

なる

NAL

No.519

JUNE 2002



- 小型超音速実験機全システム電磁干渉試験を実施
- 小型飛行船の放船試験
- スクラムジェットエンジン正味推力を
マッハ8 飛行条件で世界初の実証
- 小型無人機の飛行実験を実施
- リフティングボディ形状再突入実験機

National Aerospace Laboratory of JAPAN

6

航空宇宙技術研究所

小型超音速実験機

全システム電磁干渉試験を実施

全システム電磁干渉試験とは、オーストラリアのウーメラ実験場において、小型超音速実験機および打ち上げロケット再組立後の各種機能試験、全システム機能試験（なるNo. 518参照）を終了後、実験機の追跡レーダ系、非常飛行停止指令系および機上計測データを地上に送るテレメトリ系の電波リンクを形成（図）し、打ち上げに必要な全てのシステムを結合した状態で、実験機/ロケットシステムおよび地上支援設備が正常に作動し、機能することを確認する試験です。図は、本試験形態の全体構成を示しています。実験機とロケットは結合状態（打ち上げ形態）でランチャーに懸架され、航法誘導制御システム点検装置等の地上支援設備と結線されます。本試験は以下の7項目から構成されています。

打ち上げまでの通常発射シーケンス試験

打ち上げからパラシュート開傘、着地までの通常飛行シーケンス試験

打ち上げ中のロケット非常飛行停止シーケンス試験（オートパイ

ロット自動指令）

打ち上げ中のロケット非常飛行停止シーケンス試験（地上指令）

ロケット分離後の実験機非常飛行停止シーケンス試験（飛行制御計算機自動指令）

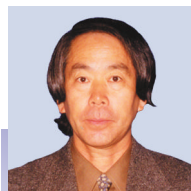
ロケット分離後の実験機非常飛行停止シーケンス試験（地上指令）（～までランチャー射角は水平状態）

打ち上げ形態模擬試験（ランチャーは打上げ射角70度状態）

本試験は本年4月16日に開始され、これまでに上記、
、
、
が終了し、実験機/ロケットシステムおよび地上支援設備が、相互に電磁干渉の影響を受けることなく正常に作動し、機能することを確認しました。写真はランチャーを打ち上げ射角70度に起立させ、打ち上げ形態模擬試験のリハーサルを行ったときの様子です。本試験はウーメラでの最後の地上試験であり、残る、
、
の試験を6月初旬に実施し、全システムが正常に機能することを確認した後、7月中旬の第1回飛行実験に臨む予定です。



写真 ランチャーに懸架された実験機



次世代超音速機プロジェクトセンター
滝沢 実

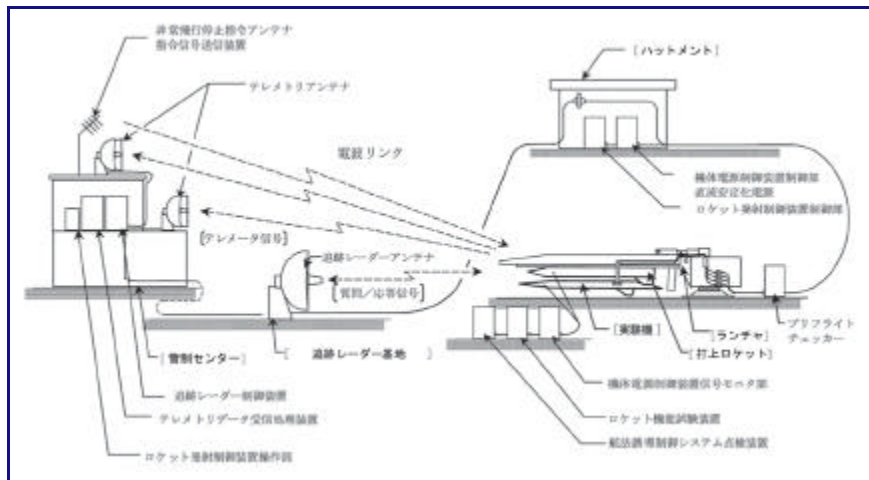


図 全システム電磁干渉試験形態全体構成

小型飛行船の放船試験

成層圏滞空飛行試験機は、詳細設計も終わり、製造に入る段階にありますが、詳細設計の検証のために小型の飛行船（全長22.2m、最大径5.6m、容量348m³）を4機製作し、飛行試験を行いました。設計緒元は、上昇限度18km以上、ペイロード9kg以上、機体重量25kg以下、平均上昇速度5m/s、設計内圧5mmAqとしました。この他に、指令により降下し安全に回収できる性能も設定しました。機体は、詳細設計と同一の手法により設計されており、所期の性能を達成すれば、設計手法の検証にもなります。飛行試験は、空域の都合からアリゾナ州スプリングーピルの市営飛行場で、3月下旬と4月中旬に行いました。

