

なる

NAL

No.522

SEPTEMBER 2002



- 飛行制御基礎試験実施される
- 高速飛行実証フェーズ I 飛行実験実施せまる
- 人間と航空機のより良い関係を目指して
- 小型超音速実験機(ロケット実験機)

飛行実験失敗原因調査の中間報告

- 第40回 公開研究発表会

National Aerospace Laboratory of JAPAN

9

航空宇宙技術研究所

飛行制御基礎試験実施される

平成14年8月24日～9月5日までの約2週間、飛行船の制御に関する基礎試験を北海道大樹町の多目的航空公園にて行いました。

今回の試験の目的は、離陸から着陸までの一連の飛行を通して、飛行船のオペレーションに必要な制御系が正しく作動することを確認し、成層圏飛行船制御関連の技術データを取得すること、飛行船の運動に関するシミュレーションモデルを検証するために、飛行船の特性・性能データを取得することです。

当研究所では、昨年の夏に25m級小型飛行船を使って構造試験を実施しました。今回の試験では、この船体に推進用のプロペラ（リチウム電池式）2基と制御システムを取り付け、自動制御や地上からの遠隔制御を行えるよう改造した機体を使用しています。構造試験につきましては、なるNo.510、511（2001年9月号、10月号）を、改造後の飛行船につきましては、なるNo.520（2002年7月号）をご参照ください。

今回使用した機体は、自動制御や地上から遠隔制御を行える機能を有しているため、好ましくない姿勢変動に対して自動制御を行うマニュアル（MAN）モードと、パイロットが地上から遠隔制御を行うダイレクト（DLK）モードという2つの飛行モ



早朝のフリーフライト試験（9月4日）

ードで試験を行いました。

初日は、DGPSなどの電波系が正常に作動することを確認し、8月27日に、テザーと呼ばれる安全のための紐を機体に取り付けた状態で、離陸から着陸までの飛行試験を行いました。また9月4日には、メインとなるフリーフライト（テザーの付いていない状態）による飛行試験を行いました。本来は、機首を上下および左右へ傾けた状態での飛行、ホバリング状態での方向転換などを行い、運動時の制御系について確認する予定でした。しかし、離陸後MANモードによる上下方向の運動を行った時点で右のプロペラ

が停止するアクシデントに見舞われてしまいました。そこで、プロペラの機構を調整し、5日に再度フリーフライト試験を行いました。滑走路西よりから離陸しMANモードでの左右の運動、ホバリング状態での旋回、DLKモードでの上下方向および左右方向の運動と続き、滑走路中央で着陸しました（図）。

今回の試験の結果、フリーフライトによる飛行船の運動特性データおよび飛行船の温度データを取得する事ができました。また、遠隔制御方式および自動制御方式の評価等が行えました。

