空と宙

2005 NOV./DEC.
隔月刊発行
EVERY OTHER MONTH
ISSN 1349-5577 No.09

2005年10月10日
南オーストラリアのウーメラ実験場にてNEXST-1飛行実験に成功（P.1、P.3）

研究紹介

小型超音速実験機の飛行実験成功

超音速自然層流翼設計のための逆問題設計法の研究

極低温インデューサの研究

設備紹介

高温高圧燃焼試験設備

空宙情報

組織改正のお知らせ

総合技術研究本部・航空プログラムグループ公開研究発表会

「そら」の技術を身近に感じて
そらとそら

総合技術研究本部
Institute of Aerospace Technology
http://www.iat.jaxa.jp/

09

研究紹介

超音速機の研究は航空プログラムグループが発足する前から行っており、当本部の研究者も多数かかわっています。
そこで本誌では、小型超音速実験に関する研究を特集しました。

小型超音速実験機の飛行実験成功

次世代超音速機技術の確立を目指して

次世代の超音速旅客機を目指して

航空プログラムグループ·超音速機チームは、21世紀に見込まれる次世代超音速輸送機の国際共同開発への主体的参加を目指して超音速機技術の研究を進めています。次世代の超音速旅客機には事業性と地球環境維持を考慮して、「低コスト」ならびに「環境に優しい」ことが必要と予測されており、その実現のための技術課題として、低抵抗化のための空力技術、軽量化のための複合材適用技術、高効率エンジン技術、ソニックブーム※1も対象とする低騒音化技術、低NOx燃焼技術などがあります。

私たちは、これらの主要技術の確立を目的に、要素技術研究と小型超音速実験機(NEXST-1)の飛行実験による技術実証を進めています。

小型超音速実験機(NEXST-1)

低抵抗の機体形状を空力設計するために数値流体力学(CFD)技術を応用して、与えられた形状から性能を算出する従来の手法とは逆に、性能等の設計要求を満足する機体の空力形状を計算機を用いて求める手法「逆問題設計法(3～5ページ参照)」を開発しました。この手法により設計効率の向上に加えて、多様な要求に的確に応えられる設計が可能となります。

低抵抗化のために、逆問題設計法を適用した自然層流翼の他にも様々な設計概念を組み合わせた機体形状としました(図1)。この超音速機の空力特性を大気中での自由な飛行条件で評価して設計手法を実証すること、および無人機による飛行実験技術の蓄積を目的として小型超音速実験機を開発しました。

小型超音速実験機は、全長11.5m、重量2トンの無人無推進力の超音速滑空機であり、CFDを用いて設計した形状をそのまま適用した画期的な実験機です。その打上げには直径約0.74m、長さ10m、地上推力約40トンの固体ロケットを使用します。

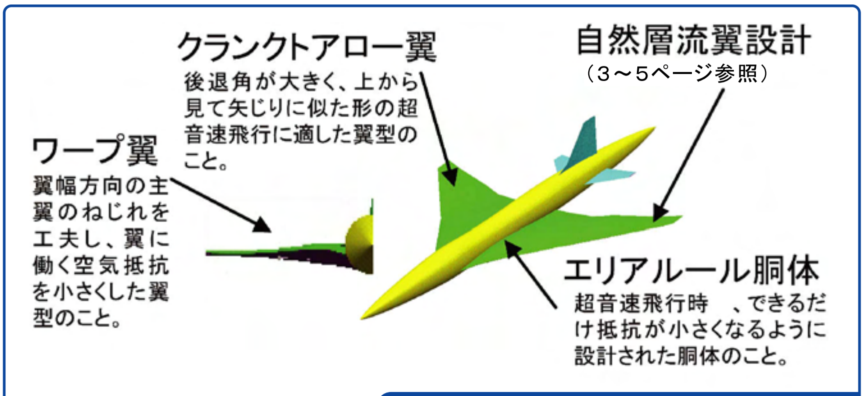


図1 小型超音速実験機に適用した空力設計技術

航空プログラムグループ
超音速機チーム
実験隊メンバー

飛行実験成功!

第1回飛行実験を2002年7月14日に実施しましたが、固体ロケット点火と同時にロケット誘導制御系統の不具合により実験機がロケットから分離し、飛行実験は失敗に終わりました。その後、失敗原因の調査結果を受けてその対策を講じると同時に、信頼性の向上を目的とした改修を実施し、2005年10月10日、午前7時6分1秒にウーメラ実験場から打ち上げました(図2、3)。打上げから72秒後に高度約19kmでロケットと分離した後、マッハ2で滑空しながら約800点に及ぶ空力データや構造データを取得し、105秒後に計測試験飛行を終了したのち回収飛行を開始して、打上げから約15分22秒後にパラシュートとエアバッグを使って無事着地しました(図4、5)。

