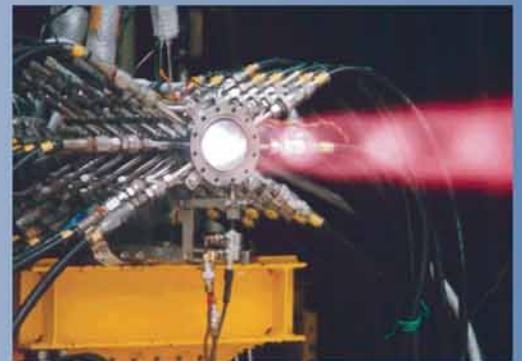


# なる

## NAL

No.527

FEBRUARY 2003



- 小型衛星搭載用展開メッシュアンテナの試作
- H-IIAロケット第2段エンジンの  
低周波振動低減のための小型燃焼器試験進む
- 航空機構造の耐衝撃性についての研究
- 宇宙のゴミ問題
- クラスタファン・エンジンの研究
- SST小型超音速実験機（ロケット実験機）の  
対策検討がまとめられる

National Aerospace Laboratory of JAPAN

# 2

航空宇宙技術研究所

# 小型衛星搭載用展開メッシュアンテナの試作

近年、ピギーバック（相乗り）としての衛星打ち上げ機会の増加や開発の容易さから、小型衛星を用いた多くのミッションが提案されてきています。当研究所では、小型で高速、高データレートの通信を実現するための、小型衛星に搭載可能な展開型アンテナシステムの設計を行い、それに基づいた地上試作モデルの開発を行いました。このような展開型アンテナシステムの適用ミッション例として、救急医療におけるデータ伝送が考えられます。救急医療においては、救急車が病院に着くまでの医療判断が患者の生死を左右するケースも多く、この「病院前救護」に対応する検討が実施されているところです。今回は、小型の通信衛星を利用して、救急指令センターに救急車内の状況を高精細画像データとして送信するのに必要となる通信システムのうち、小型衛星搭載の展開アンテナシステムについて、特に機構系を中心に実現性の検討と試作を行いました。

試作した小型展開型メッシュアンテナの設計諸元を表に示します。今回の試作では焦点距離約1200mm、有効開口径約2mのXバンド送受信アンテナを想定しました。メッシュでできた反

射鏡面は24角形のセンターパラボラ曲面で、それを6角形のトラス構造体で支える構造となっています。また収納時には、直径約170mmの円筒形内に鏡面とトラス構造体がすっぽりと収まり、すっきりした形状になります。写真1は、アンテナ展開時および収納時の状況です。収納状態から展開する時は、ジャンプ傘のようにパネの力を利用してアンテナ鏡面を開きますが、展開速度を調節するために、ロータリダンパーと呼ばれる速度調節機構を採用しました。また地上での展開動作を実現するために、重力補償装置も取り付けられています。

現在この試作アンテナに対して、振動試験を実施しています（写真2）。振動試験では、アンテナ中心の支柱に力を加えてアンテナ全体を振動させます。その振動を加速度計で測定して、アンテナの構造物としての振動特性を計算します。この結果は軌道上でのアンテナを含めた小型衛星の姿勢制御系の制御則設計に反映されます。

