

なる

NAL

No.532

JULY 2003



- 高速飛行実証フェーズⅡ 飛行実験実施結果
- MuPAL-ε 大樹町飛行実験
- LE-7A液酸ターボポンプ改良インデューサの研究開発
- 世界最高のレイノルズ数41,400を達成
- 重合格子法によるヘリコプタ特性の解析研究
- 「空の日・宇宙の日」イベント開催のお知らせ

航空宇宙技術研究所

National Aerospace Laboratory of JAPAN

7

高速飛行実証フェーズⅡ

飛行実験実施結果



着陸時

当研究所と宇宙開発事業団は、フランス国立宇宙研究センター（CNES）と共同で、平成15年7月1日6時3分（日本時間：7月1日13時3分）にスウェーデン王国エスレンジ実験場において、高速飛行実証フェーズⅡ飛行実験を実施しました。

実験の目的は、以下の通りです。

- (1) 遷音速領域での空力データ取得
遷音速領域における空力特性推定のため、マッハ数0.8を保持しつつ迎角をゆっくりと減少させることにより準静的飛行データを取得します。
- (2) 遷音速領域での誘導制御系設計
技術の検証分離から回収に至る一連の飛行を大きな問題なく遂行することと併せて、遷音速領域における誘導制御系の設計技術を確認します。

機体はほぼ想定通りの経路を飛行し、計画していたデータを取得できましたが、回収装置（パラシュート）が正常に作動せず、機体が破損してしまいました。今後は、今回取得したデータを解析し、将来型宇宙輸送システムの研究開発を進めていきます。



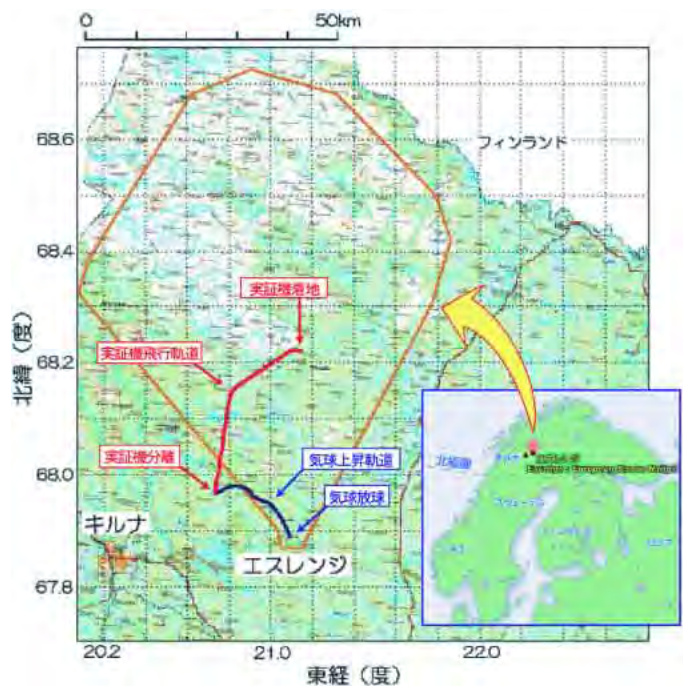
気球放球時

飛行実験結果（速報）を以下に示します。

結果概要（速報）

- (1) 放球日時：平成15年7月1日（火）6時3分（現地時間）
（平成15年7月1日（火）13時3分（日本時間））
- (2) 放球時の天候：晴れ、北の風、風速0.5m/s（瞬間値）
- (3) 機体分離日時：平成15年7月1日（火）7時14分（現地時間）
（平成15年7月1日（火）14時14分（日本時間））
- (4) 機体分離高度：約21km
- (5) 到達マッハ数：約0.8
- (6) 着地地点：北緯68度13分、東経21度09分

飛行経路



主要イベント時系列

イベント	時間（秒）
実証機を気球から分離	0
一定マッハ数データ取得開始（マッハ数0.8）	29
一定マッハ数データ取得終了（マッハ数0.8）	75
回収点への飛行開始	82
旋回開始	127
最終直線飛行開始	148
回収フェーズ開始	256
ドロッグガン作動	258
テレメータロックオフ	314