今回の飛行実験の結果、打ち上げや飛行にかかわるすべての技術データを計画通りに正常に取得しました。この実験成功は、航空宇宙分野の新技術開発に大きな足跡を残したといえます。

今後は、機体に搭載したデータレコーダに記録された貴重な飛行実験データの詳細な解析を継続して空力性能を定量的に評価するとともに、低ブーム技術、低騒音技術およびシステム統合設計技術の確立を目的とした静粛高速研究機※2による飛行実証プロジェクトの実現に向けて研究を推進します。

※1　ソニックブーム
航空機が超音速で飛行することにより発生する衝撃波が、地上に達することにより生じる衝撃音。
※2　静粛高速研究機
ソニックブームや離着陸時の騒音を低減する先進的な静粛機体の実証を目的とした研究機。

航空プログラムグループ　超音速機チーム
SSTユニット　平子敬一

図3 小型超音速実験機の打上げ

図5 着地した実験機

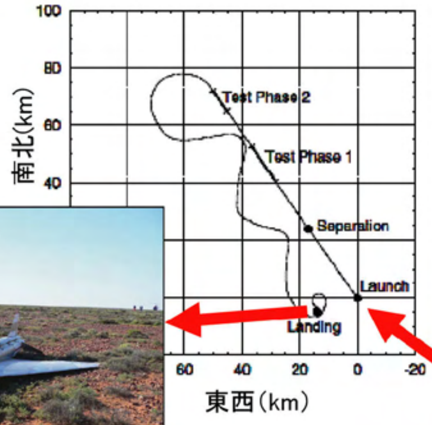


図4 飛行経路

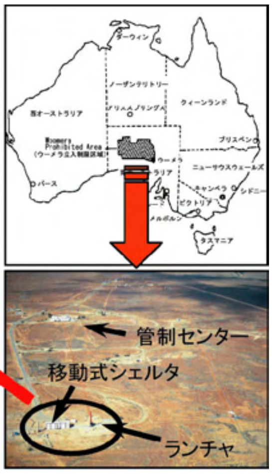


図2 南オーストラリア
ウーメラ実験場

もっと詳しく知りたくなったら、ココにアクセス! http://www.apg.jaxa.jp/res/stt/a03_03.html

研究紹介

超音速自然層流翼設計のための逆問題設計法の研究

超音速で空気抵抗を減らす新しい設計技術を開発

次世代超音速旅客機の開発に役立つ新しい空力設計法を確立する

一昨年就航を終えたコンコルドの後継として次世代超音速旅客機が待望されています。コンコルドの主要課題はその経済性と環境適合性にありました。超音速機チームではこれまで小型超音速実験機計画を通してこれらの課題に挑戦してきましたが、2005年10月10日にロケット打上げによる無推力実験機を用いて、経済性改善を目的とした空気抵抗低減技術の飛行実証を行ないました（1、2ページ参照）。

今回開発した独自技術はCFDを用いた逆問題設計法による超音速自然層流翼の設計です。通常、機体に働く空気抵抗は圧力抵抗と摩擦抵抗に分かれ、従来設計ではコンコルドに代表される細長胴体と三角形型の薄翼の形状で圧力抵抗の低減が図られてきました。一方、摩擦抵抗は境界層と呼ばれる物体表面近傍の薄い層状の流れの構造に起因します。超音速機特有の後退翼上の境界層ではその構造が複雑となるため、摩擦抵抗の低減に適した構造を形状の工夫だけで実現させることが困難と考えられていました。そこで、当チームではCFD逆問題設計法を駆使して世界で初めてこの課題に挑戦しました。

CFD逆問題設計法による超音速自然層流翼設計

摩擦抵抗の成因である境界層はその流れの構造に応じて2種類に分かれます。定常流を例に取りますと、一つは時間的に変動せず、空間的に整然と速度分布が変化する“層流"状態、もう一つは時間・空間的に激しく変動している“乱流"状態で、層流から乱流への移行を遷移と呼びます。摩擦抵抗は乱流の方が大きいので境界層をできるだけ広範囲にわたって層流に保つことが摩擦抵抗低減のための有効な対策となります。これを形状の工夫のみで“自然"に実現させる翼のことを「自然層流翼」と呼びます。

小型超音速実験機計画では、まず後退翼上の境界層の構造を摩擦抵抗低減に適したものとするような物体面上の圧力分布を多角的に検討し、理想的な分布形を見出しました。次にその分布形を正確に実現させるために翼形状の曲率変化をCFDを用いた逆問題設計法で求めました。通常、形状を与えて流れ場（例えば圧力分布）を解くのが順問題、それに対して流れ場の情報を与えてそれを実現する形状を求めることを逆問題と呼びます。今回の自然層流翼設計はこの逆問題設計法の最適な応用例です。