今後は、図に示すように、コンピュータによりこの展開動作を数值的に再現し（数値シミュレーションと呼びます）、宇宙空間での展開が確実に



写真1 展開時および収納時の状況

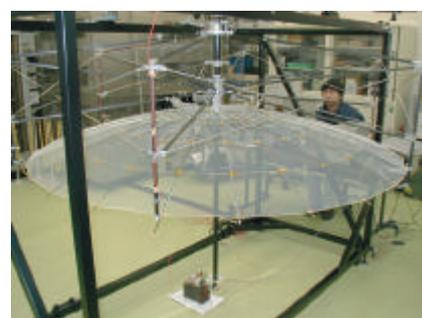


写真2 振動試験の様子

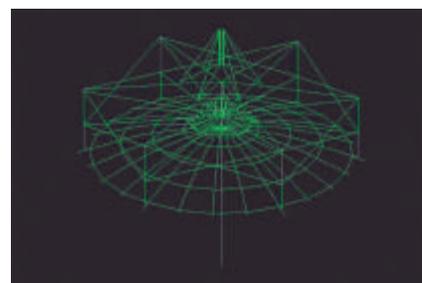


図 コンピュータ・シミュレーションによる展開動作の確認

表 小型展開型メッシュアンテナの主要諸元

項目	設計値	備考
トラス形状	並行リンク機構	6角形
反射鏡面形状	センターパラボラ曲面	24角形
口径	1.98m	有効開口径2m
焦点距離	1200mm	
鏡面精度	2.5mmRMS以下 (1/15波長相当)	地上試作モデルとしての目標値 〔フライトモデルとしては0.75mmRMS (1/50波長) 以下が必要〕
展開時寸法	外径2112mm×高さ1900mm	設計値
収納時寸法	外径170mm×高さ1900mm	設計値
トラス部材寸法	外径12mm×肉厚1mm	高弾性CFRP製パイプ
合計質量	約12.0kg	

行えるかどうか調べることにしています。なお、この研究は、平成14年度文部科学省科学技術振興調整費による『高度衛星通信技術を医療に応用するための研究開発』で行われた研究成果の一部です。

構造材料研究センター  
山口 功

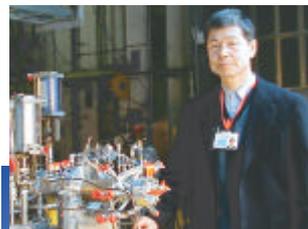
# H- Aロケット第2段エンジンの 低周波振動低減のための小型燃焼器試験進む

当研究所のロケット推進研究センターでは、H- Aロケットの第2段エンジン（LE-5B）の低周波振動の増大の原因究明とその低減策を得ることを目的に、実機の部分モデル燃焼器を用いた試験を進めています。この試験は、当研究所と宇宙開発事業団（NASDA）との間の共同研究「H- Aロケットエンジンの信頼性向上に関する研究」の一環として進めているものです。

H- Aロケットはこれまで4回の打ち上げに連続して成功していますが、ロケットから送られてきたフライトデータを分析した結果、LE-5Bエンジン燃焼中に人工衛星搭載部の振動が、これまでのH- ロケットに比べて大きいことが分かりました。ロケット全システムについて振動解析を行ったところ、LE-5Bエンジンの低周波（数十ヘルツ）域での燃焼室の圧力変動が大きく、それが人工衛星搭載部の振動が大きくなった主要原因であることが判かりました。振動の大きさは許容の範囲ですが、今後の振動に弱い人工衛星の搭載も想定し、エンジンの改修の指針を得ることを目的に共同研究を進めることになりました。

写真1は地上燃焼試験の様子です。ロケット燃焼器は、推進剤が液体酸素（-183℃）と液体水素（-253℃）燃焼圧が35気圧、推力が約1トンです。写真2は実験に用いたロケット燃焼器の噴射器と呼ばれる重要な部品です。噴射器には多数の噴孔が開いており、実機エンジンでは数百個に及びます。図1は噴孔と燃焼の模式図を示します。中心から液状の酸素が低速で噴射され、周囲の環状の

隙間からガス状の水素が高速で噴射されます。両者の速度差による摩擦力によって液体の分裂・微粒化・混合・燃焼が行われます。本研究では、噴孔数、噴孔形状、噴射速度、噴射温度を変えて燃焼試験を行い、振動の大きさを支配する因子の特定を進め、エンジンの低周波振動が液柱の分裂の周波数をあげることにより低減されることを明らかにしました（図2）。今後さらに詳細な検討のため追加試験を進める予定です。NASDAでは、実機サイズの燃焼試験で本指針の妥当性を検証し、ついでエンジンシステムで検証する計画です。