＝ヘリコプタの騒音計測等9種類の飛行実験を実施＝

MuPAL-ε 大樹町飛行実験

平成15年6月9日（月）～23日（月）の間、北海道大樹町多目的航空公園で実験用ヘリコプタMuPAL-ε（写真）を用いて以下の飛行実験を行いました。

(1) BVI（ブレード渦干渉）騒音計測

ヘリコプタの騒音として最も耳障りな降下飛行中の「バタバタ」という音は、ロータ・ブレードの翼端から出る空気の渦が、後続のブレードと衝突する際に発生します。このメカニズムを詳しく解明するため、ノーズ・ブームの先端にマイクを取り付けて音の波形を計測しました（図）。

(2) マイク・アレイによる音源探査

地上に配置した多数のマイクからの信号を同時に処理する解析法（「なる」2002年10月号参照）により、飛行中のヘリコプタのメイン・ロータ、テイル・ロータ、エンジン、ギア・ボックス等の騒音源から、それぞれどのような音が出ているかを調べました。

(3) 遠方での騒音計測

(1) と (2) は、ヘリコプタからどのような音が出ているかを調べるための実験ですが (3) はヘリコプタから出た音が、大気中をどのように伝搬するかを調べるための実験です。滑走路の遠方（最大2.4 km離れた地点）にマイクを置いて、計測を行いました。

(4) GPSシュードライト測位実験

ヘリコプタからGPS衛星の疑似信号（シュードライト信号）を発信することにより、GPSを補強して、地上のユーザから見た測位精度や信頼性を向上させる実験を行いました。

(5) 操舵応答

当研究所の調布飛行場支所に新しく設置されたヘリコプタ用飛行シミュレータで、MuPAL-εの飛行シミュレーションをより精度良く行うために、母機の飛行特性を詳しく調べました。

(6) HAPIおよびPLASIの飛行評価

HAPI（ヘリコプタ進入経路指示装置）とPLASI（進入角指示灯）は、パイロットに適正な着陸進入角を光の信号（色の変化や明滅）で指示するための設備です。この光の視認可能距離、設定仰角、水平配光等を評価しました。

(7) VHFレーダ精度検証

成層圏プラットフォームの実験のために設置された風観測用VHFレーダの上空（最高3km）を飛行し、計測精度を検証しました。得られた成果は、小型超音速実験機（ロケット実験機）のためにオーストラリアのウーメラに設置されたVHFレーダのデータ解析技術にも反映される予定です。

(8) トンネル型経路表示の飛行評価

空港の進入経路周辺地域の騒音低減

や離着陸枠の拡大を目指した「適応型飛行経路を用いた次世代運航方式」（「なる」2001年2月号参照）の研究の一環として、今回は特に、風の影響を考慮した飛行経路の生成アルゴリズムの検証等を行いました。

(9) ヘリコプタGPSルートの実験的飛行

GPSの利用によってヘリコプタに適した計器飛行方式（IFR）ルートが設定されれば、旅客機と同じような全天候運航が可能になります。大樹町までの往復の間、名古屋－東京－仙台－青森－帯広を結ぶGPSルートを飛行し、航法精度や地上との無線交信状況等を調査しました。

今回の実験は、当研究所の3つのセンター（飛行システム研究センター、航空推進研究センター、次世代超音速機プロジェクトセンター）と、外部2機関（通信・放送機構、測位衛星技術（株））が共同で実施しました。今後もMuPAL-εが、当研究所の内外で活躍することが期待されます。

