

なる

NAL

No.526

JANUARY 2003



- 新年のご挨拶
- 次世代型航法システムの研究開発を開始
- 航空機設計に欠かせない2大技術
- 大型風洞用PIVシステムの開発
- スクラムジェットエンジンで
従来の3倍以上の正味推力発生に成功
- 第4回成層圏プラットフォームワークショップ

航空宇宙技術研究所

National Aerospace Laboratory of JAPAN

新年のご挨拶



理事長 戸田 勸

新しい年を迎えるに当たり、謹んでお慶び申し上げます。

昨年は当研究所にとりまして大きな試練の年でありました。

昨年7月14日の豪州ウーメラ実験場での小型超音速実験機の飛行実験失敗は、国民の皆様方、本プロジェクトをご支援、ご協力して頂いている多くの関係者の期待を裏切る結果となりました。責任者として誠に残念であると同時に心よりお詫び申し上げます。当研究所に設置致しました原因調査委員会（委員長：相原康彦東京大学名誉教授）のご尽力により昨年10月11日に失敗原因が明らかとなり、その後対策検討委員会（委員長：後藤昇九州大学教授）により技術対策ならびに今後のプロジェクト推進体制等に就い

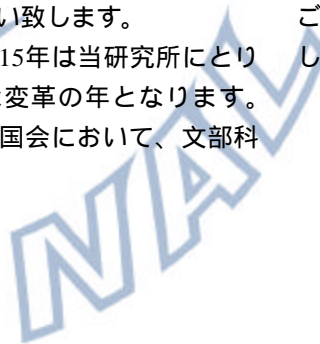
での提言、方策が取りまとめられました。今後、速やかに技術対策を講ずるとともに再発防止に向けた開発体制等を整備し、実験再開に向けて万全を期して参る所存で在ります。

一方、平成15年は、当研究所が中期計画として推進している技術実証プロジェクトに関連した多くの飛行実験が予定されております。ミレニアム計画として推進中の成層圏プラットフォーム飛行船システム研究開発では、成層圏滞空試験機による飛行実験を実施するとともに、平成15年度中には定点滞空飛行試験に着手することとしております。また、昨年11月に宇宙開発事業団との共同プロジェクトとして、将来型宇宙輸送機に必要なリエントリー技術を中心とした高速実証機のフェーズ（自動着陸技術実証）飛行実験をキリバス共和国にて成功裏に完了したところでありますが、次のフェーズ試験（遷音速技術実証）をフランス宇宙研究センター（CNES）との共同でスウェーデンのエスレンジにて実施致します。これらの飛行実験にあたっては、小型超音速実験機実験失敗を教訓として、安全性・信頼性管理等の一層の強化を含め、プロジェクト管理を徹底し当研究所の総力を挙げ推進して参る所存で在ります。皆様方のご理解、ご支援を賜りますようお願い致します。

また、平成15年は当研究所にとりまして大きな変革の年となります。昨年12月に、国会において、文部科

学省宇宙科学研究所ならびに宇宙開発事業団との3機関統合法案が可決され、平成15年10月1日より、新独立行政法人「宇宙航空研究開発機構」として再出発することとなります。総理府航空技術研究所として昭和30年7月の設立以来、48年に亘った航空宇宙技術研究所としての使命の一つの区切りを迎える年になります。当研究所がこれまで果たしてきた我が国における航空宇宙科学技術の中核的機能・役割を新法人においても維持・発展させ、従前にも増して産業界、関係機関の要請に応える事業に重点化していきます。また、宇宙開発機関との新たな融合により、一段と効率的な研究開発を推進する航空宇宙分野の総合的な中核機関としての体制を整備、構築していくことが不可欠であると考えています。

これを具現化するために、これまで培われた技術、経験そして知識ベースを礎とし、研究開発活動に邁進していく所存であります。統合に際しては特に専門家集団としての職員一同の力量、真価が問われるものと考えております。このような認識のもとに的確に社会の要請に応え、世界に誇れる研究開発機関を構築していくことが真に国民の負託に応えるものと考え、最大限の努力をして参る所存であります。皆様方のご理解と益々のご支援、ご鞭撻を宜しくお願い申し上げます。