角田宇宙推進技術研究所  
ロケット推進研究センター  
田村 洋

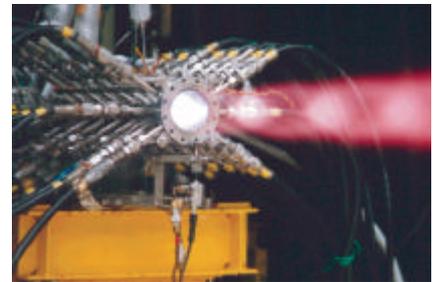


写真1 小型ロケット燃焼器試験の様子

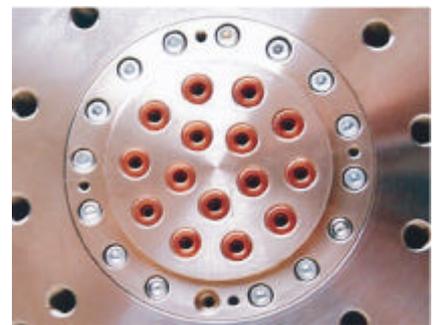


写真2 ロケット噴射器

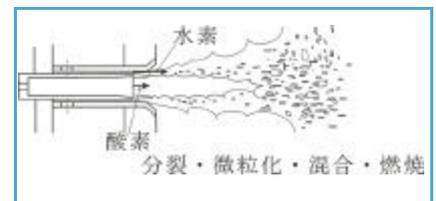


図1 噴孔と燃焼の模式図

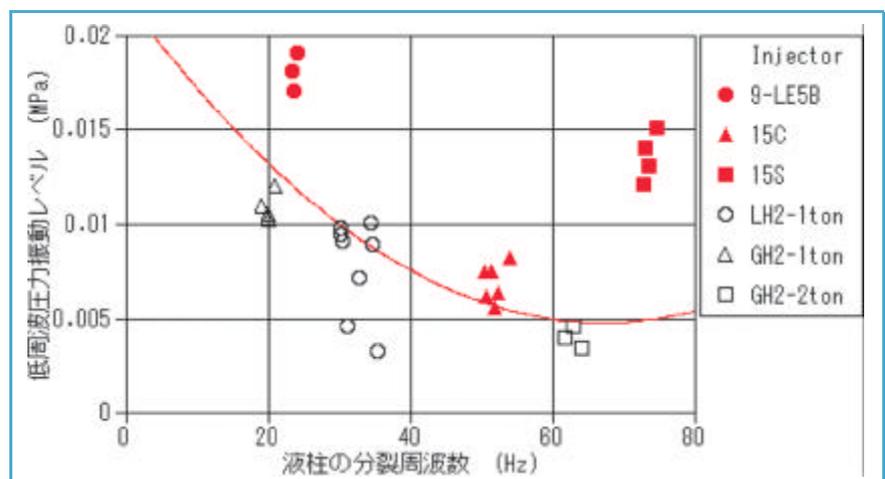


図2 液柱の分裂周波数とロケットエンジンの低周波圧力振動レベルの相関

# 航空機構造の耐衝撃性についての研究

航空機事故で客室の安全を確保するためには、火災発生防止対策や搭乗者に加わる衝撃荷重を緩和する対策が重要です。実物の機体構造の衝撃試験データは衝撃の実態を確認するために貴重であるばかりでなく、計算機で数値解析を行って機体構造の衝撃環境を推定する数値モデルを開発することにも役立てられます。当研究所は川崎重工業株式会社との共同研究により、客室構造の耐衝撃性に関する研究の一環として機体構造の落下試験と衝撃解析手法の開発を進めており、これまでに2001年12月と2002年7月の2度にわたって、米国の連邦航空局（FAA）の研究機関や国内の航空関係機関との研究協力のもとに国産YS-11型機の胴体部分の落下衝撃試験を実施しました（なる2002年1月号、2002年7月号参照）。

