

# なる

## NAL

No.533

AUGUST 2003



- 成層圏滞空飛行試験成功
- 極低温インデューサ試験施設
- スクラムジェットエンジン用点火器トーチイグナイタ
- 超音速インテーク・エンジン統合試験  
(地上始動性確認試験)実施
- 変位適合法による高精度解析ツールの開発
- 飛行船を追いかけて - その③ -

National Aerospace Laboratory of JAPAN



航空宇宙技術研究所

## 成層圏滞空飛行試験成功

2003年8月4日の未明、茨城県日立市の日立実験場から全長約47mの飛行船が放船され、成層圏へ到達しました。この飛行船は、当研究所が海洋科学技術センター（JAMSTEC）と共同で行った成層圏滞空飛行試験の試験機です。当研究所では、気象条件が比較的安定している高度20km程度の成層圏に留まり、通信・放送の基地や、地球環境観測、災害監視等に利用できる成層圏プラットフォーム飛行船の実現を目指して、研究を進めています。今回の試験は、成層圏への到達および海上での回収と、成層圏プラットフォーム飛行船に使用できる軽量で高強度な膜材（ベクトラン）および成層圏に到達するための機体構造技術の実証（当研究所担当）と、成層圏大気の直接採取（JAMSTEC担当）を目的に実施しました。

今回の試験機は大型で軽量なため、風の影響を強く受けてしまいます。午前0時を回った時点で格納庫



写真1 放船された飛行船

より出された試験機は、地上にて最後の確認試験を行った後、風の収まるのを待ち、午前3時21分に放船されました（写真1）。試験中は上空もほとんど無風の状態だったため、試験機はほぼ垂直に上昇して行き、約50分後に目標の15kmまで到達しました。その後、滞空飛行に入ってから高度は徐々に上昇し、最終的には約16.4kmまで到達しました（写真

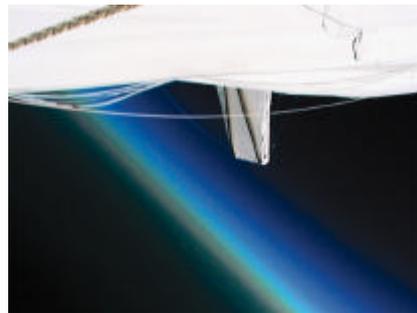


写真2 上昇中の試験機より撮影

2)。試験機は風に流された状態で30分ほど成層圏内を滞空後、外皮切り裂き装置によって切り裂かれて降下を開始し（写真3）、シミュレーション通りの位置に着水した後、回収されました。

試験機は上昇および滞空中に、機体内の圧力や温度、膜材荷重等の材料、構造技術データを取得しており、現在はこれらのデータの解析を進めています。また今年度末には、飛行制御技術等を確認する目的で、北海道の大樹町にて動力付き飛行船を用いた定点滞空飛行試験を実施する予定です。

（広報室）

今回の試験における気象観測は、通信・放送機構（TAO）三鷹リサーチセンターが担当しました。



降下用パラシュートを放出



試験機切り裂き



降下中



降下用パラシュートを開傘

写真3 パラシュートによる降下

= ロケットエンジンの信頼性向上を目指して =

## 極低温インデュ - サ試験施設

ロケットエンジンの信頼性向上を目指して、当研究所では角田宇宙推進技術研究所に、液体窒素 (-196 ) や液体水素 (-253 ) といった極低温液体中での厳しいキャビテーション ( 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 ) 発生状態で、ターボポンプの重要部品であるインデュ - サの単体性能を調べることができる極低温インデュ - サ試験施設 ( 写真1 ~ 3 ) を建設しました。



写真1 計測棟 (奥に見えるのは実験棟)



写真2 実験棟  
(手前は液体窒素および液体水素のタンク群)



写真3 水素ガス燃焼処理用のフレアスタック  
(奥に見えるのは実験棟)

ターボポンプは、エンジンの燃焼器に推進剤となる高圧の液体酸素 (-183 ) と液体水素を供給する回転機械で、高速回転する羽根車の手前に装着するインデュ - サには、沸騰しやすい極低温推進剤を低い圧力でも十分に吸い込むことができる機能が要求されます。低い圧力での異常なキャビテーション発生によるインデュ - サ翼の過大な振動は、H- ロケット8号機の打ち上げ失敗の原因となった液体水素ターボポンプのインデュ - サ翼の破損につながりました。

