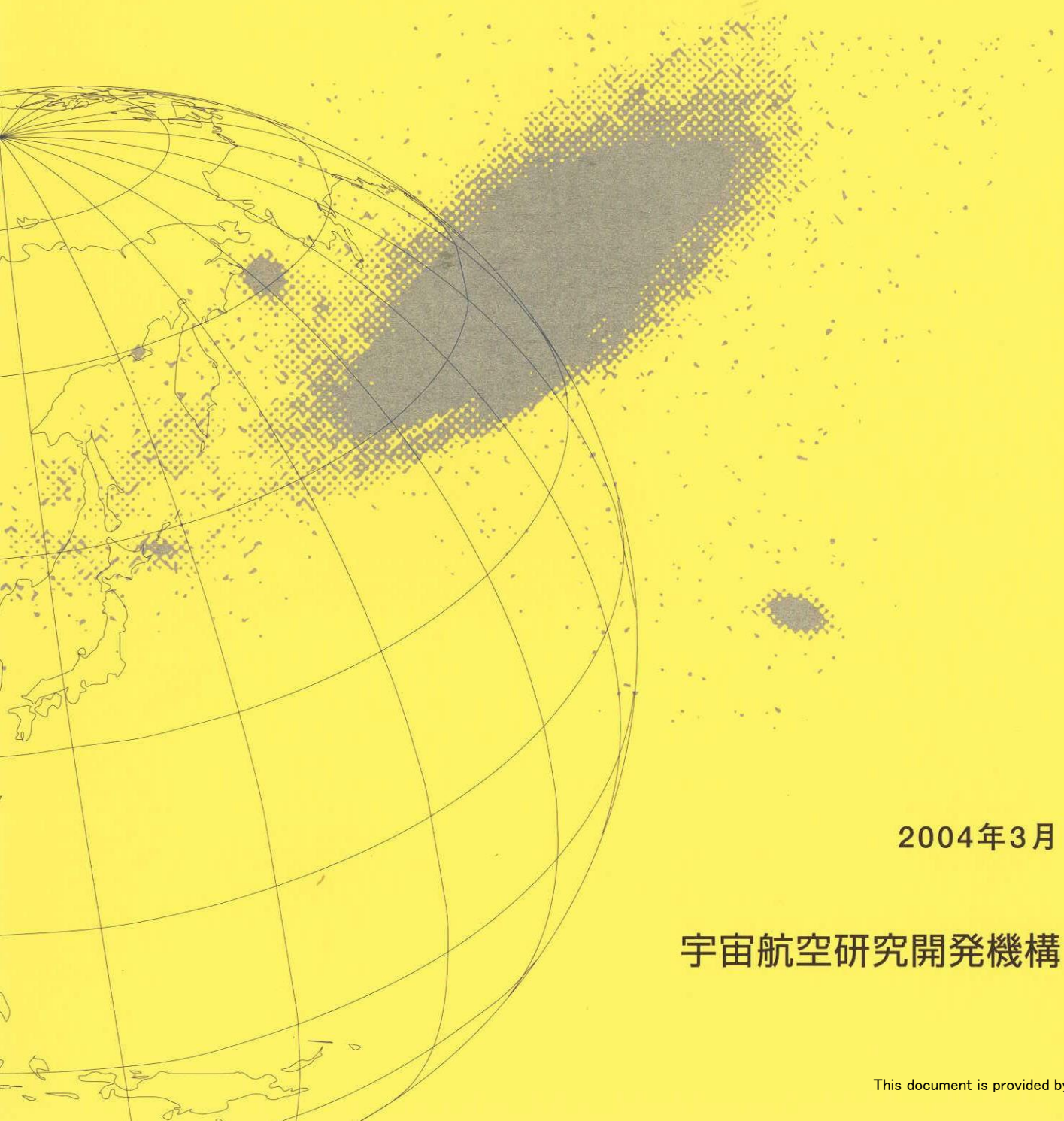
ISSN 1349-113X
JAXA-SP-03-005

宇宙航空研究開発機構特別資料

第68回　風洞研究会議論文集



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

This document is provided by JAXA.

JAXA-SP-03-005

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

第68回　風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 68th meeting

2004年3月
March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

目　　次

第６８回風洞研究会議（平成 14 年５月 23 日、24 日）

１．マイクロ・ジェットエンジン付き半裁模型風洞試験（第１報）・・・・・・・・・・・・1
中谷輝臣、森田義郎、馬場滋夫、星野秀雄、東村恵理（航技研）
佐々木　司、高崎　悟（川崎重工）

２．ＮＡＬ１ｍ×１ｍ超音速風洞気流特性試験結果（第２報）・・・・・・・・・・・・・11
鈴木教雄、渡辺光則（航技研）

３．動的変位計測システム・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・18
神田　淳（航技研）

４．誘導プラズマ加熱風洞の整備・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・22
伊藤　健、松崎貴至、石田清道、水野雅仁（航技研）

This document is provided by JAXA.

This document is provided by JAXA.