= 電子航法研究所と共同でMSAS-GAIA統合システムを飛行評価 =

次世代型航法システムの研究開発を開始

当研究所（NAL）では、2002年11月11日～19日にかけて、北海道大樹町多目的航空公園において独立行政法人電子航法研究所（ENRI）と共同で、次世代型航法システムの飛行評価試験を実施しました。今回飛行評価した航法システムはMSAS-GAIAと呼ばれるもので、広域のGPS補強システムであるMSAS（MTSAT Satellite-based Augmentation System）と、NAL/NASDA共同プロジェクトの高速飛行実証機に搭載された航法システムであるGPS補強型慣性航法装置GAIA（GPS Aided Inertial-navigation Avionics）を統合化したものです。

MSASは、国土交通省が2003年に打ち上げを予定している運輸多目的衛星MTSAT（Multi-functional Transport Satellite）を利用して、日本が航空管制を担当する空域全域にGPSの補強情報（GPS信号の誤差低減と信頼性向上を図るための情報）を提供するための地上システムです。GPSを監視するため、国内6カ所

の他、ハワイおよびオーストラリアに監視局を設置しています。米国や欧州においても同様のシステムを整備しており、全地球的にシームレスなサービスの提供を受けることが可能になります。

一方、GAIAはGPSと慣性航法装置（INS）を組み合わせることで、空港周辺の狭い地域のみですがMSASよりさらに高精度で、かつ高信頼で航空機の位置を知ることができます。高速飛行実証機はこの性能を利用して、クリスマス島での自動離着陸の飛行実験を10月に成功させています（なる2002年11月号参照）。

MSASとGAIAの特長を組み合わせた今回の航法装置は、GPSおよびその補強システムにより、離陸から着陸までの飛行を高い精度で可能にする次世代型の航法システムとして期待されています。実験ではMTSATが打ち上げ前であることから、ENRIが設置した地上装置（図1）により神戸にあるMSAS航法統制局から補強情報を受信し、それを実験機ドルニ

エに搭載されたMSAS-GAIAに電波で送信しました。補強情報の生成には国土交通省航空局の協力を得ています。実験の結果、従来のGPS単独航法と比較して、MSAS-GAIAは高精度の高度情報を提供できることが分かりました（図2）。

今後は、より詳細な解析を通じてMSAS補強情報の評価、GAIAとの最適な統合化、次世代航法システムとして性能要件の検証などを実施する予定です。



飛行システム研究センター
張替 正敏



図1 MSAS情報を受信するシステム

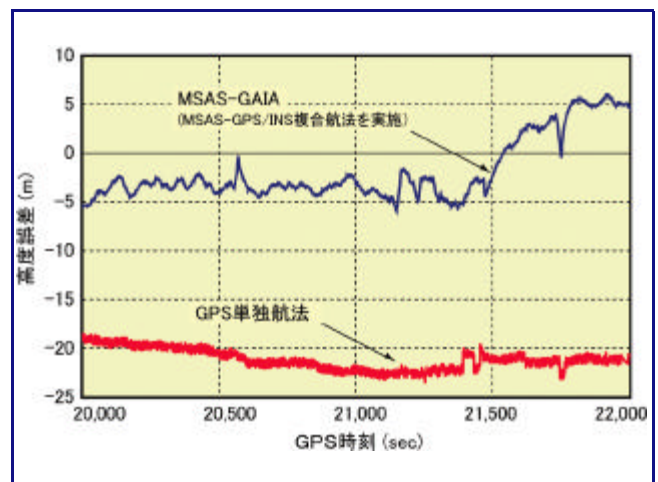


図2 従来のGPS単独航法とMSAS-GPS/INS複合航法の測位精度の比較

= 「航空機の設計」って何だろう？ =

航空機設計に欠かせない12大技術

設計の進め方

航空機を開発する場合、まず具体的な性能をイメージする必要があります。例えば、太平洋横断が可能な500人乗りの旅客機を造ろうと考えた場合、今までの経験などから、どのような形状の航空機を作れば良いかという大まかな設計をします（概念設計）。この時点では、複数の機体形状が候補に挙がっていることもあります。次に、これらの設計図を基に、様々な試験や計算を繰り返し行い、要求される性能を満たす機体へと近づけて行きます。必要な性能を全て満たす軽量で安価な機体を見出すことがこの段階の目的です（基本設計）。最後に、機体構造や降着装置といった細かい部分で設計を進めて行き、最終的な機体形状を決定します（詳細設計）。