今回建設した試験施設は、このインデュ - サ翼の破損原因調査をもとに、平成13年度から開始された「宇宙3 機関連携・協力を係わるエンジン中核研究開発推進会議」の提言によって建設が進められてきたものです。この試験施設を使用して、従来の水を用いたインデュ - サのキャビテーション試験では評価が難しかった極低温液体中でのキャビテーションの熱力学的効果を調べ、インデュ - サの吸い込み性能や振動特性に関する性能限界を明らかにすることができます。

試験設備は、20m<sup>3</sup>の液体窒素供給タンクと15m<sup>3</sup>の液体水素供給タンクを備えており、主な特徴は以下の通りです。

- (1) 取り扱いが安全な液体窒素を使用し、加圧循環方式による液温上昇や減圧による液温下降により、幅広い温度範囲 ( 氷点 (-210 ) 近くの温度から沸点近くの温度 ) で試験ができます。
- (2) 電動機による駆動方式 ( 最大出力1400kW、最大回転数6200rpm ) を採用し、厳しいキャビテーション発生下においてもインデュ - サの回転数を安定に保持でき、高い

表 試験設備の試験能力

極低温流体	液体窒素	液体水素
最高回転数 (rpm)	35000 <sup>1</sup>	62000 <sup>2</sup>
最大流量 (l/sec)	180	240
最大圧力 (MPa)	4	4
インデュ - サ直径 (mm)	152	115
電動機出力/回転数	1400kW/3000rpm	

1: 増速比 12      2: 増速比 21

精度の試験ができます ( 表 )。

- (3) 設備の配管系を交換して、液体水素中での試験ができます。
- (4) 液体水素は取り扱いに注意する必要がありますが、インデュ - サを通った後の液体水素はキャッチタンクで受け、それから蒸発器を介して水素ガスにしてフレアスタックで安全に燃焼処理します。
- (5) インデュ - サの回転数や流量はコンピュータで自動制御でき、高速多チャンネルデータ収録装置によって、動的性能を含むインデュ - サ性能を迅速に評価できます。

現在、試験設備の主要機器の性能を確認する調整試験を進めています。今後、この試験施設を用いて、現在開発中のLE-7Aエンジン ( H- Aロケット第1段エンジン ) の液体酸素・液体水素ターボポンプの性能向上を目指した改良インデュ - サの性能限界を評価して行くとともに、将来型エンジンの開発を目指したインデュ - サ技術の体系化を図って行く予定です。

角田宇宙推進技術研究所  
ロケット推進研究センター  
極低温インデュ - サ試験施設建設責任者  
野坂 正隆

# スクラムジェットエンジン用点火器

## トーチイグナイタ

当研究所角田宇宙推進技術研究所では、次世代宇宙往還機用のスクラムジェットエンジンの研究を行っています。スクラムジェットでは、エンジン内の温度が燃料の自発着火温度に達しない低速飛行において、点火器が必要となります(図1)。これまで、その点火器としてプラズマを噴射するプラズマジェットイグナイタ(図2a)を用いてきました。プラズマジェットイグナイタはエンジン点火に有効でしたが、電極や冷却システムの構造が複雑な上、作動させるには非常に大きくて重い制御装置が必要でした。そこで、噴射ガスがプラズマである必要はあるのか、例えば水素/酸素の燃焼ガスを噴射するトーチイグナイタ(図2b)で代用できないのか、という点を検討してきました。

点火器は、エンジン内に熱および活性化学種(ラジカル)を供給することで、着火反応を促進します。解析および小型燃焼器を用いたエンジン点火実験により、点火性能は点火器に投入するエネルギー量に依存すること、つまり投入エネルギーさえ十分であればトーチイグナイタもプラズマジェットイグナイタと同等の点火性能を持つこと(図3)がわかりました。トーチイグナイタは、本体の大きさや重さはプラズマジェットイグナイタと同程度ですが、構造が単純な上に、小さくて軽い変圧器で作動させることができます。また、トーチイグナイタは漏電によって作