マイクロ・ジェットエンジン付き半裁模型風洞試験（第１報）

中谷輝臣、森田義郎、馬場滋夫、星野秀雄、東村恵理（航空宇宙技術研究所）
佐々木　司、高崎　悟（川崎重工業株式会社）

The Wind Tunnel Test on a Half Model Powered by Micro Turbo-Jet Engine

Teruomi NAKAYA, Yoshio MORITA, Shigeo BABA, Hideo HOSHINO, Eri HIGASHIMURA(NAL)
Tsukasa SASAKI, Satoru TAKASAKI(KHI)

概　要

航空機開発の空力設計に必要な小型ジェットエンジン付き模型の風洞試験法については、従来、高圧空気を動力源としたＴＰＳ(Turbine Powered Simulator)方式やエジェクター方式の適用による問題点、技術課題を克服するために、実燃焼方式のマイクロジェットエンジンを搭載して吸気／排気ジェットを模擬した試験方法の確立を目指して半裁模型風洞試験を航空宇宙技術研究所 6.5m×5.5m 低速風洞で実施した。

風洞試験模型は主翼部にＳＴＯＬ実験機「飛鳥」の７％半裁主翼を、胴体部には全長 1.88m、最大半径 0.135m の軸対称胴体を用いた。マイクロジェットエンジンは全長 270mm、直径 130mm のラジコン用エンジンを使用した。

風洞試験の結果、機体とエンジンの吸気／排気ジェットの空力干渉を含んだ主翼の圧力分布特性及び三分力特性を取得し、幾つかの改善項目はあるものの、今回の試験により実燃焼方式のマイクロジェットエンジンを搭載した本風洞試験技術の確立に見通しを得たので報告する。

１．はじめに

航空機の開発において、機体と推進系（エンジン）を統合した全機形態での空力特性の把握は重要な課題である。エンジンの吸排気による機体の空力特性変化はパワー効果と呼ばれるが、このパワー効果を風洞試験で取得するには、エンジンの吸排気を模擬した風洞試験を実施する必要がある。

欧米では、ＴＰＳと呼ばれる高圧空気駆動のシミュレータエンジンを用い、パワー効果を模擬した風洞試験を実施可能な施設を有し、風洞試験技術並びに実機空力性能の推算方法が確立されている。

我が国でも、過去にＳＴＯＬ実験機「飛鳥」の開発において、模擬エンジンに高圧空気を動力源としたＴＰＳを適用してきたが、ＴＰＳ試験技術、実空気力の推算法等の解決すべき種々の課題と、ＴＰＳ自体の取り扱いに幾つかの困難があった。その理由はＴＰＳ自体が高価であるのと共に、その使用に際して(1)コールドエアを使用するため、排気ジェットの温度模擬が出来ない。(2)エンジンが高圧空気を用いるエジェクター方式であるため、模型の空気力を計る天秤に対し高圧空気配管からの干渉力の除去を行う機構に工夫が必要。(3) 翼内に高圧空気配管等を有するために、エンジン間隔の最適位置決定等の風試に対処する事が難しい。等の高度なノウハウを必要としたからである。このような事からパワー効果を取得・推算する方法として、ＴＰＳを用いた風洞試験に代わる手法が必要となる[1]。

そこで、実機の相似性が良いと推測される

This document is provided by JAXA.

実燃焼方式のマイクロジェットエンジンを導入し、エンジンの艤装、制御、排気ガス放出、排気ジェット空力干渉計測等の風洞内運転技術及び試験技術を確立させ、航空機開発の空力設計に必要な、機体とエンジンを統合した全機形態での空力特性の把握と、機体とエンジンの吸気／排気ジェットの空力干渉ＣＦＤ解析技術の精度向上に必要な試験データの取得を目指して風洞試験を実施した。

２．供試模型及び試験装置

模型は主翼部はＳＴＯＬ実験機「飛鳥」の７％半裁主翼で、半翼幅 1.071m、平均空力翼弦長 0.3101m のものを用い、胴体部は全長 1.88m、最大半径 0.135m の軸対称胴体でスキャニバルブ、エンジン制御機器、小型燃料タンクを内蔵している。

試験に使用したエンジンは Advanced Micro Turbines 社製の Olympus 型で全長 270mm、直径 130mm、最大回転数 110,000rpm、最大排気温度 750℃、静止最大推力 170N、質量流量 400g/sec のラジコン用エンジンである。

使用風洞は航技研 6.5m×5.5m 低速風洞で、ストラットカートを用い、ターンテーブル試験装置に天秤と取り付け支柱を用いて模型を保持し、気流整流用に厚さ 50mm の境界板を前後長 4.5m、横幅 3m に配置した。

エンジンの排気は、エンジン後端から 1.7m 後方に排気ガス放出装置の吸い込み口を置き、風洞外に排除した。

天秤はニッタ㈱製の六軸力覚センサ（UFS-7520A150-1125M 型）を用いた。六軸力覚センサの定格荷重は Fx 及び Fy が 647N、Fz が 1295N、Mx、My 及び Mz が 11.8N・m で、分解能は定格値の 1/2000、精度は直線性及びヒステリシスが、それぞれ 0.2％である。