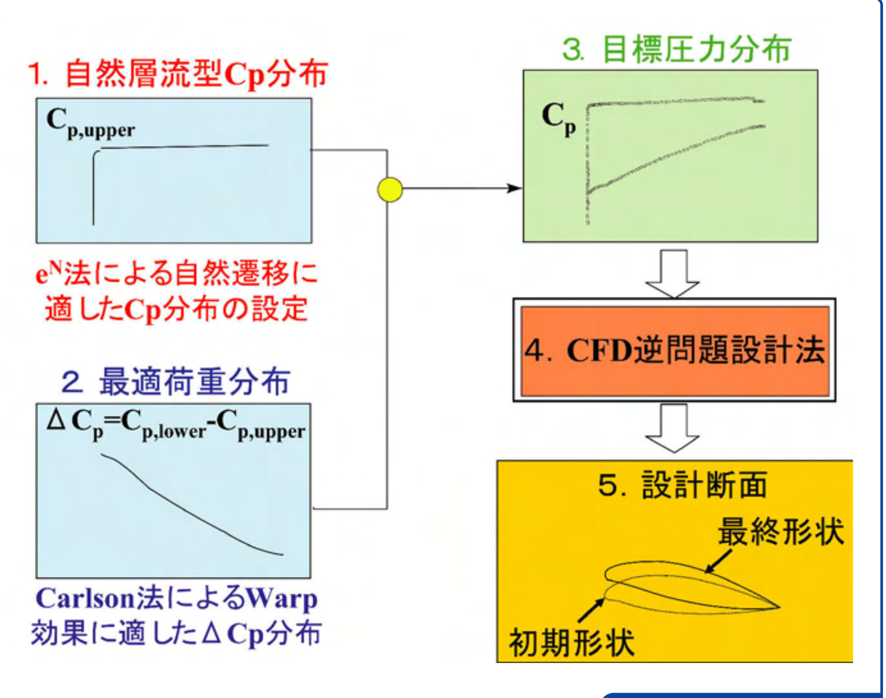


図1 CFD逆問題設計法の流れ

図1に今回開発した逆問題設計法の設計手順の流れを示します。まず自然層流化を実現できる圧力分布を目標として設定します。次に初期条件として与えた形状に対してCFDを用いて圧力分布を順問題として解きます。続いてこの解と目標圧力分布との差分を算出し、超音速線形翼理論に基づいて、その圧力差に対応する形状差を推定し、それを初期形状に対する修正量と見なして新たに形状を作成して、その圧力差が収束するまで同様のプロセスを繰り返すという手法です。図2は設計結果ですが、目標圧力分布の前縁近傍の急激な変化は4次形状において実現できるようになりました。

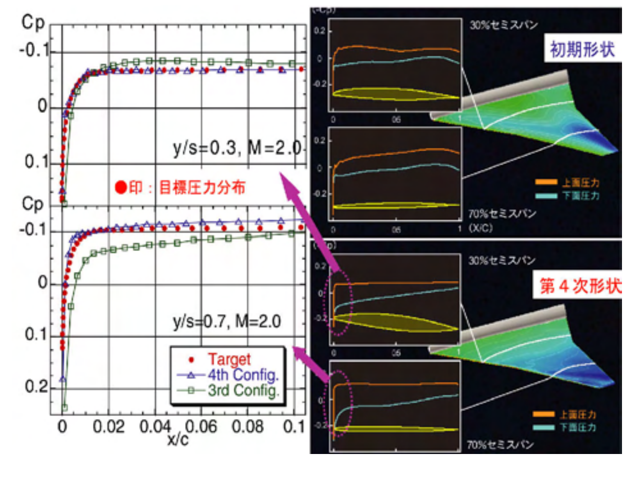


図2 超音速自然層流翼の設計結果

図3はこの4次形状の風洞試験による遷移点の後退状況を示したもので、設計点と非設計点の比較を通して自然層流翼効果を定性的には確認することができました。但し、遷移点の後退量は風洞気流の上流側の乱れの影響を強く受けるため、定量性の確認には気流乱れが希少の飛行実験による検証が必要です。小型超音速実験機の飛行実験では遷移計測も行い、計測データから遷移点の後退が確認でき、現在は定量的な解析を行っています。