気流を作り出す装置

航空機が空を飛ぶためには、重力に逆らって浮くための力（揚力）が必要です。また飛ぶことにより、進行方向逆向きに抗力を受けます。必要な揚力が得られ、なおかつ抗力の小さい機体が、効率の良い機体になります。揚力および抗力は、機体周りの空気（気流）によって発生します。また、機体形状を変えることで、値が変化します（図1）。

機体の形状により揚力および抗力がどう変化するかは、既存の実機を飛ばし値を計測することで、知ることができます。しかし、実機を飛ばしながら計測を行うことは非常に難しく、費用もかかります。そこで一般的には、風洞による計測が行われています。風洞とは、停止した機体の周りに空気を流すことで、大気中

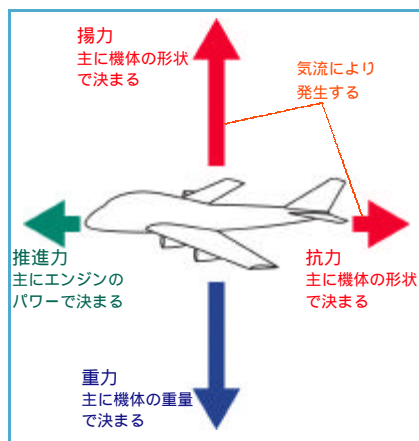


図1 航空機に加わる力

を飛んでいる状態を模擬し、機体に働く力や流れの様子などを調べるのに使う装置のことです（図2）。実際の風洞試験では、実機は大きすぎて入らないため、何%かに縮小した模型を使用します。

風洞試験で実機と同じ結果を得るためには、マッハ数とレイノルズ数という2つの値を実際と同じにする必要があります。レイノルズ数とは、機体の速度と大きさ、気流の密度と粘性（空気の持つベタベタ感）によって決まる値です。しかし実際には、レイノルズ数を実機と一致させるのはなかなか困難です。

当研究所は、様々なマッハ数を実現できる大小あわせて14の風洞を所有しており、機体設計のための試験などを行っています（写真）。

計算機の中で飛行を再現

機体設計には欠かせない風洞ですが、機体の形状を変更するたびに模型を作り、風洞試験を行うのは、時

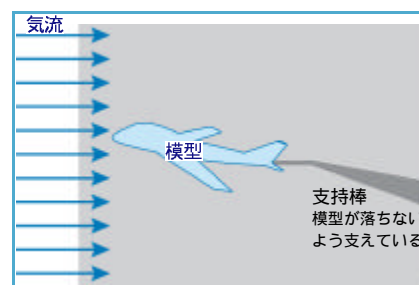


図2 風洞試験のイメージ



写真 当研究所所有の6.5m x 5.5m低速風洞での試験風景

間と費用がかかります。そこで現在では、計算機も使って効率的に機体形状を決める方法が主流になっています。

気流は、ある規則に従って流れています。この規則を数式化し、計算機で計算することで、飛行速度に応じた流れを計算機の中に作り出すことができます。それを計算することにより、機体周りの気流の流れや機体に働く力などを知ることができます。これをCFD（Computational Fluid Dynamics：計算流体力学）と呼んでいます。

CFDではまず、空間に任意の座標系を作り、計算したい物の表面の位置を数字で計算機に入力します。次に、その数値データをつなぐことで、物の形状を決めます。それから、物の周りの空間を格子と呼ばれる網の目で覆い、計算を行います（図3）。計算の仕方は、気流速度や温度の違いなどにより変わってきます。