動不良を起こす割合がプラズマジェットイグナイタよりもずっと低いため、回数の限られた試験の成功率を上げることができます。

これらの結果から、角田宇宙推進技術研究所のラムジェットエンジン試験設備にて進めているエンジン試験に、トーチイグナイタを使うことにしました。トーチイグナイタは単純な無冷却構造となっていますが、30秒(最長エンジン試験時間)の連続使用が可能です。マッハ4およびマッハ6の飛行条件におけるエンジン試験の結果、トーチイグナイタはプラズマジェットイグナイタと同様、十分な点火性能を有することが確認できました。さらに、エンジン点火後にトーチイグナイタを停止しても、やはりプラズマジェットイグナイタと同様にエンジン内燃焼が維持されたことから、トーチイグナイタがエンジン点火時にのみ必要であり、将来の長時間飛行時にも大がかりな冷却は必要ないことがわかりました。

活性化学種：空気中の物質は通常、水素(H<sub>2</sub>)や酸素(O<sub>2</sub>)のような分子の状態です。活性化学種とは、物質が化学反応する過程で生じる、

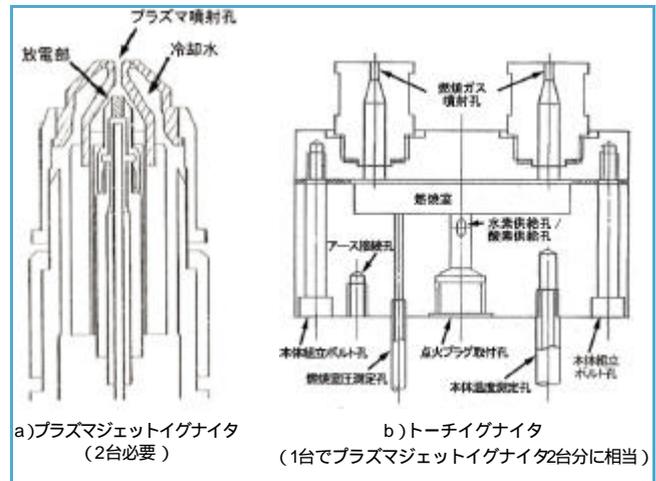


図2 プラズマジェットイグナイタおよびトーチイグナイタの構造

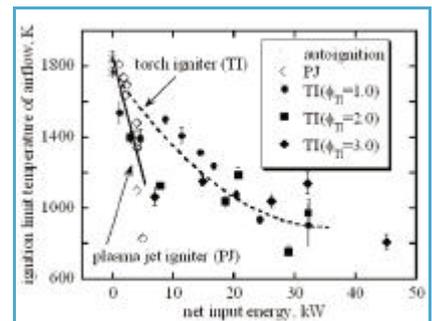


図3 トーチイグナイタ(---)とプラズマジェットイグナイタ(—)の点火性能比較。投入エネルギー(横軸)が大きいか、気流温度(縦軸)がより低くてもエンジンを点火することができる。

水素原子(H)や酸素原子(O)、OHラジカルなどの化学的に活性な原子や分子のことです。着火反応は、ラジカルが発生する反応。ラジカルが増殖する反応の2段階からなっています。点火器は、熱およびラジカルをエンジン内に供給することによって最初のステップをスキップさせ、エンジン内での着火を促進します。

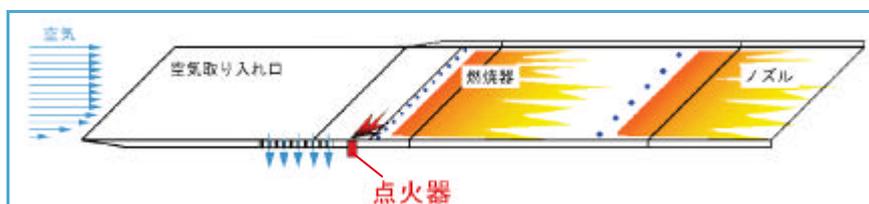


図1 点火器取り付け位置



角田宇宙推進技術研究所  
ラムジェット推進研究センター  
小林 完

# 超音速インテーク・エンジン統合試験 (地上始動性確認試験)実施

旅客機に使われているジェットエンジンは、エンジンが取り込んだ空気を燃料と混合してから燃焼し、高温高压のジェットを噴出することにより、推進力を得ています。効率的に推進力を発生するためには、空気を取り入れるインテークおよびエンジン本体を旅客機の飛行状態に適するように設計する必要があります。