落下試験はYS-11型機の主翼取り付け部後方の胴体を1度目の試験に、前方胴体を2度目の試験に使用し、座席には搭乗者の特性を模擬した標準人体ダミーを搭載して行いました。胴体部分の基本構造は前方後方部分とも同じですが、前方胴体の床下は荷物室構造になっています。

落下試験はコンクリート面に水平姿勢で自由落下させる方法で行い、落下速度は過去の試験例を参考に搭乗者の生存が想定できるレベルに設定しました（1度目約6.1m/s、2度目約7.4m/s）。重量は両供試体ともほぼ同じなので、2度目の接地時の運動エネルギーは1度目の約1.5倍になります。両供試体の試験後の変形状態を図1に示します。

標準的な信号処理後の計測データによれば、どちらの試験においても

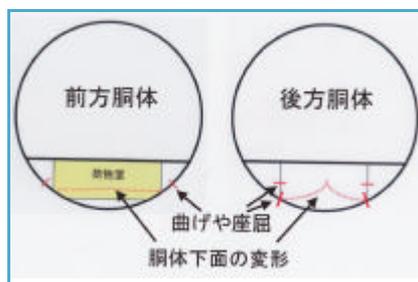


図1 胴体構造の変形比較

床ビームへの座席取付部（シートレール）の上下方向加速度ピーク値は40G前後で、通路側でやや大きい値を示しました。人体ダミー骨盤部での上下方向加速度は、座席の衝撃吸収を経て20G前後に減少しました。人体ダミー腰椎の圧縮荷重は5kN前後であり、許容基準値（6.8kN）を下回りました。いずれの落下試験条件も、搭乗者にとって厳しいものの生命の危険に関わるほどのレベルではなかったといえます。

前方胴体の接地時の運動エネルギーは後方胴体の1.5倍であったにも関わらず、床ビームや人体ダミーの衝撃加速度ピーク値にあまり大きな差はみられませんでした。床下荷物室が衝撃吸収過程で効果的に作用したためと考えられます。図2に、両供試体で対応位置関係にある座席付近の床（窓側）での、上下加速度を比較した例を示します。衝撃吸収のための構造変形過程に要した時間幅が前方胴体でやや長く、その加速度ピークが大きくなかなか一要因と考えられます。

供試体落下時の変形過程を数値計算で予測するため、非線形

衝撃解析ソフトLS-DYNA3Dを利用して作成した、供試体の有限要素解析モデルと計算結果を図3に示します。多数の人体ダミーを搭載した画期的な解析モデル（総要素数は約40,000）で、実際の変形をほぼ推定できましたが、さらに精度向上のため改良中です。関連して、座席と人体ダミー部分の動的特性を調べる基礎的な衝撃試験も実施しました。今後はこれらのデータを参考にして、航空機の耐衝撃性向上に向けて研究を進める予定です。