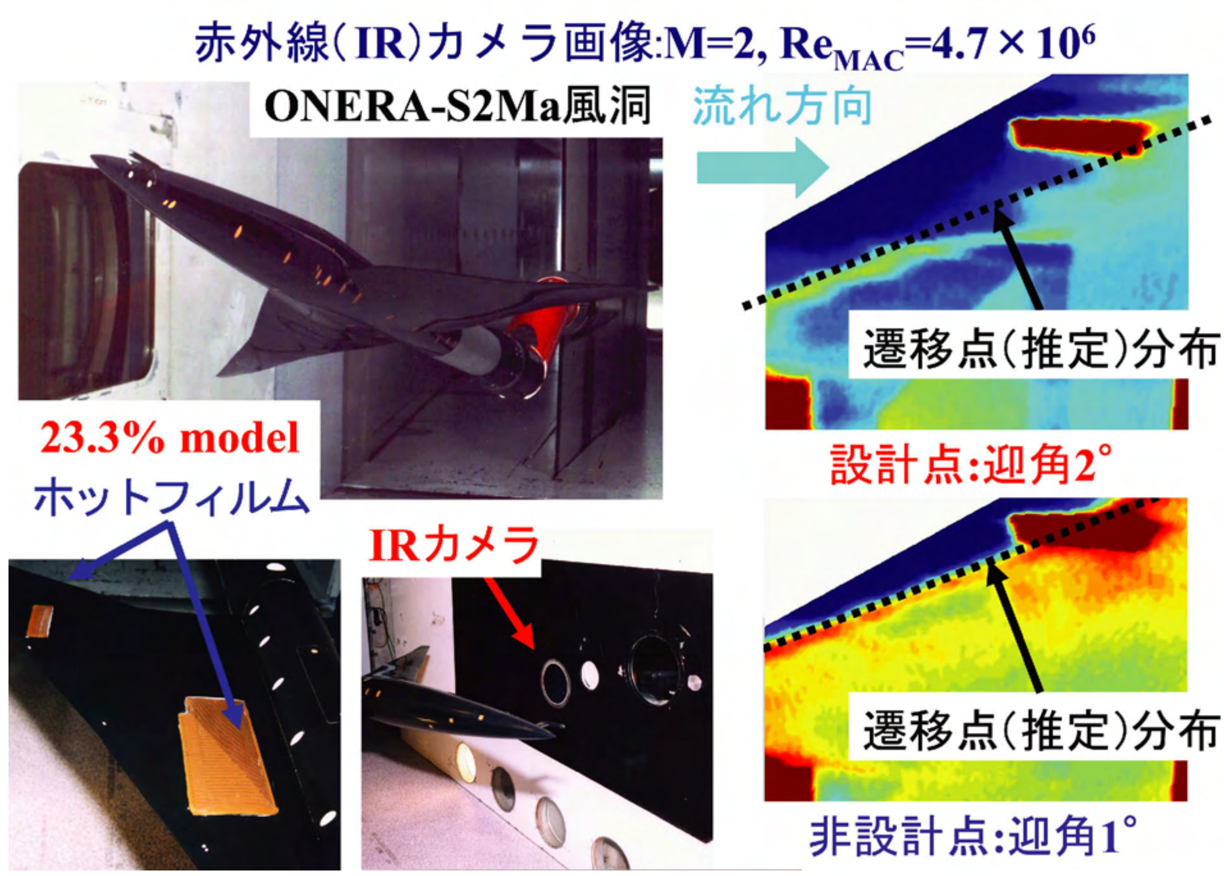


図3 超音速自然層流翼効果の風洞試験による検証

今後は実機適用課題の改善を

逆問題設計手法の実機への適用については、想定実機レベルでの高レイノルズ数※状態における自然層流翼効果の有効性の定量的な検証と、実際の機体表面の平滑状態の維持に関する運用方法の検討がさらに必要です。前者はすでに小型超音速実験機計画と同様の研究アプローチによって最適な圧力分布を見出すに至っており、現在逆問題設計法を用いて具体的な形状を設計中です。一方、後者は超撥水コーティングの適用などを念頭に今後の研究計画を立案中です。

※　レイノルズ数
機体の大きさや速さ、機体周りの空気密度と粘性によって決まる無次元数で、実機設計に必要不可欠な値。

(航空プログラムグループ　超音速機チーム
SSTユニット　吉田憲司、他)

高温高圧燃焼試験設備

ジェットエンジンは、吸込んだ空気を高温高圧に圧縮し、燃焼器で燃料と混ぜてから燃焼することにより、高い推進力を得ています。高温高圧燃焼試験設備は、この燃焼器入口状態を模擬し、ジェットエンジン燃焼器などの燃焼特性や排出ガス特性を試験するための設備です。

図１は設備の概念図です。圧縮機で高圧力にした空気を空気加熱器で高温にし、燃焼器が設置された供試部へ流入させます。試験用の燃料として、灯油、天然ガス、水素ガスが供給できます。燃焼器出口での排気ガス温度は２０００Ｋ近い高温となるため、後部冷却器で水噴霧を行い、十分冷まして煙突から排出します。

当本部の高温高圧燃焼試験設備は中圧系および高圧Ａ系からなっていましたが、経済産業省が進めている「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトに関する研究を進めるために改修を行い、高圧Ｂ系を増設しました。Ｂ系はＡ系の３倍近くの空気流量を１０００Ｋの超高温で供試部へ送ることのできる、国内最大規模の設備です。Ｂ系を整備したことで、ジェットエンジン燃焼器入口状態を模擬した実圧実温にて燃焼器の大掛かりな試験を行えるようになりました。