今後は、今回得られたデータの解析を進め、飛行船シミュレーションモデルに関するデータの評価を行っていきます。

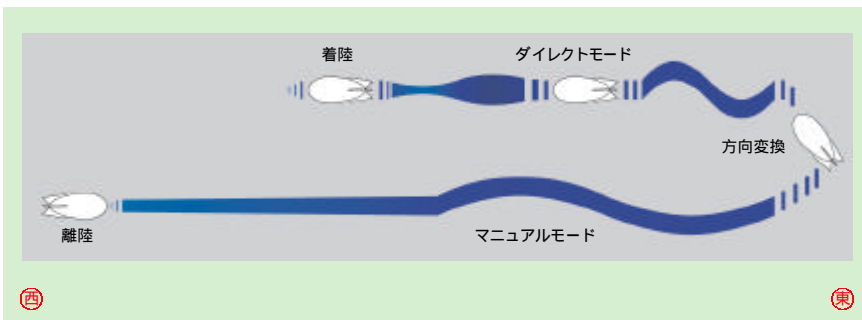


図 飛行経路（9月5日）

成層圏プラットフォームプロジェクトセンター
佐々 修一（取材協力）

高速飛行実証フェーズ 飛行実験実施せまる

当研究所は将来型宇宙輸送システムに関する研究の一環として、高速飛行実証計画（HSFD）を宇宙開発事業団（NASDA）と共同で進めています。

このうち、高速飛行実証フェーズ（以下フェーズ）を、平成14年10月よりキリバス共和国クリスマス島イーオン飛行場で実施します。

フェーズは、再使用型宇宙輸送系基盤技術開発の一環として、宇宙往還技術試験機（HOPE-X）の研究開発で培われた技術のうち、亜音速の速度域における進入・着陸システムの検証、自律飛行技術の蓄積および、後に実施されるフェーズのための基本飛行機能の確認を目的としています（図1）。

フェーズ実証機は、HOPE-Xの25%スケールモデルをベースに、主翼面積を拡大した機体形状をもっています（図2）。機体に搭載したジェットエンジン（テレデザイン社製382-10）による自動水平離着陸機能を有してお

り、操舵は主翼に取り付けられたエレボンと胴体後部のラダーで行います。

実験期間は平成14年10月初旬から平成14年12月中旬までとし、実証機の基本飛行性能を確認する基本機能確認飛行と、再使用型宇宙輸送系に特有な急角度での進入経路を飛行することにより、航法システムなどの進入着陸システムの機能を確認する再使用型宇宙輸送系経路追従飛行の2種類の飛行を実施する予定です。

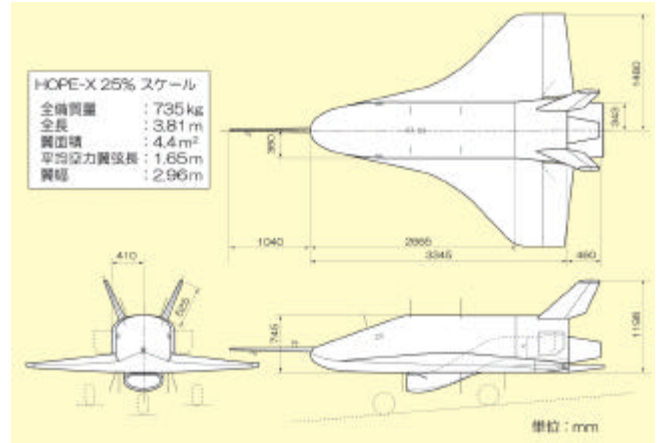


図2 フェーズ 機体3面図と諸元

宇宙輸送システムプロジェクトセンター
計画管理室



クリスマス島は、ハワイのホノルルから2000kmほど南下した赤道直下にある、世界最大の珊瑚礁の島です。キリバス共和国Line & Phoenix省に属しています。人口は約5000人、面積は東京23区と同程度です。