図１－１に模型三面図（X-Y 断面）、図１－２に模型三面図（Y-Z 断面）、図２にマイクロジェットエンジン付き半裁模型風試装置の概要図、図３に排気ジェットガス放出装置のダクト設置図、図４にマイクロジェットエンジン本体及びナセル配置図、図５に模型セット写真を示す。

３．計測項目

計測項目は力計測として翼胴縦三分力空力係数を求めるための翼胴六分力とエンジン推力（エンジン単体試験時）。圧力計測としてナセル空気取り入れ口の静圧２点と総圧 11 点、ナセル出口の総圧４点、主翼表面圧力の４断面（計測セクションＡ～Ｄ）の合計 74 点。この他、ナセル出口温度４点とエンジンの排気温度、回転数及びスロットル量を計測した。

図６に計測・制御ブロック概要図、図７にエンジン操作ブロック概要図を示す。

４．試験内容

試験はエンジンナセル付き半裁模型試験とエンジン単体試験を別途行った。

エンジンナセル付き半裁模型試験ではエンジンの無いフロースルーナセルとマイクロジェットエンジン装着ナセルのそれぞれについて、風速 45m/s 及び 55m/s、迎角０～５度のケースを実施し、エンジン装着時の回転数はアイドルから 80,000rpm、また、無風状態で迎角４度においてエンジン回転数をアイドルから 100,000rpm の試験を行った。主翼と胴体を取り外したエンジン単体試験では風速 45m/s 及び 55m/s、迎角０度でエンジン回転数をアイドルから 100,000rpm の試験を行った。

５．試験結果

図８にマイクロジェットエンジンの推力特性として無風状態で迎角４度に設定したエンジン静止推力及び空気取り入れ口流量とエンジン回転数の関係を示す。アイドリング回転

This document is provided by JAXA.

数である3,100rpmより8,100まで回転数を変化させた場合、空気取り入れ口流量は0.16kg/sから0.45kg/sまでほぼ直線的に増加した。また、静止推力は7Nから62Nまで二次関数的に増加している。

図9にはナセル出口排気ジェットの特性としてエンジン静止状態における、ナセル出口半径方向の排気ジェット速度分布及び温度分布をエンジン回転数をパラメータとして示す。排気ジェット温度はナセル中心部が一番高く、外周に向かうに従って低下するが、r/R=0.62の位置からは急激に直線的に低下する。回転数に対しては回転が上がるほど温度が低下するが、中心部の温度は30,800rpmで680℃、80,300rpmで560℃であった。また、排気ジェット速度分布はr/R=0.62の位置まではほぼ一様で、ここから境界層の影響を受けて速度が低下しr/R=0.8の位置ではゼロとなる。回転数に対しては回転が上がるほど速度は上昇するが、中心部の速度は30,800rpmで50m/s、80,300rpmで140m/sであった。

図10にエンジン駆動に伴う揚力係数、抗力係数の変化として、一様流風速55m/s、迎角4度におけるエンジン推力込みでの翼胴揚力係数及び抗力係数とエンジン回転数の関係を示す。翼胴揚力係数はアイドリング回転数から39,500rpmまではほぼ一定の値を保ち、そこから回転数の増加と共に微増の傾向を見せるが、50,000rpm、C_L=0.439をピークとして減少に転じ、80,300rpmにおけるC_L=0.427までほぼ直線的に変化する。一方、抗力係数はエンジンの回転数の上昇と共に推力が二次関数的に増加するため、これに伴って減少して行く。

図11に主翼表面の静圧分布について一様流風速55m/s、迎角4度におけるアイドリング時と80,000rpmの状態の計測セクション「B」と「D」の分布をそれぞれ示す。主翼の圧力孔については図12に位置を示す。両セクションともエンジンの回転数による違いが主翼表面の圧力分布に与える影響は顕著には見られない。一般にパワー効果によって主翼下面の流れが加速されるため回転数を上げていくと主翼下面の圧力が低下するが、この効果はエンジンにより近いセクション「B」の分布に現れている。

6．まとめ

小型ジェットエンジン付き模型の風洞試験法の確立に向けて、ＴＰＳ方式による問題点、技術課題を克服するために、マイクロジェットエンジンの適用と、その吸気／排気ジェットを模擬した試験方法の確立を目指して半裁模型による試験を行った。

試験の結果、機体とエンジンの吸気／排気ジェットの空力干渉を含んだ主翼の圧力分布特性及び翼胴縦三分力特性を取得した。

今回の試験により本風洞試験技術については、(1)パイロンへのエンジン艤装及びエンジンの制御については特に問題なく、ＴＰＳ方式に比べて取り扱いも含めて容易である。(2)エンジンの排気については、排気ガス放出装置は十分に機能したが、風洞に排出口があれば排気ガス問題は容易にクリア出来る。(3)ＴＰＳ試験のように配管干渉除去装置がなくても排気ジェット空力干渉効果を通常の六分力天秤で取得できる。等が明らかとなり本試験方法について技術的見通しを得た[2]。

7．参考文献

1.中谷他:「小型ジェットエンジン付模型風洞試験法への取り組みについて」、第64、65回風洞研究会議論文集SP-51、2001年２月
2.「エンジン吸排気流の気体への空力・騒音干渉評価手法に関する研究」、NAL/KHI共同研究成果報告書、2002年７月

This document is provided by JAXA.