エンジンが空気を取り込む場合、空気の速度は音より遅く、亜音速である必要があります。しかし、音より速く、超音速で飛行する超音速旅客機では、エンジンに流入する空気も超音速になってしまいます。そのため、超音速で流入してくる空気を亜音速まで減速する「超音速インテーク」と呼ばれる装置が必要となります。この超音速インテーク(図1a)の形状ですが、亜音速旅客機に使用される亜音速用インテーク(図1b)とは大きく異なります。亜音速用は空気の流入口が丸く、超音速用は鋭い楔形になっています。亜音速飛行時にはインテークに流入する空気の速度が小さいため、より多くの空気を取り込むためには、外側から回り込ませて空気を流入できる流入口が丸いインテークが有利になります。一方、超音速飛行時には流入速度が大きくなるため、空気は取り込みやすくなるのですが、その分抵抗も大きくなります。そのため、入口部に鋭

い楔形を持ったインテークの方が抵抗を小さくでき、有利となります。

超音速に適合する様に設計されたインテークは、低速飛行中に空気を取り込む際、流れが乱れやすくなり損失が大きい上、エンジン入口に不均一な圧力分布を生じてしまうという問題を抱えています。エンジンの入口には高速で回転する圧縮機があるため、流入空気に不均一な圧力分布があると、回転する圧縮機の翼は不規則な力を受け、これが翼の振動を引き起します。この振動が大きくなりすぎるとエンジンの運転に支障をきたし、時にはエンジンの破壊につながる可能性があります。また、地上でエンジンを始動させる場合、上記の低速飛行中よりも更に空気の入込みが難しくなります。必要な推力を出すためエンジンが要求する空気の量より、インテークが取り込むことのできる空気の量が少なくなるため、最悪の場合エンジンが効力できなくなるという問題が生じます。

このような背景から、超音速インテーク・エンジン統合状態でのエンジン始動性を調べるため、写真に示すような超音速インテークとエンジンを統合した状態での、エンジン地上始動性確認試験を行いました。この試験では、エンジンの始動時に超音速インテークに流入する空気量と、エンジンが必要とする空気量を合わせるため、余分な空気を逃がす通路(バイパス通路)と、始動時に付加的な空気を取り込むための入口(補助空気取入れ口)を設けました。また試験中は、エンジン入口圧力分布、エンジン振動、排気温度等を計測しました。試験結果ですが、バ



写真 試験の様子

イパス通路、補助空気取入れ口共に全開の場合(図2a) ランプ側に低圧部分が現れ、圧力差の大きい不均一な分布となりました。一方、バイパス通路、補助空気取入れ口共に全閉の場合(図2b) 全開の場合とは逆に低圧部分がカウル側に現れるものの、圧力差の小さいほぼ均一な分布となりました。また、インテークにおける圧力損失による排気温度の上昇、および推進力の低下が計測されましたが、両者とも制限値内に収まり、エンジン回転数をフライトアイドルまで上昇させることができました。

以上より、付加的な空気流路がなくともエンジンの始動が確保ができること、付加的流路が空いていると、かえって超音速インテーク内に不均一な圧力分布ができてしまい、この意味でエンジン運転には不都合な点もあるということがわかりました。

今回の試験によって、超音速インテークとエンジンを統合した状態でのエンジンの始動が確認でき、その効力特性が取得できました。今後は、エンジンの前方に圧力分布を発生させる装置(インレットディストーション装置)を設置することにより、入口に圧力分布がある状態でのエンジン特性等を調べていく予定です。