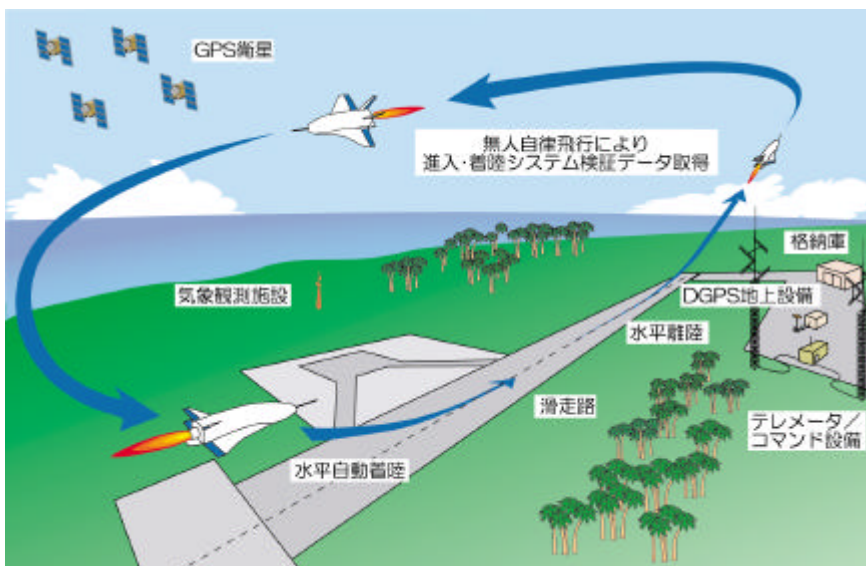


図1 フェーズ 飛行実験概要

人間と航空機のより良い関係を目指して

ヘリコプターを静かで 身近な乗り物にしよう

ヘリコプターは素敵な乗り物

飛行機が空を飛ぶためには、重力に打ち勝つための上向きの力（揚力）が必要です。飛行機が揚力を得るためには、前進して翼に空気の流れを作り出す必要があります。離陸前に滑走路を走行するのはこのためです。これに対してヘリコプターは、翼（ブレード）を頭上に配置して回転させることにより、空気の流れを作り出し、ブレードの回転面に対して垂直上向きの力を得ることができます。前進して空気の流れを作る必要がないため、長い滑走路を必要とせず、ビルの屋上や山間部など、飛行機では不可能な大変狭い場所でも離着陸を行うことができます。また、ロータ面を傾けることで、上下左右好きな方向に進むことができます（図1）。

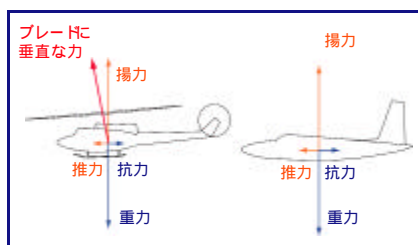


図1 ヘリコプターと飛行機の力の釣り合い

このような自由な運動性のおかげで、災害時の人命救助や火災時の消火活動など、飛行機等の交通手段では近づくのが困難な状況でも、ヘリコプターは幅広く活躍しています。また、限られたスペースでの離着陸が可能のため、もしヘリコプターが交通機関として広く使われるようになれば、出発地から目的地までの移動が大変手軽で素早く行えるようになるでしょう。

このように素晴らしいヘリコプターですが、実際に誰もが使える交通機関になるためには、解決しなければならない問題があります。



流体科学研究センター
青山 剛史（取材協力）

騒音低減技術

ヘリコプターが身近な交通機関になるために解決しなければならない問題の1つに、騒音が挙げられます。「ヘリコプターは様々な種類の騒音を発していますが、市街地上空を飛行するうえで最も問題となるのは、ブレード/渦干渉騒音（Blade-Vortex Interaction Noise：BVI Noise）です。」と流体科学研究センターの青山は言います。

音は、空気の圧力が変化することで発生します。ヘリコプターのブレードが回転することで、ブレード先端部が通過した位置で空気が乱され、渦が発生します。この渦に後方のブレードが当たることで、ブレード表面の圧力が変化し、騒音が発生します（図2）。また、直接当たらなくても、渦の側を通るだけでブレード表面の圧力は変化し、騒音が発生してしまいます。ヘリコプターが着陸するときには、ロータ面に下方から空気が流入してくるため、翼端渦がロータ面近傍を漂うことになり、ブレードと渦の強い干渉が起こります。

当研究所では、BVI騒音を低減するために様々な研究を行っています。アクティブ・タブを使用する方法も、その1つです（図3）。アクティブ・タブとは、ブレードの後縁でタブを出し入れする機構のことです。タブは、電磁石のon/offとスプリングにより、ガイド機構



航空推進研究センター
林 茂（取材協力）

に沿って進退移動します。タブを出し入れることでブレードの長さが変化し、発生する揚力も増加します。その結果、ブレードのフラッピング角が大きくなるとともに、ロータが下方に押しやる空気の速度も増加するため、ブレードと渦の垂直方向の距離が大きくなるので、騒音が低減されるのでは、と考えています。