当研究所では、20年ほど前からCFDを使って機体の解析および設計に携わってきています。

CFDによる逆問題設計法

当研究所では、CFDを中心にした逆問題設計法等を用いた、設計技術の確立を目指しています。普通の設計では、経験を基に大まかな形状を



風洞技術開発センター
重見 仁（取材協力）



CFD技術開発センター
中村 孝（取材協力）

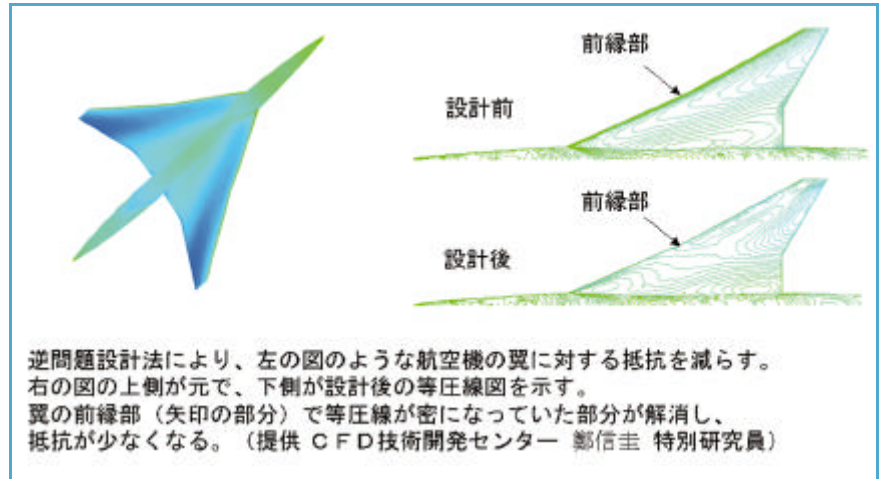


図4 逆問題設計法による解析結果

決めることから始めます。これに対して逆問題設計法では、始めに揚力を決めるための、翼にかかる圧力の値を決めます。次に、機体形状が求まるように方程式を変換することで、欲しい値を有する機体を設計できます。

この方法を使えば、現在かかっている設計時間をさらに短縮できると考えられます。

風洞とCFDの関係

風洞は、約100年前にライト兄弟が飛行機を開発するときにも使われ

た、航空機設計には無くてはならない設備です。CFDの発達した今日では、大まかな形状はCFDで計算し、要所所で風洞試験による確認を行うことで、風洞試験だけで設計を行っていた頃に比べ、格段に時間の短縮および費用の削減が図れるようになりました。では、CFDがより発達することで、将来的に風洞試験は必要無いものになるのかということ、そうは考えられていません。気流はある規則に従って流れていると先ほど述べましたが、この規則は大変複雑なため、CFDがより発達したとしても、厳密に解くことは非常に困難です。そのため、本当に計算通りになっているかを風洞試験で確認することは重要です。

今後も、風洞試験とCFDがお互いの長所を生かし、短所を補い合う形で設計が続いていくでしょう。

（広報室）

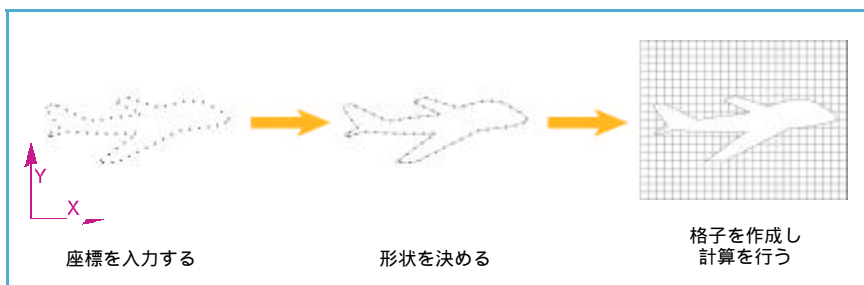


図3 CFDの流れ

大型風洞用PIVシステムの開発

当研究所の風洞技術開発センターでは、空間速度分布の計測が可能な大型風洞用粒子画像流速計測(PIV¹)システムの開発を推進しています。

PIV技術は、実験室レベルの低速流体計測においては既にほぼ確立された技術ですが、実用大型風洞への適用例は世界的に見ても稀少で、風洞のサイズや特殊性を考慮したシステムの開発が必要になります。