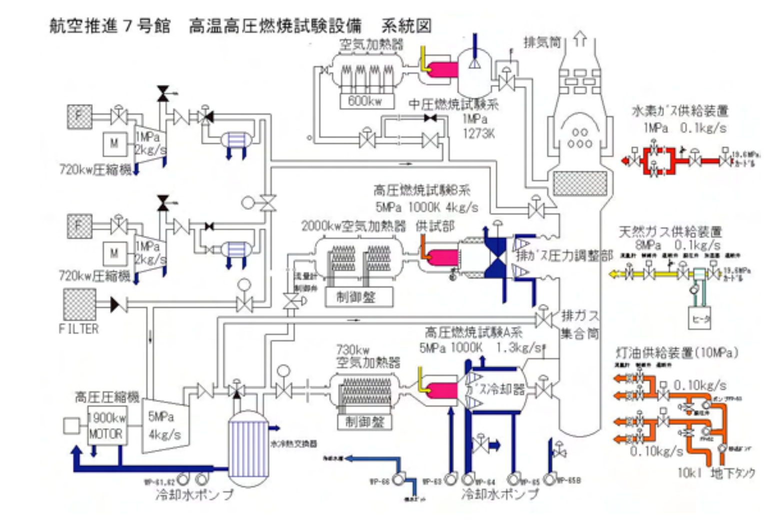
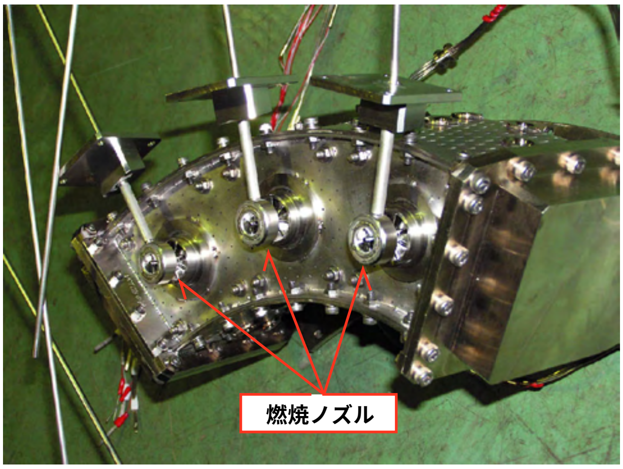
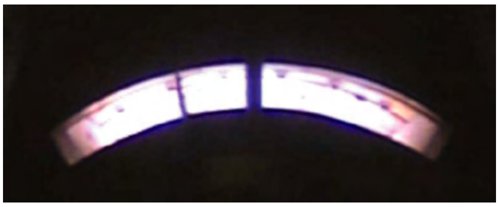


図1　高温高圧燃焼試験設備の概念図



（a）供試体となったエコエンジンセクタ燃焼器

燃焼器下流から見た燃焼器出口



燃焼試験時のビデオ映像

（b）燃焼器出口のガス温度およびガス濃度の周方向トラバース計測

図2　燃焼試験

極低温インデューサの研究

H-ⅡAを安全に打ち上げるために

キャビテーションという問題

日本のロケットH-ⅡAは推進剤に水素と酸素を用います。しかし、水素と酸素は大気温度では気体であり、このままロケットに積み込むととても大きなタンクが必要となります。そこで容積を小さくするために液体の状態にしてタンクに貯蔵するのですが、そのためには水素は-253℃、酸素は-183℃に冷やさなければなりません。実際のロケットには、このような極低温状態にした推進剤が用いられているのです。

推進剤は、図1に示すターボポンプによって昇圧(約27MPa)されて燃焼器に送り込まれます。しかし、ターボポンプの一番手前にあるインデューサと呼ばれる部分では流速がとても速いために圧力が飽和蒸気圧以下となって、液体の一部が気体に相転移します。これがキャビテーションと呼ばれる現象です。図2に示す物質の3状態図(固体、液体、気体)に示すように、“キャビテーション"は液体から気体に変わると言う意味では“沸騰"とよく似た現象であって蒸発熱のための熱移動が必要です。