飛行システム研究センター
奥野 善則



写真 大樹町で飛行実験を行うMuPAL-ε
（建設中の建物は成層圏プラットフォームの格納庫です）

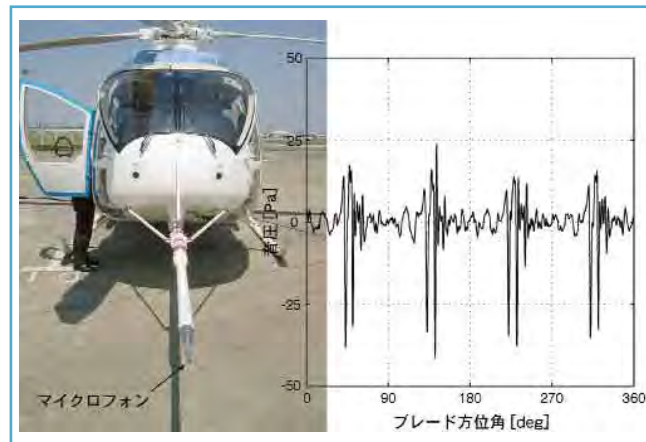


図 機体に取り付けたマイクと降下飛行中のBVI騒音波形の例

LE-7A液酸ターボポンプ改良インデューサの研究開発

H-IIAロケット一段目エンジンLE-7Aの燃焼器に、タンクに入った燃料（液体水素：液水）と酸化剤（液体酸素：液酸）を約300気圧の高圧にして送り込むターボポンプはH-IIロケット一段目エンジンLE-7の設計を殆ど踏襲していますが、一部設計変更も行われています。

図1にLE-7エンジンの液酸ターボポンプのケーシングと回転系の合成写真を示します。予圧用の羽根車であるインデューサは、インペラー（主羽根車）の前に置くことで低いタンク圧力でもポンプが液を吸い込み続けられる様にする重要部品です。LE-7Aのターボポンプでは、吸込性能（低いタンク圧力で吸い込み続ける能力）が劣化すると共に、キャビテーション（高速で運転すると周囲の圧力が低下して液が沸騰する現象）に伴う振動問題が発生してしまいました。この問題は、実際に液水と液酸を用いたエンジン試験を行うまで明確になりませんでした。

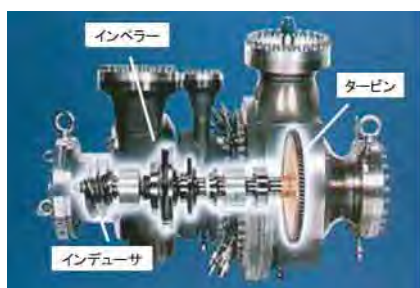


図1 LE-7液酸ターボポンプ

このため、当研究所、宇宙開発事業団（NASDA）、大学、企業が合同設計チームを結成して、インデューサの改良設計を行うことになりました。その結果、運転条件の選択により問題の回避が当面できると判断に至ったため、液水ターボポンプについてはH-IIAロケット2号機から、液酸ターボポンプについては8号機から、改良インデューサを搭載して信頼性の向上を図ることが決定されました。

改良インデューサでは、吸込性能向上と、ターボポンプ軸振動過大の原因となる巡回キャビテーション（キャビテーション発生状況が羽根車周上を巡回するように変化する現象）の抑制を図るため、インデューサ入口径、羽根角度、ライナー形状を含む全体形状などの設計を変更しました。改良インデューサの性能確認は、当研究所角田宇宙推進技術研究所のインデューサ性能試験設備で、水を作動流体として行いました。その後、改良インデューサを液酸ターボポンプに組み込み、高圧液酸ターボポンプ試験設備にて、液体窒素（安全のためまず液体窒素で試験を行います）および液酸を用いた試験を行い、極低温液体中での性能を調べました。

図2に、LE-7A液酸ターボポンプインデューサの、極低温液体中での吸込性能を示します。横軸のキャビテーション係数は、値が小さいほど高吸込性能であることを示しています。縦軸のインデューサ基準揚程比は、インデューサで高められる圧力の基準圧力に対する比を示します。

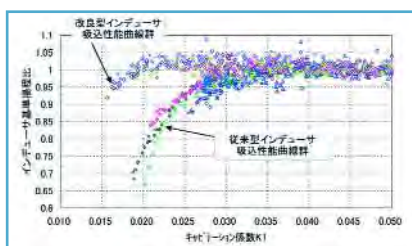


図2 液酸インデューサ吸込性能

従来型と改良型の吸込性能を比較すると、改良型の吸込性能が大幅に改善されていることが分かります。

図3に、従来型と改良型の軸振動発生状況を比較して示します。従来型では、回転速度（約300Hz）の1.2倍程度の周波数を持つ回転非同期の巡回キャビテーションと、回転速度と同じ周波数を持つ

回転同期の巡回キャビテーションが発生しましたが、改良型ではどちらの巡回キャビテーションも発生しなくなりました。今度は、キャビテーションサージ（キャビテーション発生状況が羽根車軸方向にのみ変化する現象）が発生しましたが、この現象は設備の特性に左右されるものと考えられました。