当研究所では、BVI騒音を低減するために、様々な方法で研究を進めています。しかし、低減のメカニズムは世界的にもまだ詳しく解明されていません。低減のメカニズムを解明し、騒音低減の制御を行えるようにするのが目標です。

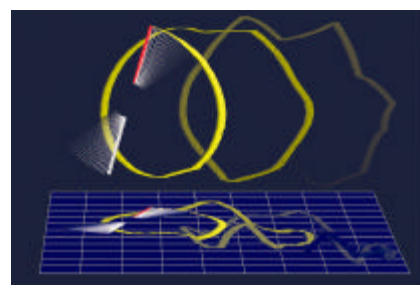


図2 ブレードと翼端渦の干渉の様子

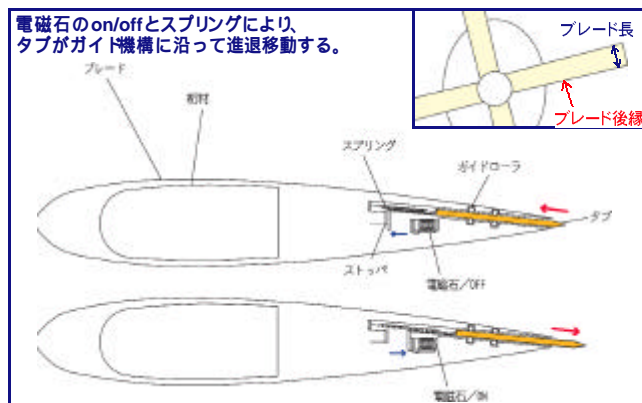


図3 アクティブ・タブの駆動機構
特許出願番号：2002-111892 川田工業 株式 社の共同特許

もっと環境に優しい エンジンへ

困った存在NOx

航空機のエンジンは、その燃焼により様々な物質を大気中に放出しています。その中で特に問題となるのは、NO_xと呼ばれる物質です。「NO（一酸化窒素）とNO₂（二酸化窒素）」という2つの物質を足し合わせてNO_xと呼んでいます。二酸化窒素は、様々な呼吸器障害の原因となるなど、人体に大変有害な物質です。また、一酸化窒素は時間が経つと大気中の酸素と結合し、二酸化窒素に変化します。」と、航空推進研究センターの林は説明します。このため、現在航空機の離発着時に発生するNO_xが空港周辺に及ぼす害が問題となっていますが、実はNO_xの害はそれだけではありません。

オゾン層とNOx

現在世界中で旅客機として利用されている亜音速機は、地球を取り囲む大気の内「対流圏」と呼ばれる層を飛行します。このとき、排出されるNO_xはオゾンが発生します。本来、対流圏にはその上空の成層圏に多量にあるオゾンの内、ごく僅かが入り込んでくるだけなのですが、旅客機から排出されたNO_xによってオゾンが増加してしまい、地球温暖化の原因になります。一方、超音速輸送機は「成層圏」を飛行します。対流圏ではオゾンが発生したNO_xは、この成層圏では逆にオゾンを破壊する可能性があります。NO_xがオゾンが発生するか破壊するかは、対流圏および成層圏を構成する物質の違いに起因しています。成層圏にあるオゾン層は、太陽の出す有害な紫外線が地上に届くのを防いでいますから、このオゾン層の破壊は深刻な問題です。

航空機のエンジンとNOx

航空機のエンジンでは、燃料を燃焼室で燃やして高温・高圧の燃焼ガスを得ることで、推力を得ています。ところが、NO_xは高温・高圧下でより多量に発生する性

質があります。温度と圧力が低いエンジンであれば、NO_xはあまり発生しないわけですが、それではエンジンの性能が低下してしまいます。エンジンの性能を維持したまま、いかにNO_xの発生を押さえるかが、一番の課題となっていました。