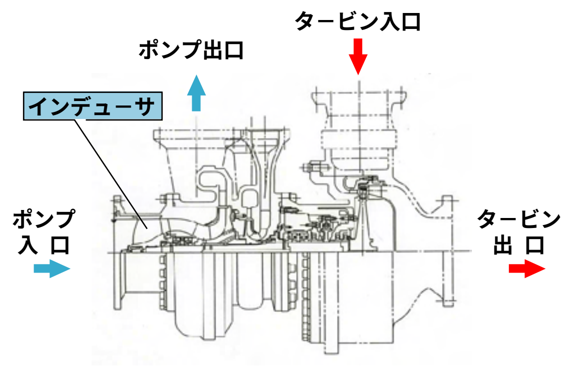


図1 液体酸素ターボポンプ断面図

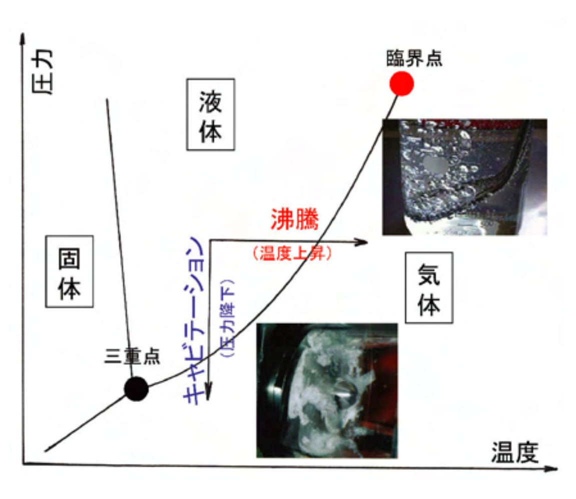


図2 キャビテーションと沸騰

また、キャビテーションが発生するとターボポンプの性能劣化や機械振動の原因となるので、ロケットエンジンの信頼性を高めるためには、極低温流体に発生するキャビテーション現象をよく見極めておく必要があります。そのために、実際の極低温流体(液体窒素)を使ってインデューサに発生するキャビテーションの研究を行っています。

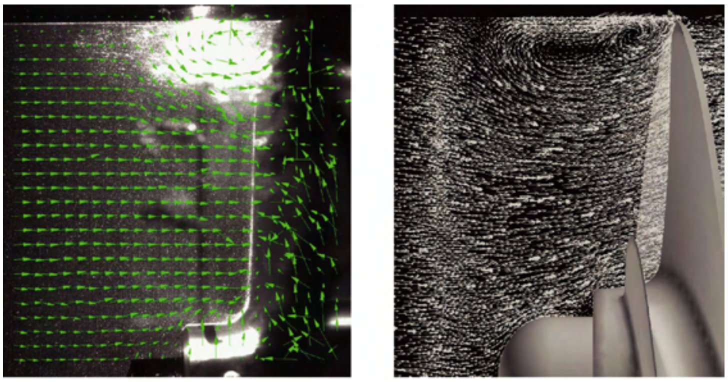
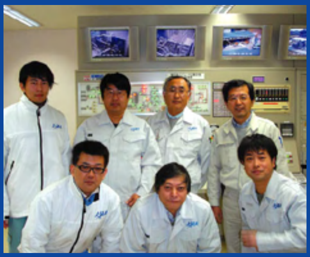


図3 インデューサ入口部の流れ



ロケットエンジン技術センター
(後列左より)永浦克司、橋本知之、渡邉光男、吉田義樹
(前列左より)中村憲明、長谷川敏、島垣　満

多角的にキャビテーションを調べる

(1) インデューサの内部流動の計測

キャビテーションは流速が速くなって圧力が低下する部分に発生するので、まずインデューサ内の流れがどうなっているかを調べなければなりません。そのために、まずは扱いやすい水を使って、粒子画像流速測定法(PIV)という手法で流れ場を調べています。図3にその実験結果とCFDによる流れの計算結果の比較を示します。インデューサの上流に渦ができていて、その中心に白く小さい気泡の集まりとしてキャビテーションが発生していることが分かります。

(2) 極低温流体での実験

水と極低温流体では、物性値(密度、比熱、蒸発熱)が異なるので熱移動の様相が異なり、キャビテーションの発生量も違ってきます。そこで、極低温流体ではキャビテーションの発生量がどのように違って、どのようにインデューサの性能に影響をおよぼすのか調べる実験を行っています。図4は作動流体が常温水(20°C)と液体窒素(-193°C、-197°C)の場合の違いを示したもので、水の場合に比べて液体窒素ではキャビテーションの発生量が少なくなり性能も向上していることが分かります。また極低温流体では、わずか4°C温度が上昇しただけでも性能に顕著な差が現れることが分かりました。これは「キャビテーションの熱力学的効果」と呼ばれていて、極低温流体を推進剤とするロケットエンジンの重要な研究テーマとなっています。