構造材料研究センター  
熊倉 郁夫

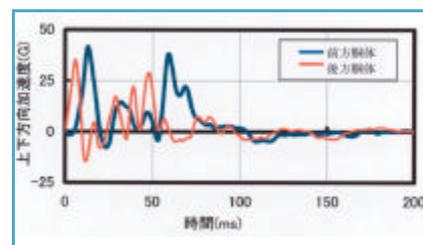


図2 床面での上下加速度比較例

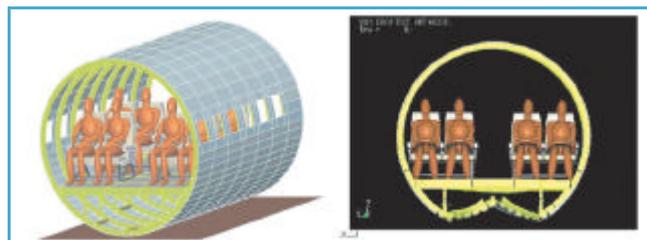


図3 後方胴体の衝撃解析モデルと解析例

# 宇宙のゴミ問題

= その現状と対策 =

人類が実際の宇宙開発を開始してから、50年近くが経とうとしています。その間に何千回もの打ち上げが行われ、数千トンもの衛星やロケットが宇宙空間に投入されてきました。これら高価な衛星やロケットは、その役割を終えればゴミになります。そのゴミの多くは、未だに地球周回軌道を回っており、運用中の衛星や現在建設中の宇宙ステーションへの衝突が心配されるようになってきました(図1)。そこで当研究所では、この宇宙ゴミ(スペースデブリ)の問題を解決するために、「観測」、「防御」、「発生防止」の観点から総合的に研究を進めています。

まずは、ゴミ汚染の実情を詳細に知るために「観測」を行います。デブリは、地上から数百~数千kmも離れた宇宙空間にあるため、観測にはとても高度な技術が必要です。また現在、直径10cm以上のデブリの軌道を9000個ほど同定していますが、これらを常時観測し、運用中の衛星やロケットにぶつからないよう監視する必要もあります。これらの仕事を効率的に行うためには、望遠鏡の観測画像から自動的にデブリを検出す

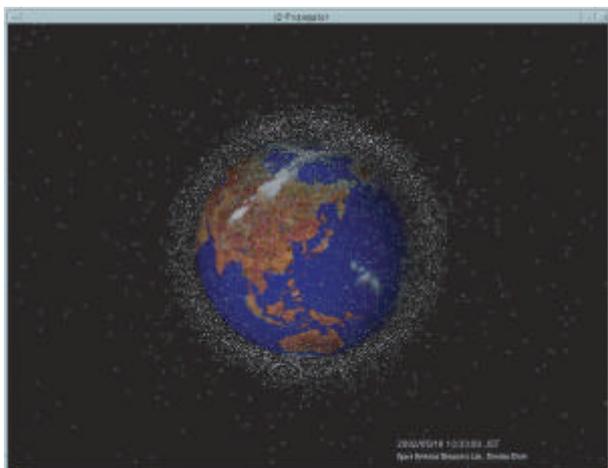


図1 地球の周りの宇宙ゴミ(スペースデブリ)環境  
(九州大学八坂研究室提供)