超低NOx燃焼器の開発

当研究所では、わが国のESPR組合（超音速輸送機用推進システム技術研究組合：石川島播磨重工業、川崎重工業、三菱重工業のエンジン3メーカーで構成）、産業技術総合研究所、ならびに英国ロールスロイス社を初めとする欧米エンジンメーカー4社とでプロジェクトを組み、エンジン排出物の低減や騒音低減などに取り組んでいます。その中でNO_x低減については、燃料1kgに対して放出するNO_xを5g以下に押さえることを目標としています。この目標値は、音速の2.2倍の速度で、300人乗りの超音速旅客機が500～600機運行すると仮定した時にも、オゾン層に大きな影響を与えない程度の排出量として決められたものです。この目標に向けて、超低NO_x燃焼器技術の開発が進められてきました。

現行の航空機のエンジンでは、空気と混ぜやすいように、燃焼器入口で燃料を霧状にしてから噴射して燃焼を行っています（図4a）。このときの燃焼器温度は約2200℃、燃焼器からの排出温度は約1650℃です。このとき、燃料と空気があまり混ざっていない部分（燃料濃度の濃い部分）があると、その部分の温度が高くなり、NO_xの発生を促進します。そこで、燃焼器に噴出する燃料をあらかじめ蒸発させ、よりたくさんの空気に均一に混ぜることで、低温かつ低濃度で燃焼させる新しい燃焼器を開発しました。

この燃焼器は、プレミキサーと呼ばれる燃焼器へ続く管状の流路で、霧状の燃料を噴出して空気と混ぜます（図4b）。開発では、燃料を蒸発させるためにいかに細かい霧状にすること、プレミキサー内で燃料と空気を混合する間に燃料に火が着い

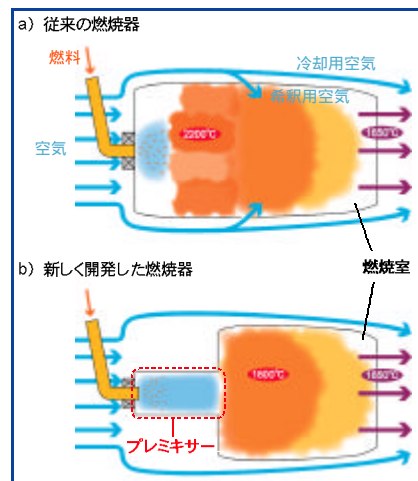


図4 燃焼室内の概念図

てしまう自発点火や、燃焼室からプレミキサー内へ火花が進入する逆火という高温高圧下で起きやすい現象をいかに防ぐか、ということが課題となりました。

今回開発した燃焼器の実験では、燃焼温度を下げることでNO_xの発生を低減し、しかも排出される燃焼ガスの温度は現行と同じ約1650℃という結果を得ることができました。つまり、NO_xの削減とエンジン性能の維持の両立を図れることになりました。NO_x排出量は燃料1kgに対して3.8gと研究目標を十分に満たすことができました。図5は、NO_x排出量を現行の亜音速機およびコンコルドと比較したものです。今回開発した燃焼器のNO_x排出量は、各航空機に比較して十分低いことが見て取れます。

今後は、今回開発した燃焼器をロールスロイス社の大型燃焼試験設備において、実際に航空機に搭載するエンジンにより近い形で評価試験を行い、さらにこの技術を亜音速機用エンジンや産業用ガスタービンエンジンにも応用していこうと考えています。

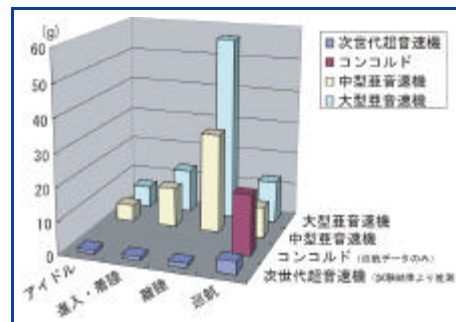


図5 アイドル、進入・着陸、離陸、巡航時における燃料1kgあたりのNO_x排出量（g）

小型超音速実験機（ロケット実験機） 飛行実験失敗原因調査の中間報告

平成14年7月にオーストラリアのウーメラ実験場で行った、小型超音速実験機飛行実験の失敗原因調査中間報告が、8月28日に開かれた第3回原因調査委員会において示されました。