図1に開発中のPIVシステムの構成図を示します。システム主要機器は、シード粒子を光らせるための高出力ダブルパルスNd:YAGレーザー、粒子画像取得のための高解像度CCDカメラおよびシステム制御、流速ベクトル解析用の計算機およびソフトウェアで構成されています。今回導入した2台のカメラを用いる「ステレオPIV」では、レーザーライトシート面上の速度の3成分すべてを取得することが出来るので、3次元

的な流れ場の計測にはきわめて有効です。

PIVシステムの性能評価と基礎データ取得のため実施した、矩形翼の翼端渦計測の結果と、従来の7孔ピトー管による計測結果との比較を図2に示します。PIVによる計測結果は、7孔ピトー管での計測結果とおおむね定量的に一致しており、本システムによる速度分布計測の妥当性が示されています。

更に複雑な流れ場への適用として、輸送機のエンジン排気と機体周りの外部流との干渉流れ場の計測を実施しました。図3に模型とレーザーライトシートの相対位置関係を、図4にエンジン中心軸を通る断面での平均流速計測結果を示します。排気中心部での流速が最も高く、外部流との間に混合層が発達していることがわかるとともに、エンジン回転に伴う旋回流の存在がシート面垂直の速度成分(v)の計測結果(図のカラーの分布)において明確に示されています。これらの結果から、非常に複雑な実用的流れ場の計測においてもPIVの有効性が確認できたものと考えています。

これらの計測例を通して、大型実用風洞用PIVシステムによる空間速度分布計測の有効性が確認されています。今後はユーザの意見を反映しつつ、システムの利便性、計測精度を考慮した改良を進めるとともに、遷音速以上の高速風洞への適用を進めていく予定です。

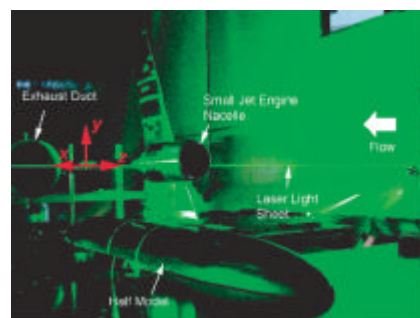


図3 エンジン排気 / 外部流干渉流計測の様子

- 1 PIV (Particle Image Velocimetry) : PIVとは、流体の流れの様子を可視化するために、流体に混入した微細なシード粒子をレーザーライトシートにより非常に短い時間間隔で2回光らせ、その間の粒子の移動量を時間間隔で割ることにより速度の空間分布を求め、という速度の定義そのものを利用した計測方法です。
- 2 レーザーライトシート : 円形断面のレーザー光を円柱型レンズを用いてシート状に引き延ばしたものです。