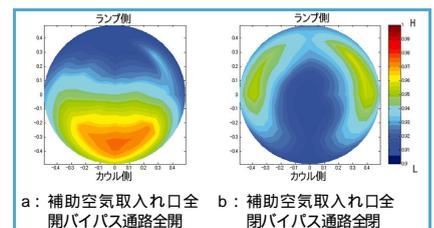


図2 インテーク出口圧力分布

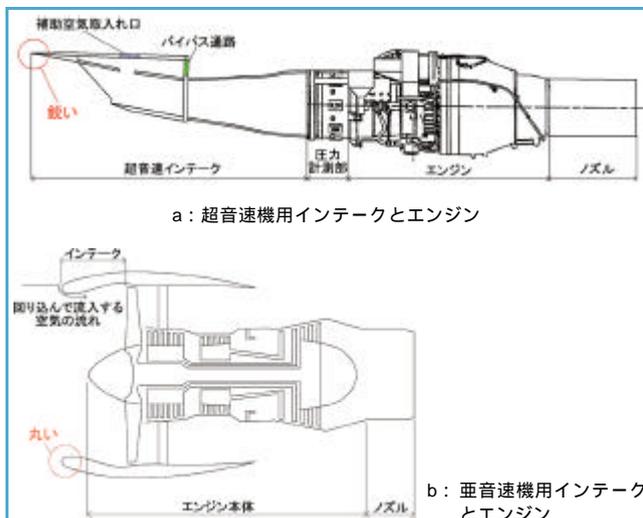


図1 インテークとエンジン

= 簡便な航空機設計解析ツールの確立を目指して =

# 変位適合法による高精度解析ツールの開発

## ある程度の損傷は許容するという考え方

航空機は、十分な強度を保ちつつ重量を軽くするために、軽量で丈夫なアルミ合金が主材料として使われています。しかし、アルミの外板1枚では十分な強度が保てないため、補強材を等間隔に配置することで、強度を上げています。

外板と補強材をつなぐにはリベットと呼ばれるつなぎ手を使用します。リベットを使用する場合、構造に孔を開ける必要があり、この孔の部分に比べて強度が下がってしまうため、亀裂や破損等の生じる確率が高くなる上に、リベットによってその損傷が隠れてしまい、発見が遅れてしまう恐れがあります。そのため航空機では、損傷があったとしても、許容範囲内であれば支障なく飛行を行えるような設計(損傷許容設計)手法が採られています。

## そのためには構造強度の把握が必要

航空機を製造する場合、まず小さな供試体を使って、材料の強度を調べる試験を行います。次に、より大きな構造部分の供試体を作って強度を調べ、最終的には実機を使って試験を行います。航空機が安全に空を飛ぶためにはこれらの試験は欠かせませんが、解析を巧く組み込めば、開発期間を短縮し、開発費用を抑えることが可能になります。

## どんな解析手法が良いだろう？

航空機製造の際、広く一般に使われている解析手法は、有限要素法です。有限要素法を使えば、複雑な形状に対して高精度の解析結果を得ることができます。しかし、データの変更に時間と手間がかかるという難点があります。

設計の初期の段階では、機体の大まかな形状を決めるのに変位適合法とい

う解析手法を使うことがあります。これは、リベットに加わる力のみに着目した簡便な解析手法で、データの変更が迅速、簡単に行えるという利点があります。

当研究所ではこの解析手法に着目し、特に大掛かりな試験設備の必要となる大きな構造部分を対象に、簡便で精度の高い解析手法の確立を目指して研究を進めています。

## 解析を実証するためには試験が必要

航空機には、飛行時に想定される最も大きい荷重(制限荷重)が加わった場合、2ペイ(1ペイ=補強材から補強材までの距離)までなら亀裂が進展しても構わない、という設計基準が設けられています。そこで、飛行時に最も大きな力がかかると考えられる胴体上部を想定し、供試体を3体作製しました(図1、写真)。供試体に、リベットの孔につながる様に亀裂を入れ、制限荷重を繰り返し加え、亀裂が進展する様子調べる亀裂進展試験と、制限荷重を超える荷重を加え、破断する荷重を調べる残存強度試験を行いました。残存強度試験の解析および試験結果を対比したグラフを、図2に示します。

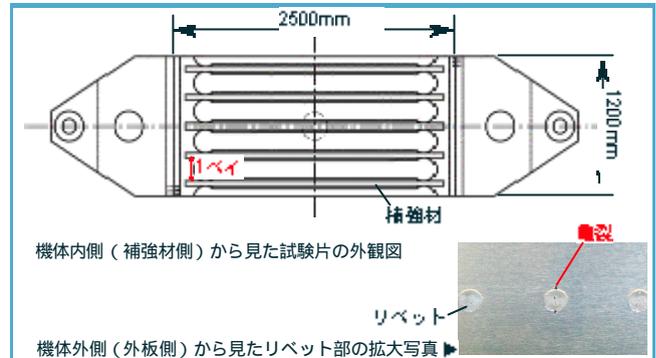


図1 供試体の概要



写真 供試体の外観

## 今後の研究方向

現在2体の供試体に対して試験を終了しており、今後は残り1体の供試体を使って試験を行います。また、今回の供試体は板厚などがあまり適

切ではないという問題が分かったため、新たな供試体を作製し、試験と解析を進めていく予定です。得られた結果は、誰もが利用できる簡便な航空機設計解析ツールの開発につなげていきたいと考えています。