一般的なバルーンやゾンデは、内部にヘリウムガスしか入れませんが、本機は飛行船ですので、約10%のヘリウムと約90%の空気を薄膜で仕切って持たせ、上昇と共に空気を排出してヘリウムガスを膨張させます。この膨張の様子は、上昇速度や外気温度、また放射による熱の出入りとも密接な関係を持ちますの

で、飛行解析は複雑となり、この過程を推定し、確かめることも飛行試験の重要な目的の1つでした。

写真は、日の出直前に格納庫から出した1号機です。機体は、38ミクロンのポリエチレン膜製（11.95kg）で、ヘリウムと空気が、薄膜（6.4ミクロン、1.25kg）で仕切られている様子がわかります。

1号機は放船後、5,400秒で高度18.6km（61,000ft）まで達し、回収されました。全備重量34.2kgより、設計上昇限度は18.4kmと計算され、目標通りの結果になりました。図は1号機の飛行経路です。ニューメキシコ州アルバカーキの南まで、約230km程飛行しました。図中の赤線は上昇を、青線は降下を表しています。全飛行時間は8,600秒ですから、平均速度は27m/sということになります。しかし、平均上昇速度だけは3.44m/sとなり、設計目標値をやや下回りました。今後の検討で原因を明らかにしなければなりません。

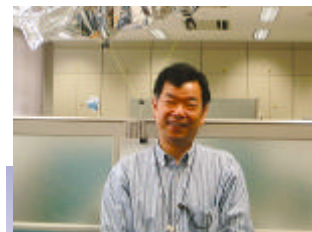
試験の結果、設計手法に誤りの無い事は確認されましたが、1機はヘリウム漏れで、高度4kmまでで上昇



写真 1号機

が止まってしまいました。また、尾翼構造様式にも検討の余地がある事が判明しました。

今後は飛行試験の結果を精査し、成層圏滞空飛行試験に万全を期します。



成層圏プラットフォームプロジェクトセンター
佐野 政明



図 1号機の飛行経路（赤線は上昇、青線は下降を表す）

スクラムジェットエンジン正味推力を マッハ8飛行条件で世界初の実証

角田宇宙推進技術研究所では、マッハ8での飛行状態を模擬したスクラムジェットエンジンの燃焼試験をこれまで続けてきましたが、本年3月末の試験において正味推力発生に初めて成功しました（写真）。このマッハ8飛行条件での正味推力の実証例はこれまで報告がなく、世界初の成果です。

今回の試験に用いたエンジンは、実機用エンジンの約1/5の大きさで、高さ25cm×幅20cm×長さ2.2mの簡易水冷型です。これまでの試験では、図1のようにエンジン内にストラットと呼ばれる仕切りを設けることで空気を圧縮していましたが、エンジンが発生する推進力は空気抵抗を上回ることができず、正味推力の発生までには至りませんでした。そこで今回、空気抵抗の増加の原因となっていたストラットに換えて、それまで平坦であった天板に傾斜（ランプ）をもたせることで空気を圧縮しました（図2）。

これにより、ストラット付きエンジンでは800Nあった空気抵抗を、300N以下に低減することに成功しま

した。また懸念された燃焼性能の低下もなく、安定した燃焼が確認されました。図3のグラフで示すとおり、現在までの最高性能は燃焼による推力増加分として約500Nが得られています。従って現在のエンジン形態において約200Nの正味推力を発生したことになります。このエンジンの理論性能は約700Nと見込まれており、今回の試験で燃焼により得られた約500Nの推力は、理論性能の約70%を達成したことになります。

将来の再使用型宇宙輸送システムとして検討されているスペースプレーンでは、機体の底面を外部ノズルとして利用することにより、さらにスクラムジェットエンジンの推力を増すことができます。角田宇宙推進技術研究所では、今後エンジン本体の正味推力性能をさらに改善するとともに、数値計算等により外部ノズル性能の予測精度を高める研究を進めます。今回の試験結果をもとにエンジンを改修し、改修エンジンの燃焼試験を平成15年1月から行う計画です。