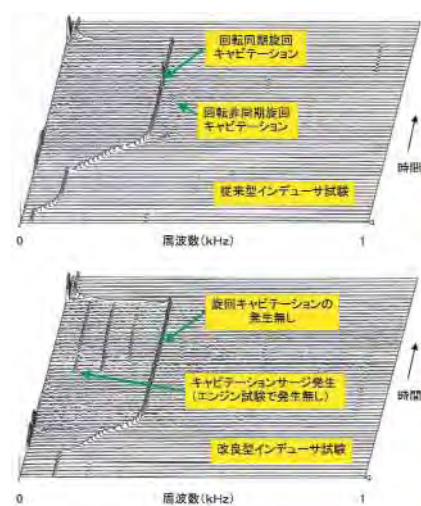


図3 液酸ターボポンプ軸振動

その後、NASDA種子島試験場にてエンジン試験を行った結果、キャビテーションサージも巡回キャビテーションも発生しないことが確認できました。これにより、良好なLE-7A液酸ターボポンプのインデューサ改良結果が示せたこととなります。



角田宇宙推進技術研究所
ロケット推進研究センター
志村 隆

= 実際的な乱流の現象説明にまた一歩近づいた =

世界最高のレイノルズ数41,400を達成

DNSという計算手法

「乱流」とは、大気、河川、航空機のまわりに見られるような大小様々な渦を巻きながら流れる複雑な流れを指し、その複雑な流れの性質から未だ十分に解明されていない物理現象のひとつとなっています。乱流現象の研究は、かつては理論、実験の2つのアプローチから行われてきましたが、近年、コンピュータの性能が飛躍的に向上したことで、流れの支配方程式であるナビエ・ストークス方程式を特別な仮定を入れずに忠実に計算することができるようになり、乱流をコンピュータ上に直接再現することが可能となりました。これを乱流のDNS (Direct Numerical Simulation : 直接数値シミュレーション) と呼んでいます。DNSでは計算格子と呼ばれる網目状の空間において、大小様々な渦を全て高精度に計算します。そのため、実験では捉えることが困難な様々な情報が収集でき、現在では、乱流現象の解明および予測のために必要不可欠なツールとなっています。

世界最高となる

レイノルズ数41,400を達成

DNSは高精度な解析結果を与えるものの、大小全ての渦を忠実に計算することから計算量が非常に多くなり、流体の特性を示すパラメータであるレイノルズ数 (大きな渦と小さな渦の比に相当) の上限値に制約が生じます。これは、レイノルズ数が高

くなるにつれて、より小さな渦が現れ、このより小さな渦を解像するために、さらに細かい計算格子を用いた計算が必要となるためです。従って、高いレイノルズ数のDNSは膨大な計算格子数を必要とし、必然的に大規模な計算となります。

航空機の翼のような壁面に接する乱流 (壁乱流) の基本的な性質を持ち、形状が比較的簡単な流れとして、平行平板間乱流があります。この形態のDNSは、今から約15年前に初めて行われましたが、その時のレイノルズ数は5,600でした。以降、より高いレイノルズ数のDNSが世界各国で行われてきました。1998年には当研究所が、東京理科大学の協力のもと、当時としては世界最高のレイノルズ数24,300のDNSを、約3,300万点の計算格子数を用いて行いました。そして今回、同研究チームは、レイノルズ数41,400という現時点で世界最高のレイノルズ数のDNSを、約14億点の計算格子数を用いた大規模な計算を実行して達成しました。この計算は、当研究所の新しいスーパーコンピュータ (数値シミュレータⅢ) を約6ヶ月稼働させて達成したもので、2003年6月末に仙台で行われた第3回乱流・せん断流現象国際シンポジウム (TSFP3) において発表し、国際的にも大きな関心が寄せられました。この計算は、計算規模・レイノルズ数の両面から見て、十分に安定した結果の得られているDNSとしては、現在世界最大の計算です。

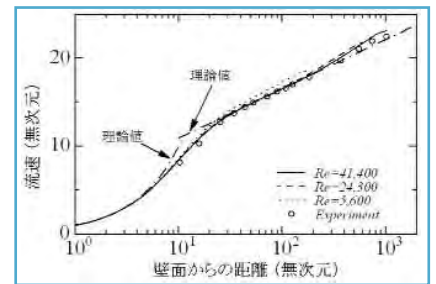


図1 平均流速分布の解析結果と実験結果の比較 (無次元化値)