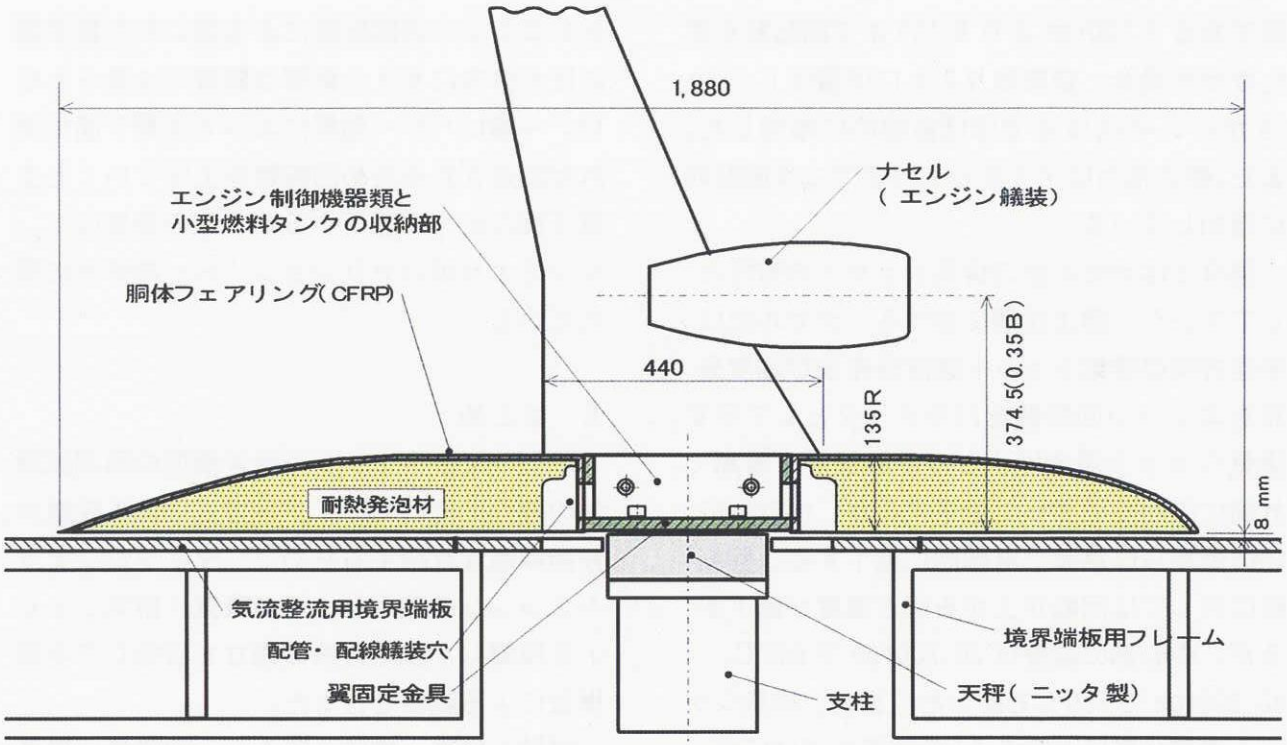


図１－１　模型三面図（Ｘ―Ｙ断面）

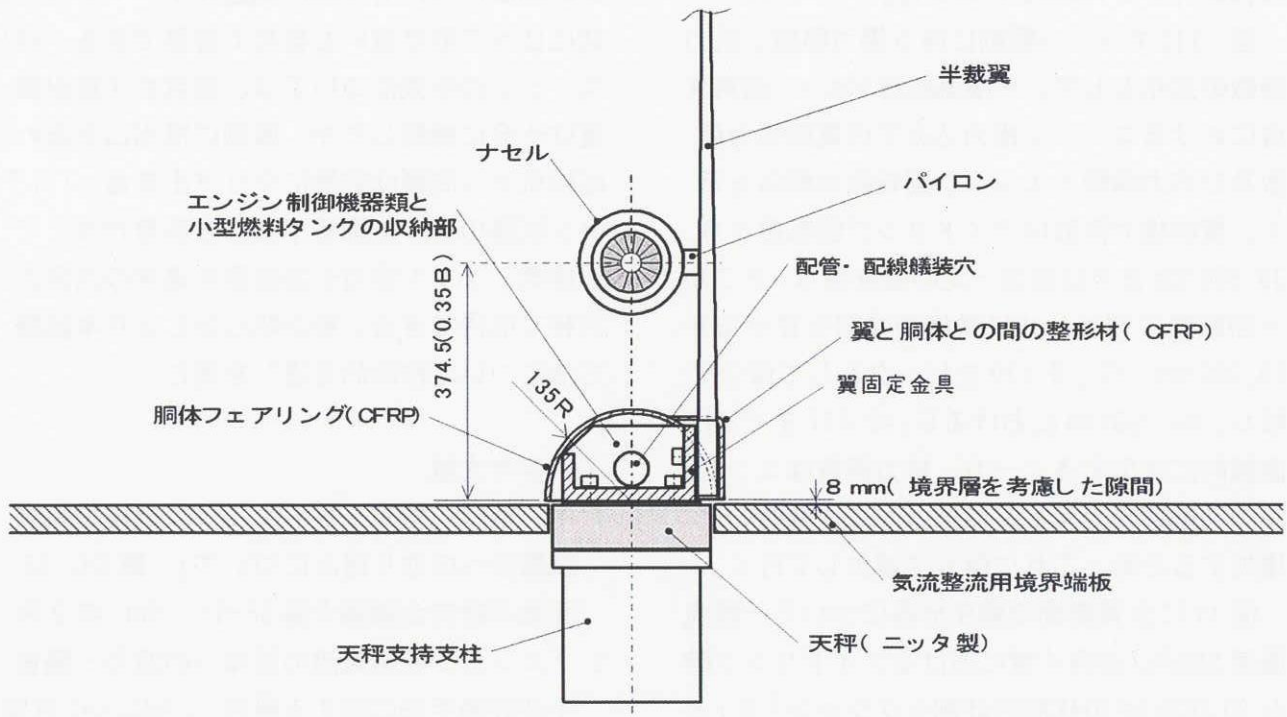


図１－２　模型三面図（Ｙ－Ｚ断面）

This document is provided by JAXA.