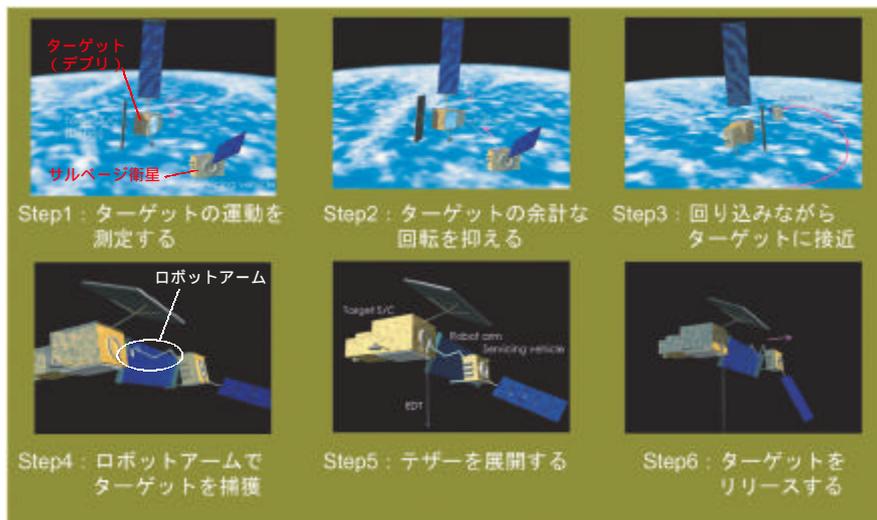


図2 宇宙サルベージ・ロボット衛星の概念

る研究や、検知能力を向上させる研究などが重要となってきます。

次は「防御」です。デブリの衝突速度は平均で10km/s(ピストルの弾の約20倍)とされています。この位の速度で衝突されると、衝突と同時に衛星の壁面は溶けてしまい、凄まじい貫通力があります。また、10km/sで衝突する直径3mmのアルミ球の運動エネルギーは、時速100kmで衝突するボーリングのボールと同じ値になります。このようなデブリの衝突から衛星を護るためには、防護構造の研究が欠かせません。そのためには、地上での試験を行うための超高速射出装置などの開発が重要な技術課題となります。当研究所では、成形爆薬法(火薬の爆発力を使って、超高温・高圧の状態を作り、金属を熔融して高速で押し出す方法)によって、1gのアルミの弾を11km/sまで加速することに成功しています。

最後は「発生防止」です。地上での環境汚染の問題と同様に、新たなデブリの発生を抑制することが、環境維持には欠かせない要素となっています。これまで、

デブリの発生原因のトップは「軌道上での爆発」でした。既に、170回にも上る爆発が起こっており、その度に小さなデブリが何万個と宇宙空間に撒き散らされてきました。また、デブリ環境が悪化した現在では、デブリ同士の衝突によって無数のデブリが発生する可能性もでてきています。これらを防ぐためには、ミッションが終了した衛星やこれまで放置されてきた古い衛星などを、大気圏突入などで、込み合った軌道から除去することが効果的です。そのための「宇宙サルベージ・ロボット衛星」(図2)の研究も、多くの研究者が共同で精力的に進めています。

スペースデブリの問題をこのまま放置しておくと、デブリの雲に地球がすっぽり覆われてしまい、宇宙開発ができなくなるかもしれません。デブリを人類の宇宙開発活動の「負の遺産」としないためにも、世界各国と協力して研究開発や対策を進める必要があります。



宇宙システム研究センター  
木部 勢至朗

= 性能が良くて安くて扱いやすい軽飛行機用エンジン =

# クラスターファン・エンジンの研究

## レシプロとターボファン

個人で飛ばすことが多い軽飛行機には、ジャンボジェットなどの大型機に搭載されているターボファン・エンジンに比べて性能は劣るものの、扱いが簡単で安価なレシプロ・エンジン（ピストン・エンジン）が搭載されています。性能を考えると、軽飛行機にもターボファン・エンジンを搭載したいところですが、扱いが難しく高価なこともあり、個人用の飛行機には向いていません。

## 軽飛行機に大型機並みの

### エンジン性能を

当研究所では、扱いが簡単で安価な軽飛行機用ターボファン・エンジンとして、クラスターファン・エンジンの研究を進めています。

クラスターファン・エンジンは、その名が示すとおり「ファンが群れをなす」エンジンです。ターボファン・エンジンの構成要素であるコアエンジンとファンを分離し、高圧空気ダクトでつないだ構造になっています（図1）。

コアエンジンとファンを分離したことで、これまでのジェット・エンジンに比べて構造を簡略化することができます。その上、ひとつひとつ

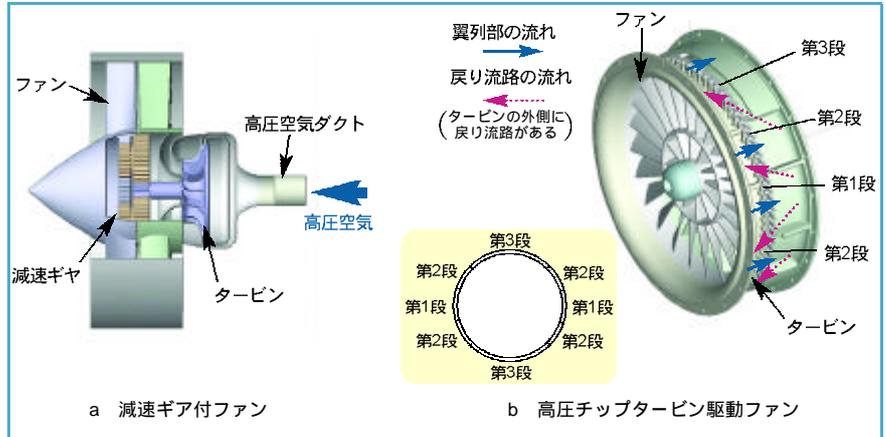


図2 ファンの構造

のファンを小さくすることで、製造コストの低減が図れます。また、飛行中にファンがひとつふたつ故障するようなことがあっても、残りのファンで十分な推進力が確保できるため、より安全なエンジンといえます。