図1は平均流速分布の解析結果を実験結果と比較したものです。今回の解析結果は、実験結果との一致が極めて良いことが分かります。図2は、平板近くの渦 (白い部分) を、最初に行われたレイノルズ数 (5,600) と今回のレイノルズ数 (41,400) について可視化し、比較したものです。高いレイノルズ数の場合は、渦が非常に細くなること分かります。

乱流現象の解明とデータベース化

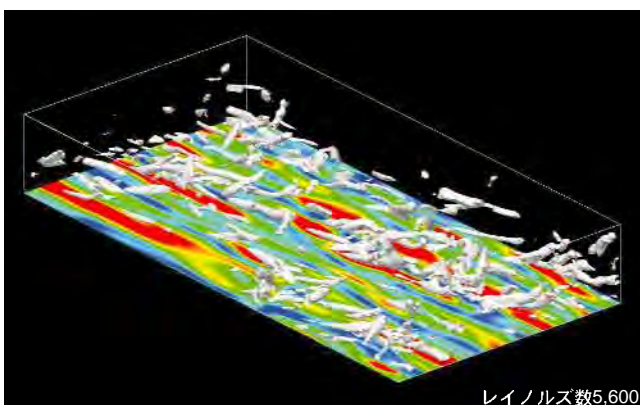
今回、レイノルズ数41,400のDNSを実現したことにより、実験と対比できる解析結果の幅が大分広がりました。しかし、現実の流れのレイノルズ数にはより大きな値を示すものが多く、まだまだ十分とはいえません。今後も、より高いレイノルズ数を目指し、解析を進めていきます。

また、今回の解析結果は、乱流の研究全般にわたって大変有益となるため、できるだけ早くデータベースとしてまとめ、ホームページ上で全世界の研究者に公開する予定です。

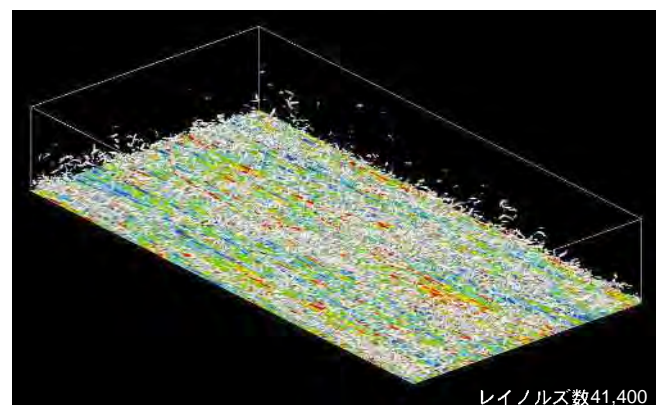
CFD技術開発センター

阿部 浩幸 (取材協力)

松尾 裕一 (取材協力)



レイノルズ数5,600



レイノルズ数41,400

図2 平板近くの流れの可視化
流れは左上から右下へ、白い部分が乱流の渦で、今回の計算 (右) では、非常に細かい渦がとらえられている。

= 計算機の中でヘリコプタを飛ばせるか？ =

重合格子法によるヘリコプタ特性の解析研究

CFDによるヘリコプタの特性解析

当研究所では、CFD（計算流体力学）を使ってヘリコプタの特性を解析する研究を行っています。CFDでは、計算格子と呼ばれる網目状の空間を、解析を行いたい物体の周りに作る必要があります。格子の作り方には色々な方法があり、今回の研究では重合格子法を使用しています（※）。

ヘリコプタは、ロータを回転させることで揚力や推進力を得ますが、このときロータ・ブレードの翼端から渦が発生します。そこでまずロータ単体の解析から入り、発生する渦の挙動を詳細に確認しました。次に行ったのが、胴体を加えた解析です。発生した渦が胴体に当たると、空力的な干渉が起こり、ロータの性能に影響を与えます。機体が高速で飛行しているときには、渦は発生後すぐに後方に流されてしまうため、胴体の影響は小さいと言えます。問題は、ホバリング（空中静止状態）や低速前進飛行時のように、ロータの吹き下ろしが胴体にかかる時です。