構造材料研究センター  
少路 宏和(取材協力)  
吉本 周生(取材協力)

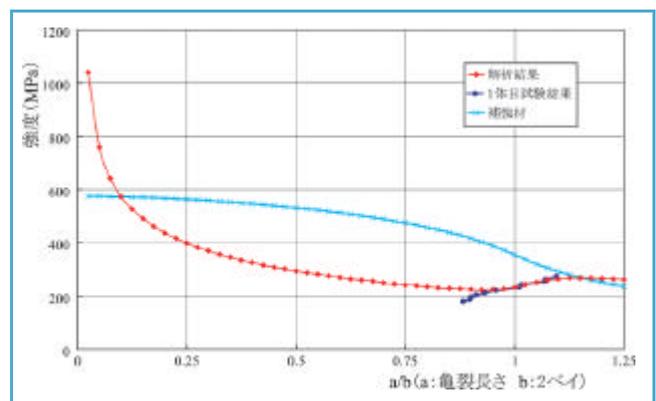


図2 残存強度試験の解析および試験結果

# 飛行船を追いかけて - その 地球大気と飛行船 -

2003年8月4日（月）の未明、成層圏プラットフォーム飛行船の実現を目指し、成層圏滞空飛行試験機を茨城県の日立港より放船しました（1ページ参照）。この試験機は高度約16.4kmの成層圏まで到達後、パラシュートを使って降下し、無事回収されました。ところで、試験機が到達した成層圏とはどこにあるのでしょうか。

## 地球の大気はどうなってるの？

地球を取り巻く大気は、その高度に応じて温度が様々に変化します。この温度変化に着目すると、大気はいくつかの層に区分できます（図）。

### 対流圏

我々の住む地表面から高度約11km。太陽によって地表面が温められているため、高度が低いほど温度が高く、高度が1km上がるごとに約6.5の割合で温度が低下していきます。下が暖かく上が冷たいため、対流圏の大気は名前の通り常に対流しています。

### 成層圏

高度約11km～約50km。下部の温度は-55でほぼ一定しており、20kmを過ぎた地点から徐々に上昇を始め、50kmで極大に達します。成層圏には、高度25km付近にオゾン（O<sub>3</sub>）と呼ばれる物質が多く存在しており（オゾン層）、地球に降り注ぐ有害な紫外線を吸収しています。

### 中間圏

高度約50km～約80km。中間圏では再び温度が低下し始め、高度80kmでは約-100まで下がります。現在、成層圏と中間圏の大気の運動はまとまったひとつの系を成すことが分

かっており、このふたつの層を合わせて中層大気と呼んでいます。

### 熱圏

高度約80km～約500km。熱圏で温度は最も低くなります。しかし、その後は上昇に転じ、急激に温度が上がっていきます。主に高緯度で、冬場によく観測されるオーロラは、この層で発生しています。

## 成層圏で飛行船を飛ばすには

成層圏プラットフォーム飛行船は、気象条件が比較的安定している高度約20kmの成層圏に滞空させる予定です。この高度は約-55と大変低温な上に、地上に比べて強い紫外線が降り注いでいます。その上、地上に比べて約1/20の気圧しかないので、過酷な環境に耐えられる軽量な材料を使用する必要があります。また、気象条件が比較的安定しているとはいえ、平均して約25m/sの風が常時吹いているため、意図した地点に滞空可能な効率の良い推進系の実現も欠かせません。