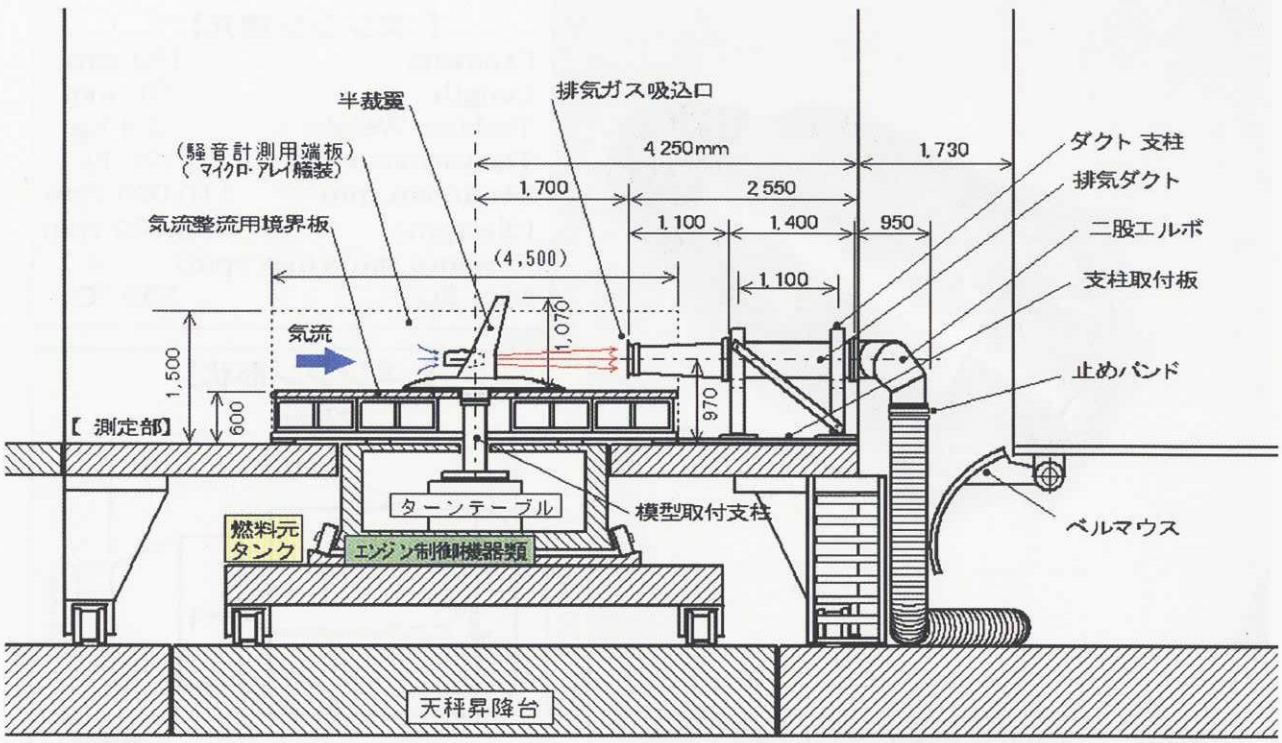


図２　マイクロジェットエンジン付半裁模型風試装置概要図

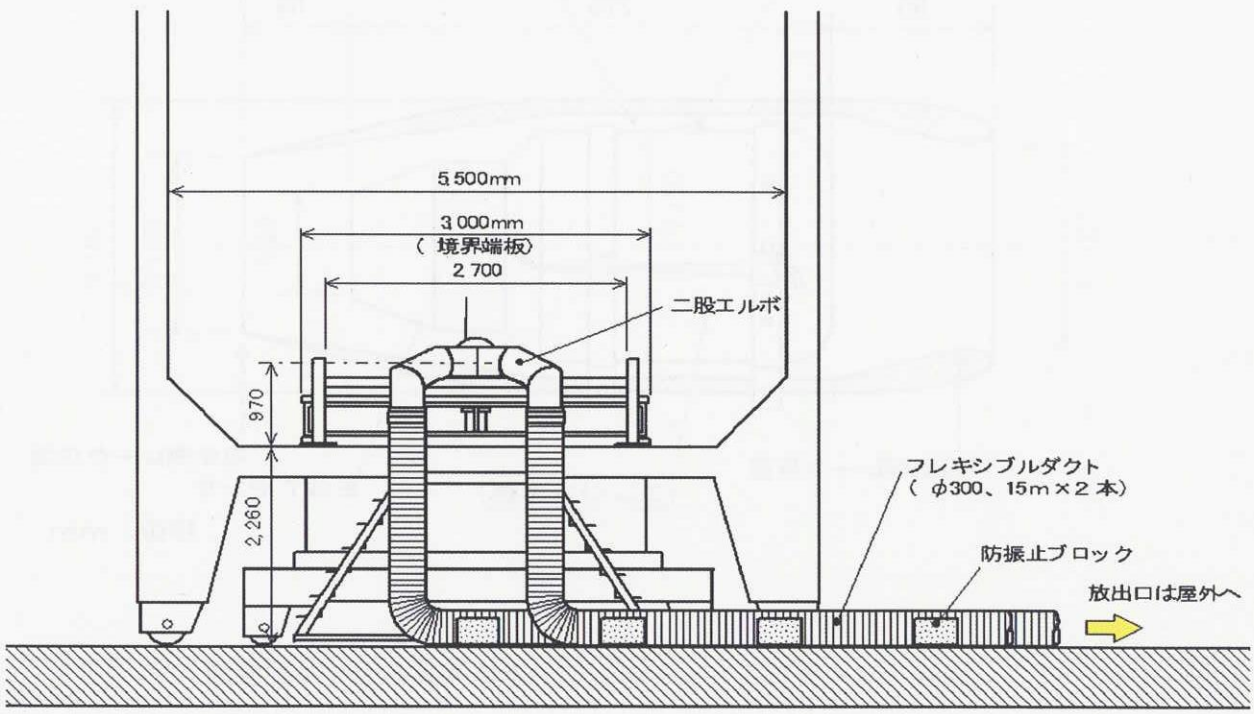


図３　排気ジェットガス放出装置のダクト設置図（下流側より）

This document is provided by JAXA.