胴体格子を加えて解析を始めよう

ロータは、胴体の有無だけでなく、その形状によっても性能に差が生じます。今回は、アメリカのジョージア工科大学が風洞試験を行い、データが広く公開されている、シリンダ型の胴体形状を解析対象としました（図1）。ブレードと胴体の空力的な干渉を調べるためには、胴体表面上の圧力変化の様子を計測するのが一般的です。まだ試算の段階ですが、胴体の定性的な圧力変動を捉えることに成功しました。

この他に、ヘリコプタを模擬した胴体形状の解析も行っています（図2）。この解析により、低速で前進飛行す

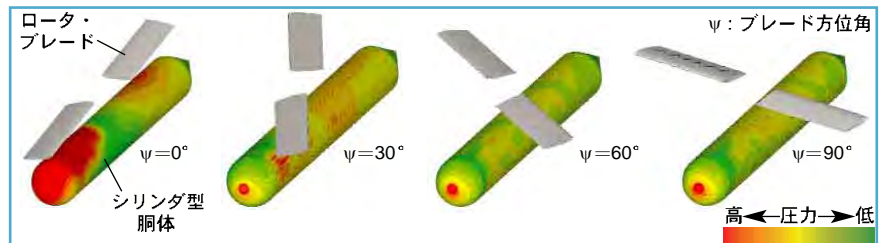


図1 10m/sで前進飛行するシリンダ型胴体の解析結果

る機体の胴体後方に渦が当たり、圧力が大きく変化している様子を捉えることができました。

より精度の高い解析を行ない

最終的には・・・

今後は、より細かい格子を使用することで解析の精度を高め、ブレードと胴体との空力的な干渉の様子を正確に捉えられるようにしていきます。その後、テールロータ等を加えたより実機に近い形へと解析を進めて行き、最終的には、実際に飛行中のヘリコプタをCFDでシミュレーションできるようにしたいと考えています。

この研究で用いられたコード（数値計算プログラム）は、（株）コンピュータヘリコプタ先進技術研究所と共同で研究開発したコードをベースにしています。

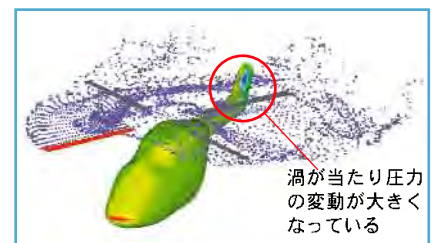


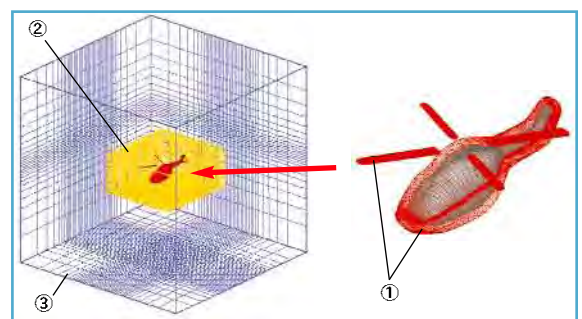
図2 ヘリコプタ型胴体の解析結果

流体科学研究センター
近藤 夏樹（取材協力）

※重合格子法とは

CFDで解析を行うときに、格子の作成は重要な要素です。格子の作り方には色々な方法があり、重合格子法もそのひとつです。格子はできるだけ細かく作った方が、より精度の高い解析が行えます。しかし、細かくすればするほど、解析に時間がかかってしまうという難点があります。そこで、空間全体に粗い格子を作り、解析対象の周りだけに細かい格子を重ねて作るのが、重合格子法です。こうすることで、効率よくヘリコプタのロータ・ブレードから発生する渦を捉えることができます。また、各格子が独立しているため、新しい解析対象（胴体など）の追加が比較的簡単に行えるという特徴もあります。

今回の解析には、解析対象に沿って作った細かい格子（①）、解析対象を囲って作ったやや細かい背景格子（②）、空間全体を解析するための粗い背景格子（③）を使用しています。



研究交流棟と 極低温インデューサ試験施設が完成

H-II ロケット8号機の事故以来、ロケット開発における産学官連携の重要性が説かれ、事故のきっかけとなったターボポンプ・インデューサの研究、とりわけ極低温流体中における挙動の評価の重要性が指摘されていました。そこで、当研究所角田宇宙推進技術研究所内に、産学官の研究者同士が研究交流を促進するた



