航技研次期計算機システム
 - ・IT-Based Laboratory：仮想的共同研究環境の可能性
 - ・UPACSの進展
 - CFD解析技術
 - ・CFDのクオリティの向上 格子依存性の問題
 - ・非構造格子法の進展と課題
 - ・多分野統合、連成解析
 - ・乱流燃焼、内部流シミュレーション
 - 飛行実証
 - ・SST風洞試験対応計算
 - ・高速飛行実証飛行試験対応計算
- ワークショップ** WS ONERA-M5（その3、フォローアップ）
- 募集対象**
1. 流体力学等の数値解析
 2. 航空機、宇宙機、推進機の数値シミュレ - ション技術を用いた設計法
 3. 多分野統合数値シミュレ - ション
 4. 上記各技術への応用の観点から見た計算機技術
 5. その他数値シミュレ - ションに関連する最近の成果
- 講演時間** 20～30分（質疑を含む）
- 申込方法** 従来の方とあわせてインタ - ネットおよびE-mailによる申込みも受け付けます。インターネットによる申し込みは、<http://www.nal.go.jp/jpn/new/sacad/applform.html>よりお願いします。従来方法による申込みは、規定の「申込み（用紙）」が有りますので、下記申込み先まで請求下さい。なお、事務局より申込み受理の返信を送付しますので必ず確認下さい。
- 申込期限** 平成14年3月8日（金）
- 申込み先** CFD技術開発センター 吉田正廣
TEL 0422-40-3000（3310） FAX 0422-40-3377 E-mail sacad@nal.go.jp