写真 供試スクラムジェットエンジンの燃焼試験状況

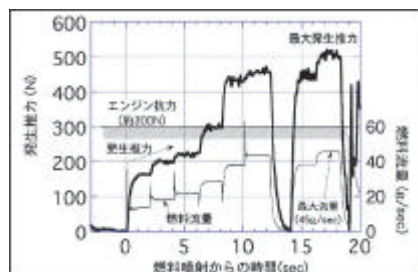


図3 推力発生の様子



角田宇宙推進技術研究所
ラムジェット推進センター
三谷 徹

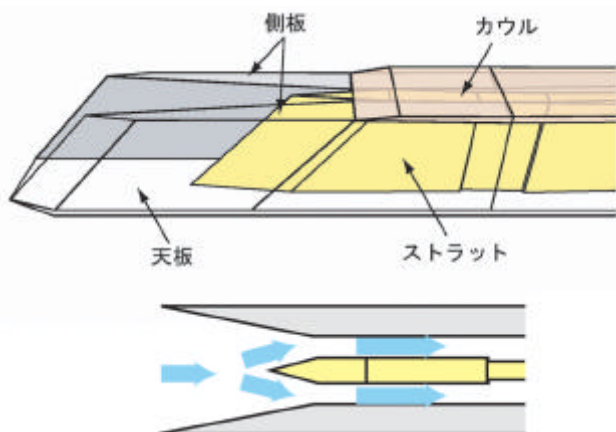


図1 ストラット型スクラムジェットエンジンの構造と上から見た空気の流れ

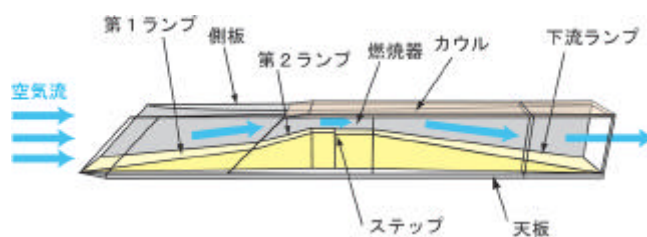


図2 ランプ型スクラムジェットエンジンの構造

小型無人機の飛行実験を実施

当研究所では、悪天候下での気象観測や、地震や森林火災等の災害状況を長時間定点で観測することができる、自動操縦方式の小型無人機を研究開発しています。

この無人機が目標としている、高度3000mを24時間飛行可能な性能を目指して試験機を製作し、これまで風洞試験により飛行性能の確認と各種技術データ取得を行ってきました(なるNo.517参照)。

試験機は、全長2010mm(胴長1000mm)、翼長3000mmの大きさで、GFRP(ガラス繊維強化プラスチック)、CFRP(炭素繊維強化プラスチック)等の複合材製です。動力には25.4cc、1.2ps/8000rpmのラジコン用2サイクルエンジンを搭載しており、時速100kmで飛行します。機体の「燃料なしの重量」は11.5kgです。

この試験機のリモートコントロールによる飛行実験を千葉県にある関宿滑空場にて実施しました。

無人機は、最終的には船上から射出方式での発進、捕捉網による回収を考えているので、試験機にはランディングギアが付いていません。そこで今回は、自動車の屋根に装着した発進台に機体を搭載して(写真1)、機体が揚力を得ることができる時速約80kmまで加速し(写真2)、離陸しました(写真3)。また、着陸は胴体着陸で行いました。

数回の離陸試験および慣熟飛行を行い、離陸のタイミングと機体の飛行性を確認した後、計測機器やD-GPSゾンデ約1kgを搭載して飛行し、標準飛行重量での飛行状態や、機体と計測機器間の電磁干渉についてデータを取得しました。

この結果、エンジンの耐久性向上と燃費の改善、発進台の軽量化、リモートコントロール系と搭載機器の電磁干渉や飛行中の機体姿勢によるGPSデータの瞬断、欠落の発生等の問題点が判明しました。

今後は、これらの問題点を改善し、今年度中に自律飛行可能な機体として可視範囲での飛行実験を行い、次年度以降は、さらに飛行範囲を拡大した飛行実験、船上からの発進、回収の地上試験などを行っていく予定です。