めの研究交流棟と、極低温流体中におけるインデューサの研究を行うための極低温インデューサ試験施設の整備を進めてきました。この度、各施設とも竣工の運びとなったため、去る6月6日（金）に関係者を招待して、完成披露の式典を執り行いました。式典では、戸田理事長の挨拶、施設紹介などの後、来賓として出席された佐藤清吉角田市長と上條謙二郎東北大学教授からお祝いの言葉を戴きました。また工事関係者への感謝状の贈呈などが執り行われ、式典終了後には、完成した各施設の見学会を行いました。今後はこれら各施設を通して、活発な研究交流とイン



デューサ研究の飛躍的な進展が見られることを期待しています。

極低温インデューサ試験施設の詳細は、来月号に掲載します。

角田宇宙推進技術研究所
企画調整室
若松 義男

開催報告

航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム2003

去る6月12日（木）～13日（金）の2日間、当研究所主催の航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2003が開催されました。当日は、産学官から約240名の参加者が集まり、活発な議論、討論が行われました。

今回は特別企画のテーマとして「空力騒音」を取り上げ、特別講演



Dr.J.W. Posey (NASA Langley Research Center) による特別講演

者として、NASA Langley Research Center から空力音響部門 (Aeroacoustics Branch) のChiefであるDr. J. W. Poseyを招聘し、「The Role of Analytic Methods in Computational Aeroacoustics」と題する講演をしていただきました。その中で、NASAでは、エンジン騒音、ヘリコプタ騒音、航空機の脚やフラップなど物に即した課題を取り上げているため、精度だけでなく、妥当な時間内に結果を得るための手法を中心に研究開発が行われていることが述べられました。また一般講演では、機体騒音、エンジン騒音、ソニックブーム等の空力騒音関連や、解法手法、翼設計と翼まわりの流れ、タービン翼列のCFD解析、構造や全機まわりの空力解析等の報告があり

ました。その他にも、「これからの大規模シミュレーション」、「構造シミュレーションの現状」、「NATAS解析システム*の現状」、「将来型宇宙輸送に関する数値シミュレーション」等を取り上げた企画セッションを行い、最後は、両日ともパネルディスカッションで締めくくりました。

今回は宇宙3機関統合後の開催となりますが、今後とも関係者各位の積極的な参加、協力、支援を賜りたいと考えています。

※NATAS解析システム：当研究所が開発した、数値フラッタ試験評価システム。

航空宇宙数値シミュレーション
技術シンポジウム運営委員会

「空の日・宇宙の日」イベント開催のお知らせ

日時 平成15年9月7日(日) 10:00~13:00
会場 航空宇宙技術研究所 講堂
後援 調布市、調布市教育委員会、三鷹市、三鷹市教育委員会



..... 絵画コンクール

テーマにそって、それぞれ思いどおりに描いてみよう！
テーマ「乗ってみたい未来の飛行機」

- 応募資格** 幼児(4歳以上)・小学生
応募締切 平成15年8月18日(月)当日消印有効
出品規定 色えんぴつ、クレヨン、絵の具などを使用したB4サイズ(252mm×355mm程度)の作品
出品点数 1人1点
応募方法 作品の裏面に、氏名(ふりがな)、年齢、住所、電話番号、学校名、学年を記入の上、申し込み先まで郵送してください。
賞状・副賞 厳正な審査のもと賞を選定し、賞状および副賞を贈呈します。なお、応募者全員に参加賞を贈呈します。
結果発表 入賞者には直接通知します。
授賞式 平成15年9月7日(日)航空宇宙技術研究所にて
作品返却 作品展示が終わりしだい返却します。また、入賞作品については、当研究所の広報誌やホームページなどで紹介する予定です。

..... 工作教室

「飛行機のあゆみ」について学びながら、
「ライトフライヤー」を作って飛ばしてみよう！

- 応募資格** 小学生
応募定員 60名(先着順)
参加費 無料
応募方法 往復ハガキに、氏名(ふりがな)、年齢、住所、電話番号、学校名、学年を記入の上、申し込み先までお申し込みください。応募者多数の場合は先着順で受付し、結果を通知します。

申し込み・問合せ先

〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7-44-1
航空宇宙技術研究所 広報室
「空の日・宇宙の日」イベント係
TEL 0422-40-3960
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15年7月発行 No.532
© 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