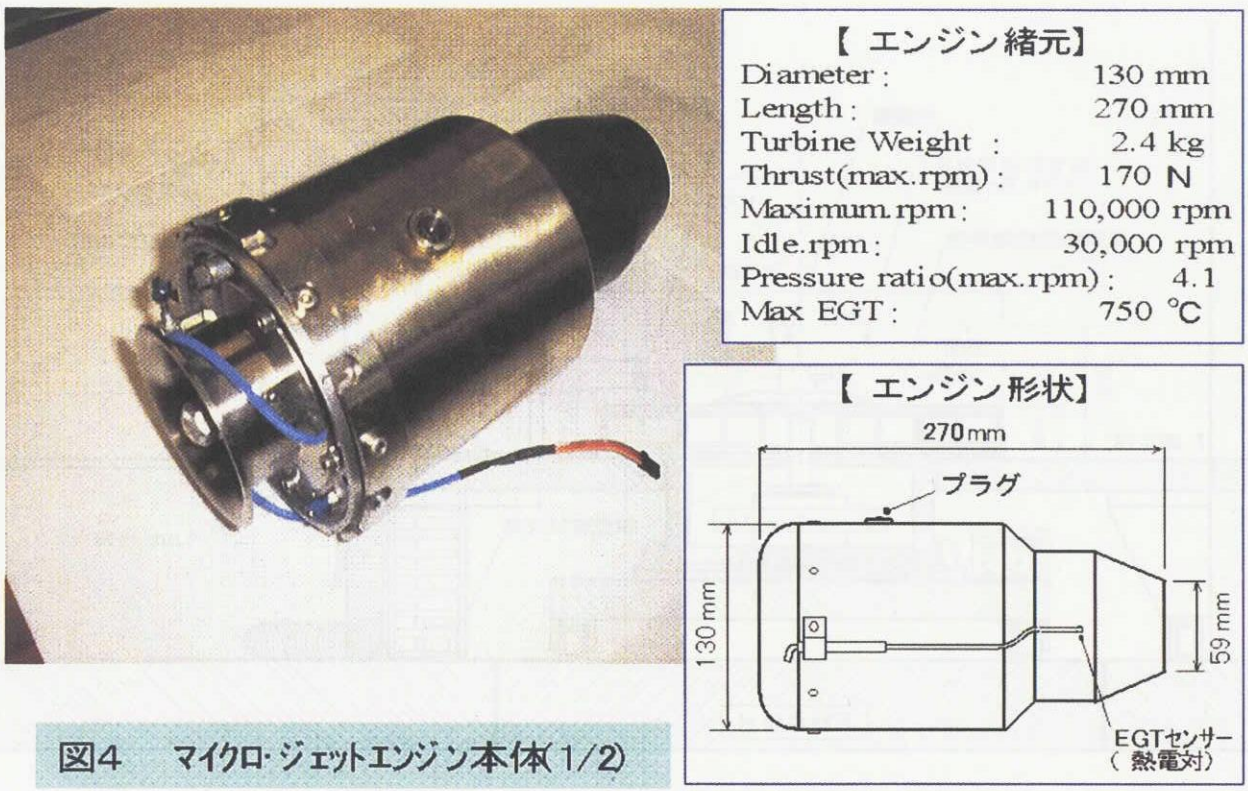


図4 マイクロ・ジェットエンジン本体(1/2)

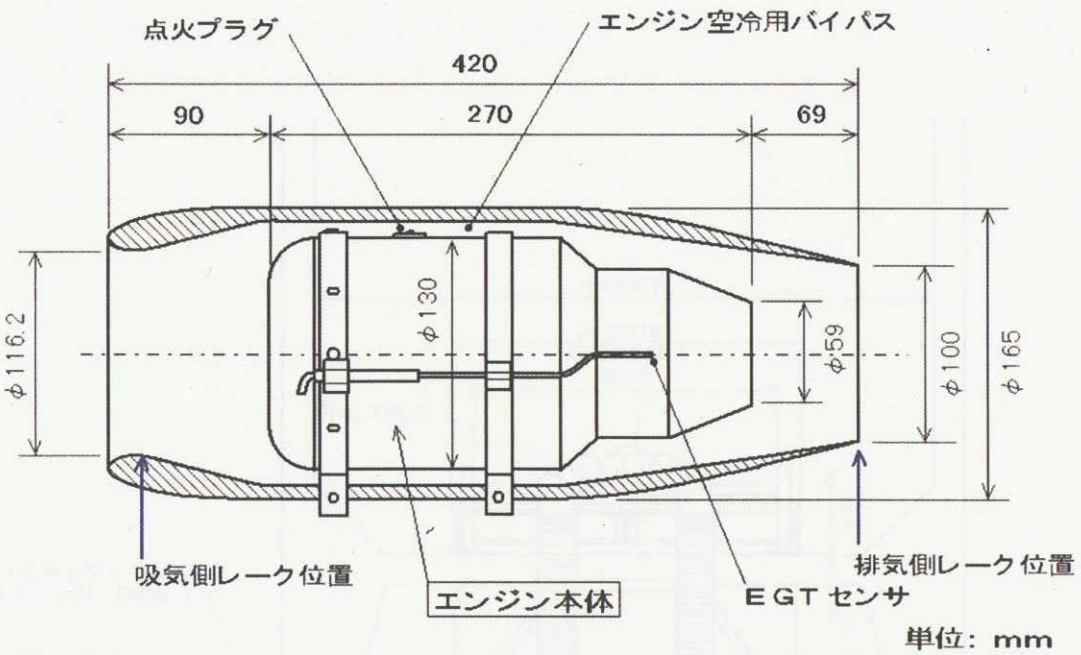


図4 マイクロジェットエンジン本体写真とナセル配置図

This document is provided by JAXA.