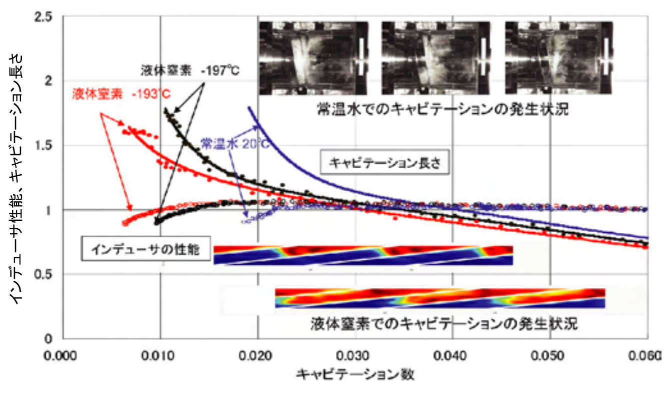


図4 インデューサ性能とキャビテーション発生量

高性能なロケットエンジンの開発を

“流れ"を調べることは、まず流れを観察することから始まります。実際の極低温流体のキャビテーションを観察した例は世界でも多くありません。そこで、私たちはインデューサの翼に発生するキャビテーションを世界に先駆けて可視化して、キャビテーションの熱力学的効果を見極めたいと思っています。こういった極低温インデューサに発生するキャビテーションの研究を通して信頼性の高い、高性能なロケットエンジンの開発に貢献して行きたいと考えています。

(ロケットエンジン技術センター　吉田義樹)

もっと詳しく知りたくなったら、ココにアクセス!
http://www.iat.jaxa.jp/kspc/japanese/research/turbo.htm
http://www.iat.jaxa.jp/kspc/japanese/tf/inducer.htm

組織改正のお知らせ

2005年10月、組織改正

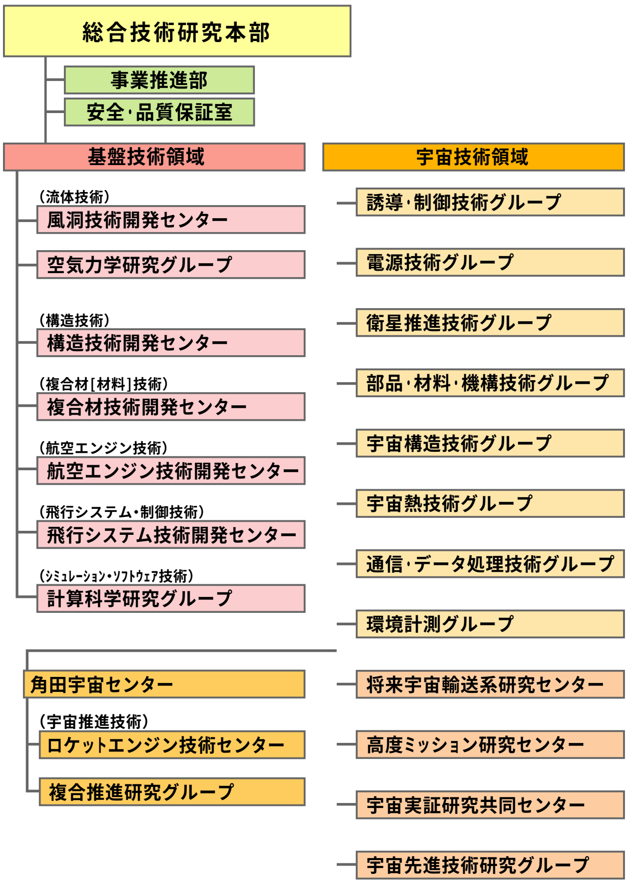
総合技術研究本部は、これまで航空技術、宇宙技術、基盤技術の3分野の研究を進めてまいりましたが、共通基盤と宇宙の基礎体力を充実させることを目指した組織として2005年10月1日より再出発いたしました。

航空プログラムグループは、JAXAにおける航空プロジェクトを専門的に実施する組織として総研本部より独立し、同日より発足いたしました。

総合技術研究本部

新組織は、基盤技術領域と宇宙技術領域からなります。基盤技術領域は、航空宇宙両分野の基礎、基盤となる研究を進めています。宇宙技術領域は、ロケットエンジン、将来宇宙輸送系や宇宙先進・実証技術の先行研究などに亘り、特に衛星開発を支える重要8分野の強化に取り組んでいます。

宇宙航空における信頼性と先進性の高いシステムを生み出すために、実用性の高い技術を提案することを使命と捉えています。



基盤技術領域は、航空と宇宙両分野への共通性の高い技術を整理して組織化しました。基礎的な研究から、将来のプロジェクトへの発展を目指す研究開発、内外の要請に応じた設備利用や受託試験などを使命としています。
宇宙技術領域は、衛星開発を支える重要8分野の強化を中心に、ロケットエンジンや先進技術、革新システムなどに整理して組織化しました。

もっと詳しく知りたくなったら、ココにアクセス! http://www.iat.jaxa.jp/index_j.html

航空プログラムグループ

社会や技術の要求に応えると共に、産業のいっそうの拡大や人々の生活の質の向上、安全で安心、そして持続的な発展に寄与する航空技術の提供を組織的かつ効果的に進めたいという願いから、基盤技術を担う総合技術研究本部との密接な連携の下に航空プログラムグループを組織化しました。