写真1 発進台に装着した状態



写真2 加速中の様子



写真3 離陸の瞬間

問い合わせ先

風洞技術開発センター
鈴木 教雄

= 将来型再使用宇宙往還機の技術確立を目指して =

リフティングボディ形状再突入実験機

色々な飛行実験

当研究所では、宇宙往還技術を確立するための飛行実験として、これまでに軌道再突入実験（OREX）、極超音速飛行実験（HYFLEX）、小型自動着陸実験（ALFLEX）を宇宙開発事業団（NASDA）と共同で行ってきました。また今年度から来年度にかけて、高速飛行実証（HSFD）フェーズ、フェーズ（なるNo.507参照）による飛行実験を予定しています（図1）。

図1からも分かるように、各実験はそれぞれ限られた飛行領域に区切られています。そこで、現在想定しているリフティングボディ形状の実験機を用いた再突入実験では、地球周回軌道から着陸前まで、単一機体で総合的な技術実証を行うことを考えています。

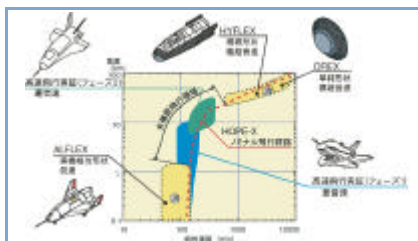


図1 飛行領域

どんな機体をどう飛ばすか

この実験では、H-Aのフェアリングに実験機を収納して地球周回軌道まで打ち上げます。実験機は地球を周回した後、軌道離脱用エンジンを使って地球に再突入します。その後、再突入時の極超音速（マッハ20ぐらい）から音速をまたいで亜音速（音速よりも遅い速度）までを飛行し、パラシュートで減速して、エアバッグを使って着陸します（図2）。実験機には、飛行を制御するコンピュータや計測用の機器、軌道離脱用のエンジンや着陸時のパラシュート等が搭載されます。

この実験機には、H-Aのフェアリングに収まるような大きさで、高速飛行時に熱の影響を受けにくく、かつ機器搭載用の容積を十分確保できる形として、機体全体で揚力を発生する、リフティングボディ形状の機体を考えています。日本で地球周



写真 2m x 2m 遷音速風洞での試験の様子

回軌道から帰還できる本格的なリフティングボディを設計するのは今回が初めてのため、リフティングボディの設計・開発技術の蓄積も視野に入れて研究を進めていきます。

CFDと風洞試験

どのような形状がもっとも実験機として適しているかを調べるため、CFD（計算流体力学）による解析と遷音速（音速前後の速度）および超音速での風洞試験（風試）を去年から行っています。これまでのCFD解析および風試の結果、機体の上面の後ろを跳ね上げると、始めに考えていた形状では機体に働く空気力のバランスが大変悪かった遷音速でも、比較的良い特性を得られることが解りました（写真）。

当研究所では、今年も引き続きCFDによる解析と、形状改良をした模型を用いた遷音速および超音速での風試を行っていく予定です。また、極超音速風洞での試験も予定しています。

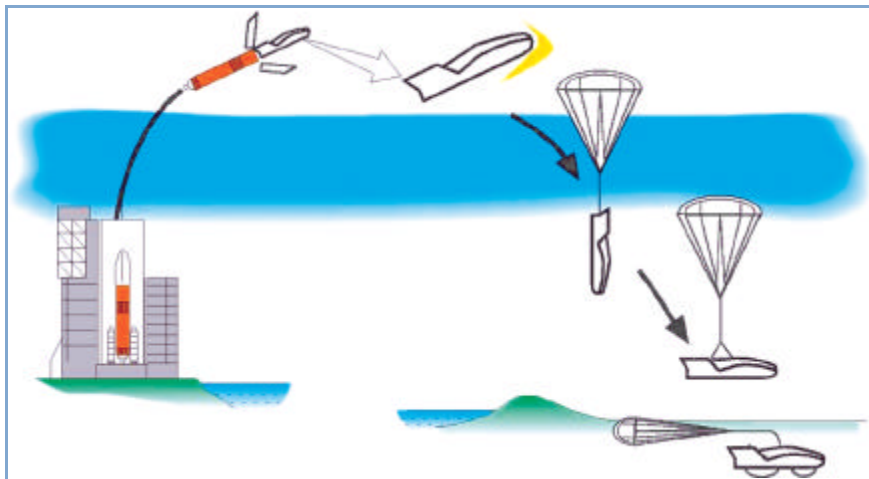


図2 飛行実験の流れ

問い合わせ先

宇宙輸送システムプロジェクトセンター
藤井 謙司

今月のキーワード

ゾンデ (P2)