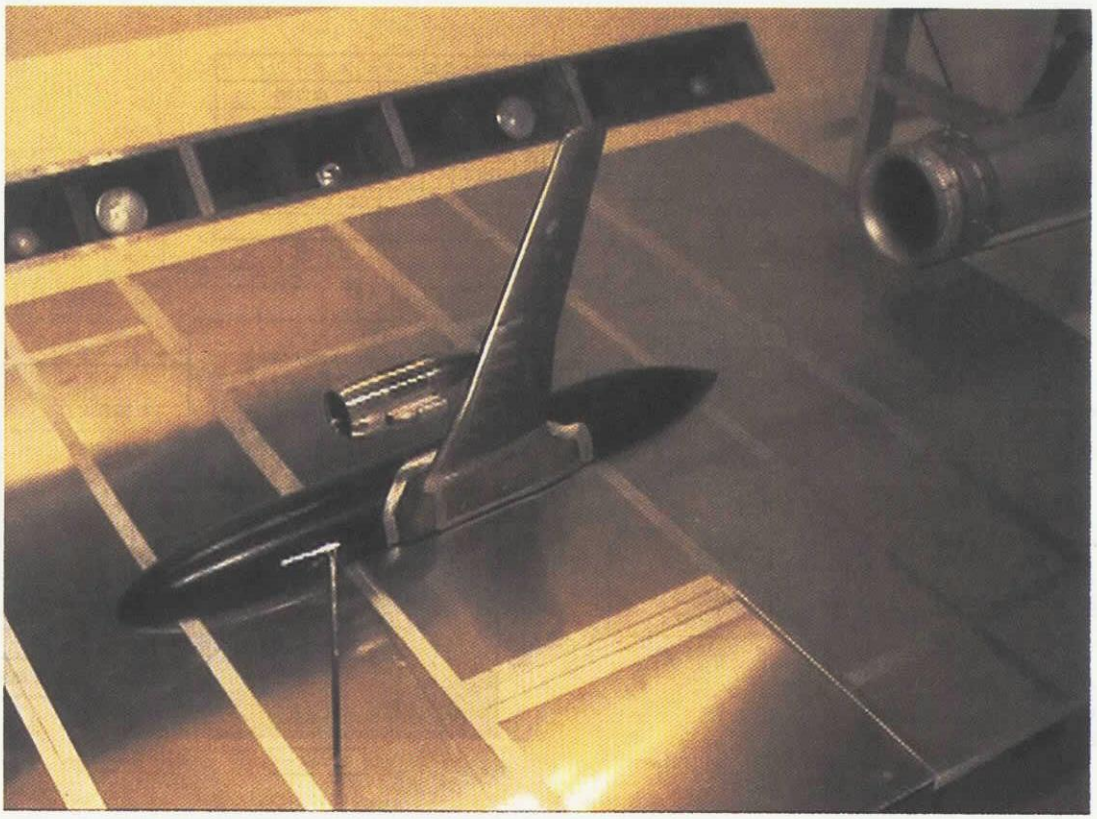


図５　模型セット写真