風洞技術開発センター
渡辺 重哉

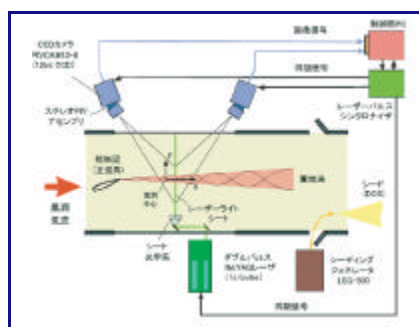


図1 ステレオPIVのシステム構成

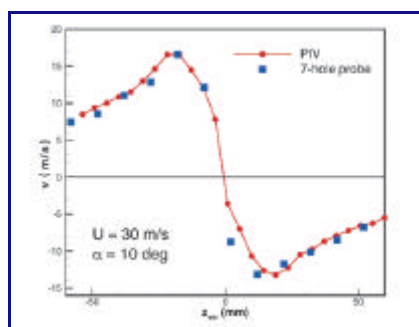


図2 翼端部の周速度のPIVと7孔ピトー管による計測値の比較

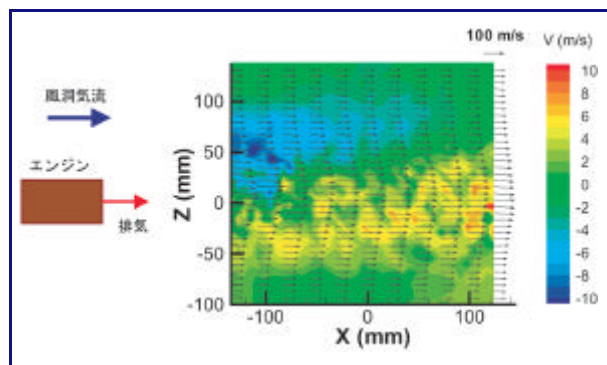


図4 エンジン排気 / 外部流干渉流の速度分布

スクラムジェットエンジンで 従来の3倍以上の正味推力発生に成功

当研究所角田宇宙推進技術研究所では、マッハ4以上の高速度域で作動するスクラムジェットエンジン¹の研究を進めており、今までに地上エンジン試験設備を用いて、マッハ4、6、8の飛行状態での正味推力²の発生に成功しています。とくに2002年4月のマッハ8飛行状態での正味推力発生は、世界初の成果でした（なる2002年6月号参照）。

マッハ4、6、8のいずれの条件においても推力性能には改善の余地が残されていましたが、今回、マッハ4エンジンでこれまでの3倍以上の正味推力発生に成功し、大幅な性能改善を達成できました。これにより、スペースプレーンのエンジン設計に向けた技術的な見通しを得ることができました。

今回の試験に使用したエンジンは、従来の燃料噴射孔列に加え、その下流側に新たに燃料噴射孔列を設け、燃料を2段に分けて噴射することで流入してきた空気と効率よく混合させる、多段燃料噴射の機能を持たせました。また、エンジン入口に多孔板を設け、天板に沿って流れる

流れの遅い空気を吸い出し、流れの速い空気のみを燃焼器に導く空気抽気装置を配置しました。さらに、エンジン内の点火と保炎のために従来使用していたプラズマジェット型点火・保炎器³よりも軽量で信頼性の高いロケットトーチ型点火・保炎器⁴を新たに設計・開発し、取り付けました（図1）。

これらの改良の結果、エンジンへの最大燃料流量を従来の3倍に増やすことができ、理論上最高性能を得るために必要な燃料流量まで、安定して燃焼させることができました。これにより、エンジンが発生する正味推力を従来の630Nから最大2200N（3.5倍）と、大幅に増加させることができました（図2）。

今回はマッハ4での試験でしたが、改良したエンジンは、もっと高いマッハ数でも作動できるように設計しており、今後より高いマッハ数での試験も実施する予定です。

角田宇宙推進技術研究所では現在、今回の試験の成果を反映させたエンジンの設計を進めており、2003年度に完成させる予定です。このエンジンは複合サイクルエンジン⁵

（なる2002年12月号参照）の第1世代とも位置付けられ、静止状態からマッハ8までの、広い飛行マッハ数範囲での正味推力の発生を目指した試験を同年度中に開始します。

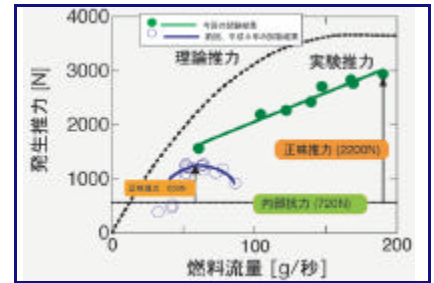


図2 試験結果

- 1 スクラムジェットエンジン：スクラムジェットとは超音速燃焼ラムジェット（Supersonic Combustion RAMJET：縮めてスクラムジェット）のことで、空気の勢いを利用して圧縮する形式のジェットエンジンです。
- 2 正味推力：機体が飛行することによりエンジンも空気抵抗を受けます。特にラムジェットエンジンの場合は、空気の勢いを利用して圧縮を行うので、大きな空気抵抗（エンジン抗力）を受けることとなります。そこで燃焼により発生した推力からエンジン抗力を差し引いたものが、機体を押し、正味推力になります。
- 3 プラズマジェット型点火・保炎器：高圧電源により数千度の高温ガスを噴射する点火・保炎器です。大きなバッテリー、変圧器が必要なため、実機使用には不利になります。
- 4 ロケットトーチ型点火・保炎器：直径2cm、長さ10cm程度の小さなロケットエンジンをういた点火・保炎器です。
- 5 複合サイクルエンジン：ラムジェットエンジンは空気自体の勢いを利用して空気を圧縮する形式のエンジンのため、飛行速度が一定以上になるまでは使用できません。また、空気が希薄な宇宙空間でも使用できません。従って、ラムジェットエンジンを宇宙輸送システムのエンジンに利用するためには、通常のジェットエンジンやロケットエンジンを組み合わせたエンジンが必須となります。このようなエンジンを「複合サイクルエンジン」と呼びます。