これまで原因推定のために200項目に近い要因についてFTAが実施され、回収部品の調査および各種検証試験、解析を進め、要因の絞込みが行われて来ました。

まず、ロケット点火直後の実験機脱落の原因を推定するにあたり、すでに判明している事象として以下の3事象が示されました。

実験機とロケットを結合している4本の分離ボルトは、回収後の分解検査の結果、4本とも電氣的に作動したことが判明しています。また、分離ボルトの作動は次項のPCMデータ途絶の直後でした。

実験機に搭載されているデータレコーダには、ロケットからのデータとして、ロケットに搭載された誘導制御コンピュータ（AP）においてPCM変換されたデータおよび、APを経由せず記録されるアナログデータの2種類が記録されていますが、データレコーダを解析した結果、PCMデータが先に途絶していたことが判明しました。

ロケットは発射後、落下するまでの間に非常飛行停止装置が作動すべき状況にありましたが、検査の結果、非常飛行停止装置が作動していなかったことが判明しました。

これらの事象を引き起こす共通の要因として、APのリセット現象または、+5V供給電源断によるコンピュータ機能停止の可能性が推論されました。

さらに、これまでの調査・試験から以下のことが判明しています。

- ・回収したAP本体は、機能的に打ち上げ前の状態を維持しており健全であること。
- ・APへの+28V、+5V供給電源の瞬断を含む異常によりAPがリセットされると、分離ボルト着火信号が発信されること。
- ・APと発射制御装置間の通信受信ラインがグラウンドや+28V供給電源に短絡しても、APはリセットされないこと。
- ・+28V供給電源の瞬断は2系統の内圧信号（P1、P2）に影響しますが、事故時に観測された内圧信号（P1）のみの変動現象と異なることから、+28V供給電源が瞬断した可能性は低いこと。
- ・ロケット/発射制御装置間アンピリカルコネクタ通信ラインがアンピリカルコネクタから引き抜かれた際に、通信ライン間で短絡する可能性は低いこと。

これらを考慮し、分離ボルト作動の直接原因となる可能性が低い要因を消去した結果、現時点では、ロケット発射時のAP供給電源異常あるいはAP内基板のグラウンド電位変動などが、APリセットによる分離ボルト作動信号発生の有力な原因であると考えられます。さらに、同様の事象を引き起こす要因と考えられるAPへの+5V供給電源断の可能性についても、今後詳細に検討を行う必要があります。

現段階までの原因調査により、実験機脱落は分離ボルトの構造強度等機械的要因ではなく、ロケットに搭載された誘導制御コンピュータから分離信

号が発せられたためと判明しましたが、これを引き起こしたと推定される電氣的な要因についてはいずれも点火直後の事象であって、直接原因の実証・特定にはなお調査を要しません。

ロケット関連を主体とする検証試験等は9月上旬で完了したため、今後は日本に到着予定の実験機（101号機）を用いて、ロケット・実験機結合状態による総合システム検証、再現試験等を実施します。

これらの調査解析等の作業により、直接原因を可能な限り絞り込み、最終報告書として取りまとめられる予定です。

今月のキーワード

DGPS (Differential GPS) (P1)

GPSの精度をさらに高めた技術のことで、位置が正確に判明している地点でGPS電波を受信し、正確な位置情報と照らし合わせることでシステム誤差を計測します。GPS利用者は、その誤差データを中波やFM放送などの地上波で受信し、補正します。

GPS (Global Positioning System : 全球測位システム) とは、アメリカが軌道高度2万kmに打ち上げた24個の人工衛星を利用して、現在の位置を正確に割り出すシステムのことです。

エレボン (elevon) (P2)