## 高圧チップタービン駆動ファン

### という考え方

クラスターファン・エンジンは、コアエンジンから供給される高圧空気がタービンを介してファンを回転させることで推進力を得ます。タービンは高圧空気により高速で回転しているため、効率的にファンを回転させるには、減速ギヤによる調整が

必要です（図2a）。

この減速ギヤを無くし、構造をより簡単にしようと考え開発したのが、高速チップタービン駆動ファンです（図2b）。このファンでは、タービンをファ

ンの外側に配置することで、回転速度を落とします。また、高速空気をタービンの第1段部分から取り入れ、第2段部分、第3段部分と順番に流すことで1段のタービンで3段分の働きをさせ、高圧空気の運動エネルギーを無駄なく使えるようにしています。

現在、高圧チップタービン駆動ファンを試作し、動作試験を行っているところです。今後は性能評価などの試験も行い、実用化に向けて研究を進めて行く予定です。

航空推進研究センター  
齊藤 喜夫（取材協力）

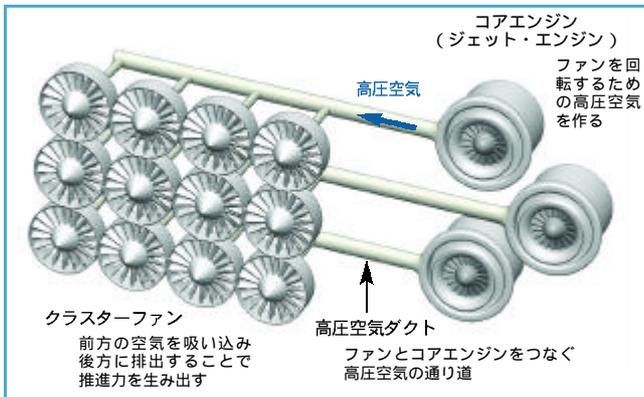


図1 クラスターファン・エンジンの構成

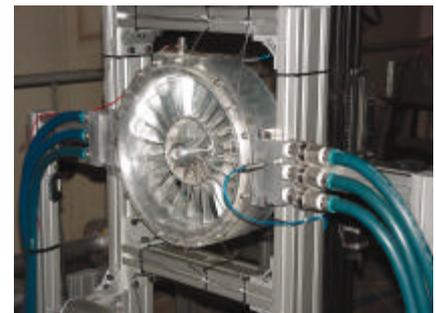


写真 試作ファン

# SST小型超音速実験機 (ロケット実験機)

## の対策検討がまとめられる

当研究所が2002年7月14日にオーストラリアのウーメラ実験場において実施した小型超音速実験機(ロケット実験機)の第一回飛行実験は、打ち上げ直後の実験機の脱落により失敗に終わりました。失敗原因については、相原康彦東大名誉教授を委員長とする原因調査委員会によって、同10月11日に報告書がまとめられ、失敗の直接原因となった誘導制御コンピュータ(AP)の電源ライン短絡は、AP入出力部のフレックスハーネス基板に設計変更して設けた5V電源スルーホールが、ロケット発射時の加速や振動等でAPが移動したことによって、アルミ製ブラケットに接触したことから発生したものであることが特定されました(なる2002年10月号参照)。

この報告をうけて当研究所は、後藤昇弘九州大学教授を委員長とする対策検討委員会を設置し、これまで技術的対策等について検討してきましたが、このたびその報告書が取りまとめられました。