ＪＡＸＡにおける航空分野の顔として、行政や研究機関、大学、民間企業、そして海外の各機関と積極的に幅広く交流や連携をおこない、我が国の航空技術活動の要となることを目標としています。

航空プログラムグループ

- 企画推進室
- 航空プログラムSE室
- 安全・品質保証室

環境適応エンジンチーム
民間の国産エンジン開発および国際競争力強化に貢献するため、新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）が推進する「環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発」に共同研究で参加し、今後の航空環境規制強化にも対応できる先進的な技術開発を進めています。

運航・安全技術チーム
さまざまな機関の人々と協力して、運航システムと機体構造に関わる分野で安全性をさらに向上し、事故を減らすための技術に取り組んでいます。また、航空機をもっと身近な乗り物にすることを大きなテーマに、安全で操縦しやすく、騒音も小さな航空機で利便性の高い輸送システムの構築を目指します。

国産旅客機チーム
新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）が推進する「環境適応型高性能小型航空機の研究開発」に共同研究で参加し、JAXA独自の先進技術を活用した技術協力を積極的に進めています。並行して、“人に優しい旅客機”の開発を目指した先行的なシステム・要素技術の研究開発を進めます。

超音速機チーム
次世代超音速輸送機や将来の極超音速機の実現に欠かせない先端技術の確立や革新的な機体概念の創出を目指して、空力技術、構造技術、推進技術などの要素技術と機体システム概念に関する研究を行うとともに、それらの技術確立の一環として飛行実証研究を進めています。

無人機・未来型航空機チーム
気象観測や、災害監視、海上監視などの多様な社会的ニーズに即応できる「無人機」の技術開発を進めます。また、産学と協力して革新的航空技術のテストベッドとなるような未来型航空機の概念検討を進めます。

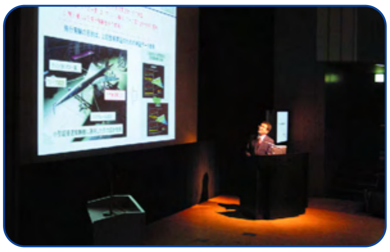
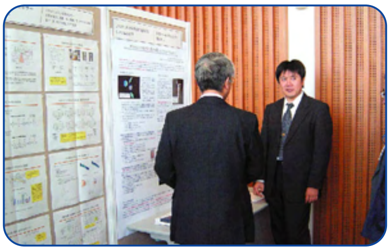
もっと詳しく知りたくなったら、ココにアクセス！ http://www.apg.jaxa.jp/index_j.html

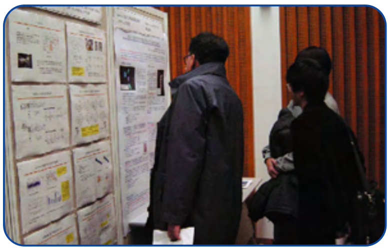
総合技術研究本部・航空プログラムグループ
公開研究発表会

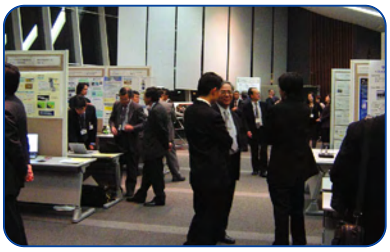
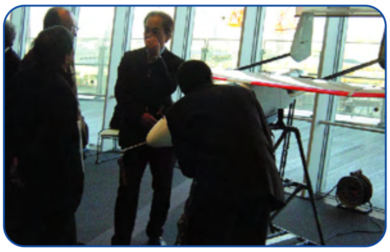
開催報告

2005年12月7日(水)、日頃の研究成果を広く皆様にご紹介するため、みらいCANホール(日本科学未来館7F:東京都)にて「総合技術研究本部・航空プログラムグループ 公開研究発表会」を開催しました。

我々の研究成果を発表すると共に、特別講演として三菱重工業(株) 航空宇宙事業本部長 戸田信雄氏にご講演いただきました。研究者や技術者を中心に来場者は400名を超え、盛況のうちに終了いたしました。



航空プログラムグループの広報誌『航空プログラムニュース』を創刊します

2005年10月、総合技術研究本部からJAXAの航空プロジェクトを担う部署が独立し、「航空プログラムグループ」が発足しました(9、10ページ参照)。それに伴い、航空プログラムグループの広報誌『航空プログラムニュース』を創刊することとなりました。現在、創刊に向けて着々と準備中です。

『空と宙』ともどもぜひご愛読ください。

発行 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
2005年12月発行 No.09
©禁無断複写転載『空と宙』からの複写、もしくは転載を希望される場合は、業務課広報係までご連絡ください。
電話:0422(40)3000 FAX:0422(40)3281
ホームページ http://www.iat.jaxa.jp/
古紙配合率100%再生紙を使用しています。