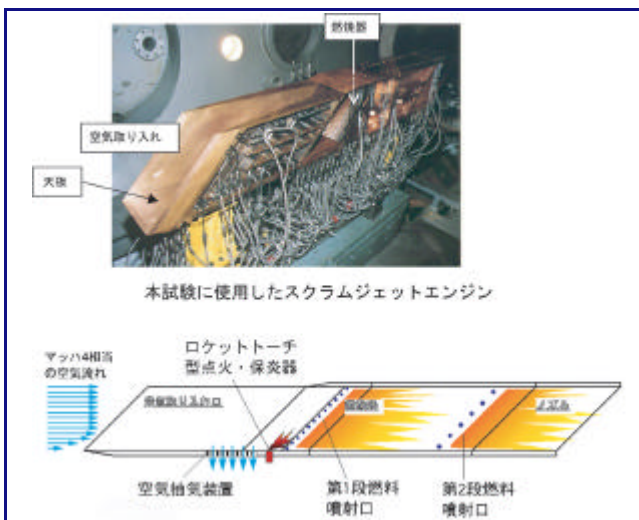


図1 エンジン内部の構造



角田宇宙推進技術研究所
ラムジェット推進センター
三谷 徹

第4回成層圏プラットフォームワークショップ

The 4th Stratospheric Platform Systems Workshop(SPSW2003)



地球観測や通信・放送等のミッションに利用する成層圏プラットフォームの実現を目指して、文部科学省と総務省が連携し、1998年度より研究開発プロジェクトに取り組んでいます。

本ワークショップは、成層圏プラットフォームの進捗状況を広く一般の方々に知っていただくことを目的として、1999年から開催しており、4回目となる今回は、成層圏プラットフォームに関する国内外の最新動向を紹介するほか、海外プロジェクト担当者を交えたパネル討論会を企画しました。

- 会場** コクヨホール（JR品川駅中央改札口より港南口方向へ10分）
期日 2003年2月26日(水)～27日(木)
主催 成層圏プラットフォームワークショップ組織委員会
共催 独立行政法人 航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団、海洋科学技術センター、独立行政法人 通信総合研究所、通信・放送機構
協賛 (社)日本経済団体連合会、(社)日本航空宇宙学会、(社)日本機械学会、(社)電子情報通信学会、YRP研究開発推進協会、(財)地球科学技術総合推進機構
後援 総務省、文部科学省
参加登録費 7000円/人（講演前別刷集合む）

プログラム

2月26日(水) 一般セッション

- 第1部** 成層圏プラットフォーム計画の現況と今後の取組み
第2部 海外の成層圏プラットフォーム計画
パネル討論会 「豊かな地球社会のための成層圏プラットフォームと国際協調」

2月27日(木) 技術セッション

- 第3部** 飛行船技術 / 追跡管制技術
特別講演 「SPF気象環境」 講演者：菊池幸雄先生
第4部 アプリケーション / ミッション技術

期間中、関連展示を終日実施する予定です。
本ワークショップの講演前別刷集および講演で使用される言語は、日本語または英語です。講演には、日英同時通訳が付きまます。

問い合わせ先

SPSW2003実行委員会事務局受付（通信総合研究所内）
E-mail spsw2003@yokosuka.crl.go.jp
FAX 0468-47-5069



発行

独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1 〒182-8522
2003年1月発行 No.526

© 禁無断複製転載「なる」からの複製、転載を希望される場合は、広報室にご連絡ください。
ご意見ご感想などは電話、FAXまたはEメールでお寄せください。
電話：0422(40)3958 FAX：0422(40)3281
NALホームページ：<http://www.nal.go.jp/> Eメール：WWWAdmin@nal.go.jp