高層気象の観測に用いる機器。気球に機器を取りつけて上空に飛ばし、観測するのが一般的です。

ラムジェット / スクラムジェットエンジン (P3)

ターボジェットエンジンなどの一般的な航空機用エンジンは、空気取入口より吸い込んだ空気を圧縮機等で圧縮し、燃料と混合し燃焼させています。これに対してラムジェットエンジンは、圧縮機やタービンを使用せず、空気の通路を絞ることで流入してくる空気の速度を圧力に変え、圧縮する方式をとっています。

ラムジェットエンジンでは、圧縮後の空気の流速が音速以下（亜音速）になるように圧縮していますが、機体速度が上がっていくと、それに比例して流入する空気の流速も上がるため、圧縮後の温度や圧力が上がりすぎて性能が悪くなります。これを避けるために、マッハ4以上の飛行では空気をあまり圧縮せず、音速よりも速い速度（超音速）のまま燃焼させることが提案されています。こうしたラムジェットエンジンを超音速燃焼ラムジェット（Supersonic Combustion RAMJET：縮めてスクラムジェット）エンジンと呼びます。

ラムジェットエンジンは流入する空気の速度を圧力に変えているため、ある速度域に達するまで加速しなければ始動できませんが、当研究所では、離陸から宇宙空間まで作動するエンジンシステムのひとつとして、スクラムジェットエンジンを中核とした複合サイクルエンジン（ひとつのエンジンでいくつかの作動モードを

切り替える）や複合エンジン（ひとつの機体にいくつかのエンジンを搭載する）を考えています。

正味推力 (P3)

航空機が飛行すると、エンジンも空気抵抗を受けます。特にスクラムジェットエンジンは、空気の勢いを利用して圧縮を行うので、大きな空気抵抗（エンジン抗力）を受けることとなります。エンジンは燃焼により推力を発生しますが、この燃焼推力からエンジン抗力を差し引いたものが、実際に機体を押す力、「正味推力」となります。

ランディングギア (P4)

車輪やスキッド（橇）、水上機のフロート、ハイドロスキーや気球の緩衝袋など、航空機が離着陸（水）時に使用する装置のことです。

フェアリング (P5)

フェアリングはロケットを打ち上げる際、軌道に到達するまで空気の風圧や、空気との摩擦熱から搭載された衛星をガードするための保護カバーです。

また、ロケットエンジンの騒音により発生する振動を防ぐ役目もあります。ロケットが大気圏を突破して宇宙空間に到達した後は必要なくなりますので、少しでも重量を軽くして飛行効率を高めるために、フェアリングは本体から分離します。このとき加速中のロケット本体と衝突しないように先端部から左右に分かれる設計がされています。

空の日・宇宙の日」イベント概要

日時：平成14年9月29日（日） 「宇宙の日」9月12日、「空の日」9月20日

会場：航空宇宙技術研究所 本所

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、思いどおりに描いてみよう！

テーマ	「銀河をかけめぐるわたしだけの宇宙船」
応募資格	幼児（4歳以上）・小学生
応募締切	平成14年8月26日（月）必着
出品規定	色えんぴつ、クレヨン、絵の具など使用したB4サイズ作品
出品点数	1人1点
応募方法	作品の裏面に郵便番号、住所、氏名（ふりがな）、電話番号、学校名、学年を記載の上、航空宇宙技術研究所 広報室「空の日・宇宙の日」イベント係まで郵送してください。
賞状・副賞	厳正な審査のもと賞を決定し、賞状及び副賞を贈呈。なお、応募者全員には参加賞を進呈します。
結果発表	入賞者には直接通知
授賞式	平成14年9月29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



工作教室

小型超音速実験機計画について学びながら、自分だけの小型超音速バブルケット実験機を飛ばしてみよう！

工作内容	小型超音速バブルケット実験機
日時	平成14年9月29日（日）10：00～13：00
会場	航空宇宙技術研究所 講堂
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、郵便番号、住所、氏名、電話番号、学校名、学年を記入の上、航空宇宙技術研究所 広報室「空の日・宇宙の日」イベント係までお申込みください。応募者多数の場合は先着順で受付し、結果を通知します。

展示室公開

展示室を一般公開します。

公開時間 10：00～14：00

申込み・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

ホームページアドレス

<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6月発行 No.519

©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