デルタ翼機や無尾翼機に見られる操縦翼面のことで、両翼の舵面を同時に上下させれば昇降舵、左右逆に操作すると補助翼として機能します。

エレボンという名称は、「elevator (昇降舵)」と「aileron (補助翼)」の合成語です。

対流圏・成層圏 (P4)

地球を取り巻く大気の高層。

高度の低い順に、以下の4つに分類されます。

- ・対流圏：地表から圏界面まで。圏界面とは、対流圏とその上の成層圏との境界面のことです。高度は赤道付近で17～18km、極地方で6～8kmです。日射によって大気に対流が生じ、天気現象が見られます。
- ・成層圏：圏界面から高度約50kmまで。高

度が高くなるほど気温が上昇します。

- ・中間圏：高度約50km～90km。高度が上がるにつれ気温が0～-80程度まで下がります。
- ・熱圏：高度約90km～500km。高度と共に温度は上昇します。大気は極度に希薄です。オーロラが発生するのはこの圏内です。

FTA (Fault Tree Analysis) (P5)

「故障の木解析」と呼ばれる、故障あるいは破損発生までのメカニズムを論理記号を用いて階層的に表現する方法のことです。

対象とする破損、故障等の事象を頂上事象とし、その発生要因をそれ以上展開することができない基本事象に到るまで、ツリー構造に展開します。この作業を行うことで、頂上事象の発生経路および発生原因、発生確率を解析することができます。

PCM (Pulse Code Modulation) データ (P5)

パルス符号変調されたデータのことです。0と1のパターン列でデータを表します。

ここでは、ロケットの誘導制御用コンピュータで変換されて、実験機データレコーダに記録されるロケットのデータのことを指しています。

アンピリカル (P5)

打ち上げロケット、実験機、地上支援設備間を結合するためのコネクタやケーブルのことです。

第40回 公開研究発表会

当研究所では、日頃の研究成果を広く皆様にご紹介するため、毎年公開研究発表会を開催しています。第40回となる今年度は、会場をみらいCANホール（日本科学未来館内）に設定し、プロジェクトの成果や技術開発センターの活動等の講演と、各分野の最新の研究発表を行います。皆さんお誘い合わせの上、ぜひご来場下さい。

日 時 平成14年11月8日（金） 10:00～17:00

会 場 みらいCANホール、会議室1、2、3 （東京都江東区青海2-41 日本科学未来館7階）

最寄駅：新交通ゆりかもめ「船の科学館駅」または「テレコムセンター駅」

前 刷 集 無料（当日、会場で配布いたします）

開催内容 【特別講演】

13:50～14:50 知的財産戦略とその周辺

東北大学総長 阿部博之

【総合講演】

航空宇宙技術研究所の活動概要 - 独法化と三機関統合 -

【一般講演】

次世代超音速機プロジェクトセンターの活動

定点滞空飛行試験機の開発状況

高速飛行実証フェーズ 結果とフェーズ 計画

航技研における技術移転の取り組み

風洞技術開発センター成果概要 - 航技研風洞群の利用促進と風試技術の高度化に向けて -

航空宇宙統合シミュレーションシステムの構築

先進複合材評価技術開発とデータベースの構築の現状

【研究発表（口頭）】

大型風洞用粒子画像流速計測（PIV）システムの開発

非平衡流における有限壁面触媒性を考慮した高精度空力加熱推算について

低NOx燃焼器の研究開発

航空・宇宙への画像情報の適用化

デブリ問題解決に向けたNALの取り組み

ロケットエンジン要素の研究概要

スクラムジェットエンジン試験

【研究発表（展示）】

各分野から最新の研究発表を24件行います。

詳細な内容につきましては、当研究所ホームページでご確認ください。

問い合わせ先

航空宇宙技術研究所 広報室

TEL：0422-40-3934 FAX：0422-40-3281

ホームページ：http://www.nal.go.jp



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

平成14年9月発行 No.522

© 禁無断複写転載「なる」からの複写、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

古紙配合率100%再生紙を使用しています