成層圏プラットフォーム飛行船を実現するためには、対流圏で飛行している既存の飛行船ではなく、全く新しい技術を備えた飛行船を開発する必要があります。

### <参考文献>

『大気科学講座3 成層圏と中間圏の大気』

松野太郎・島崎達夫

東京大学出版会

『一般気象学【第2版】』 小倉義光

東京大学出版会

『理科年表 平成15年（机上版）』

丸善株式会社

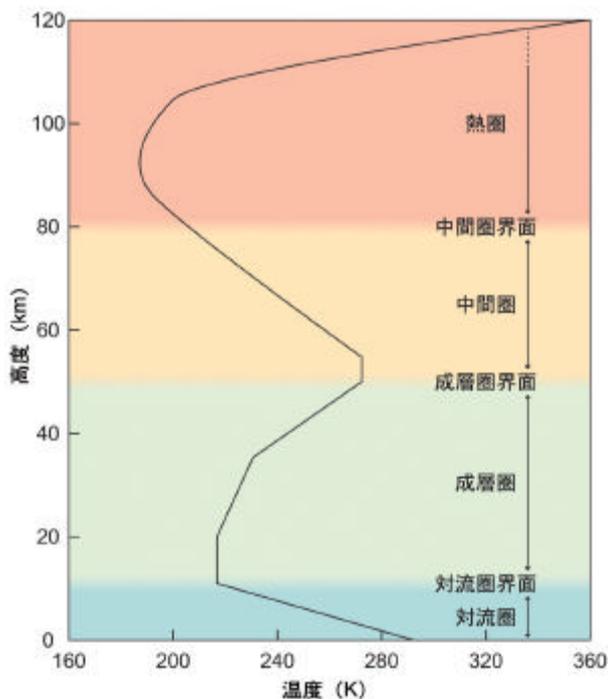


図 地球大気の温度による区分

地球大気はその温度変化により、地表面に近い方から順に対流圏、成層圏、中間圏、熱圏と呼ばれています。対流圏と成層圏、成層圏と中間圏、中間圏と熱圏の境界はそれぞれ、対流圏界面、成層圏界面、中間圏界面と呼ばれています。

## 第3回 宇宙ミッション研究会

宇宙ミッション研究会は、2002年7月に宇宙科学研究所（ISAS）、宇宙開発事業団（NASDA）および当研究所の有志が立ち上げた研究会です。過去には、2002年8月と2003年2月にそれぞれISAS、NASDA地球観測利用研究センターで研究会が開催され、第3回目となる今回は、7月18日（金）に当研究所事務棟講堂で開催されました。本研究会は、（1）ユーザ主導の新しい宇宙ミッションの創造を進める、（2）ミッションと



会場風景

インフラストラクチャとの関係を明らかにする、（3）時代や周囲条件に応じたミッション創生法を編み出す事等を目的に活動を行っています。会の進め方としては、システムやインフラストラクチャよりもミッション提案を優先し、また、個人の形で参加して自由な発表と議論、情報交換を行う場としています。

第3回目となる今回は、研究会設立1周年記念にあたる上に、3機関統合を間近に控えた時期でもあり、本研究会で提案される宇宙ミッションの実現に深い関係があると考えられるNASDAの産官学連携推進室より、「産官学連携を通じた宇宙開発利用の拡大」という題目で講演が行われました。その他にも、我が国ばかりでなくアジア地域の環境問題に寄与できる地球観測や気象データ利用

ミッション、新たな運用が考えられる準天頂衛星を利用した通信ミッション等の講演が行われ、最近打ち上げ頻度が増してきた小型衛星利用ミッションの講演では、我が国の大学が設計から運用まで全てを行ったCubeSatミッションの発表や新たな小型衛星ミッションの提案が行われました。また、打ち上げ用ロケットや月面葬についての講演もあり、約110名の参加者による活発な議論が終日行われました。各講演内容につきましては、宇宙ミッション研究会ホームページ（[http://atrex.isas.ac.jp/space\\_mission/index.html](http://atrex.isas.ac.jp/space_mission/index.html)）に掲載する予定です。

宇宙システム研究センター  
中島 厚

## 複合材料国際会議の日本開催が決定

2003年7月にサンディエゴで開催された複合材料に関する国際会議、ICCM (International Conference on Composite Materials)-14において、4年先のICCM-16の開催地誘致を日本と韓国が競いました。この結果、2007年7月8～13日に、京都国際会館（京都市）において、約30年の伝統を持つICCMが日本複合材料学会の主催の下に行われることが決定し、当研究所先進複合材評価技術開発センター長、石川隆司が会議全体の運営を行うGeneral Chairmanに指名さ

れました。ICCMの日本での開催は、1982年のICCM-4以来ですので、実に四半世紀ぶりとなります。

複合材料の会議ですので、もともと航空宇宙分野との縁は強く、国により多少異なりますが参加者の約半数が航空宇宙分野の複合材関係者です。米国ですと60～70%が航空宇宙関係者です。

今回の誘致の成功は、日本が複合材料で世界をリードしていることがよく認識されていることと、その中でも当センターが実質的なCOEの役

割を果たしていることが認知された結果によることが大きいと考えられます。



ICCM-16の京都開催が決まり  
答礼挨拶に立つ石川センター長



### 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8月発行 No.533

© 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