対策検討委員会では、飛行実験失敗の再発防止を目的とした改善策として、実験機・ロケットおよび地上設備からなる飛行実験システムに関する事項と、設計・製造・検査・試験の一連の過程における開発体制に関する事項とが提言されました。特に直接原因に対する対策として、スルーホールの短絡防止、およびAP防振マウントの変形によるAPのハーネスの干渉を回避することを目的に、「コネクタおよびその取り付け方法の改善」、「変形の少ないAP防振マウントへの変更」、「AP周辺

ハーネスの干渉防止」の改善が提言されました。

また、信頼性・安全性向上のために対処すべき項目として、電気回路、ロケット-地上間アンビカルコネクタ/ケーブル、ロケットストップ、非常飛行停止システム、および試験方法について十分な検討を行うよう提言されました。

そして、実験失敗の直接原因となったAP短絡発生要因が飛行実験まで発見されなかったことを受け、対策実施を含む今後のSSTプロジェクトの推進において同様の問題の再発を防止し、目標とするシステムの信頼性の向上を一層確実にするため、その考え方が次のように提示されました。

### (1) 当研究所の課題

これまでに進めてきたシステム開発をより確実なものとするため、設計から試験に至る技術プロセスのすべてにわたって担当部門の責任の明確化と部門間連携およびリーダーシップを強化した体制が必要と考える。特に、ロケット開発の責任者の明確化、および全体システムの品質・信頼性確保、ならびに電気系統の設計管理を含めた体制上の整備を検討すべきである。

また、国内の他の機関、特に宇宙科学研究所および宇宙開発事業団の、技術および経験の有効な導入についても積極的に検討することが望まれる。

プロジェクト推進者であり、システム製造の発注者である当研究所が強いリーダーシップを発揮すると

もに、システム製造者であるメーカーとの相互信頼に基づく連携をより一層強め、システム開発全体の信頼性を向上することに常に留意すべきである。

### (2) メーカーの課題

メーカーにおいては、実験機・ロケットを合わせた全システムを統括できる責任者を置くことを第一とし、設計、製造、検査におけるサブシステム単位に至るまでの責任の所在の明確化が必要である。また、同様の開発経験を有する人材の配置、航空宇宙分野における電気系設計基準の適切な適用や、設計変更等への調整統合機能の確保などの的確な対応のための情報流通、設計管理について改善が必要と考える。さらに、メーカー内外部有識者による設計、製造、検査などのレビューの拡充による問題点の事前発見機会を拡大することも重要である。

今後はこの対策検討報告書に基づき、失敗の再発防止につとめるべく具体的な対策を行っていきます。

(広報室)

# 航空宇宙技術研究所 一般公開のお知らせ



## 本所および調布飛行場支所

### 日時

平成15年4月20日（日）  
10：00～16：00

### 主なイベント

おもしろ体験コーナー  
自由工作コーナー  
スタンプラリー  
関連機関展示コーナー

### 主な公開施設

三次元可視化システム  
超音速エンジン試験設備  
風洞施設  
構造材料試験設備  
実験用航空機ビーチクラフト65型機  
多目的実証実験機MuPAL-

### お問い合わせ

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  
TEL 0422-40-3960

## 角田宇宙推進技術研究所

### 日時

平成15年4月19日（土）  
10：00～15：30

### 主なイベント

ゴム動力飛行機教室  
フワフワエアートランポリン

### 主な公開設備

数値宇宙エンジン  
ロケットエンジン高空性能試験設備  
ラムジェット要素試験設備  
液体水素ロケットエンジン要素試験設備  
ロケット機構試験設備  
高温衝撃風洞

### お問い合わせ

宮城県角田市君萱字小金沢1  
航空宇宙技術研究所  
角田宇宙推進技術研究所 管理課  
TEL 0224-68-3111



### 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2月発行 No.527

© 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](mailto:WWWadmin@nal.go.jp)

古紙配合率100%再生紙を使用しています