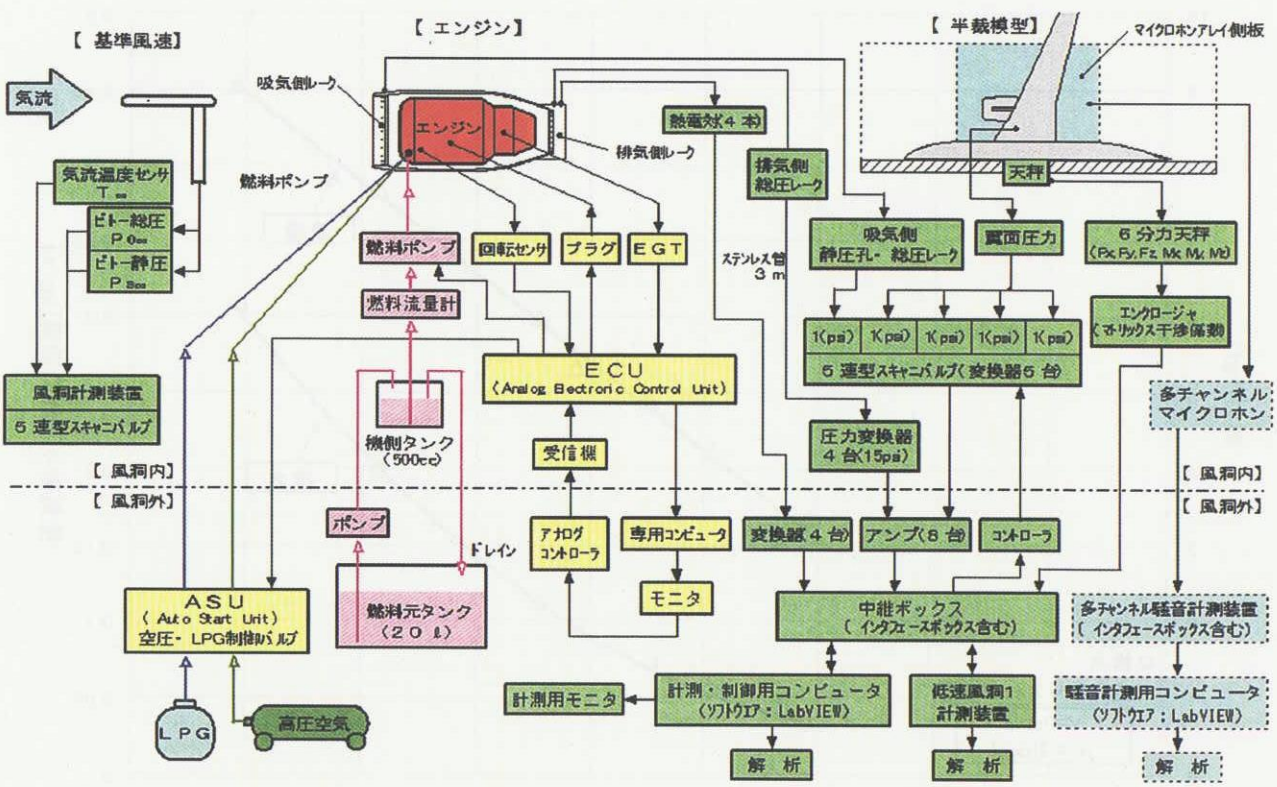


図６　計測・制御ブロック図

This document is provided by JAXA.

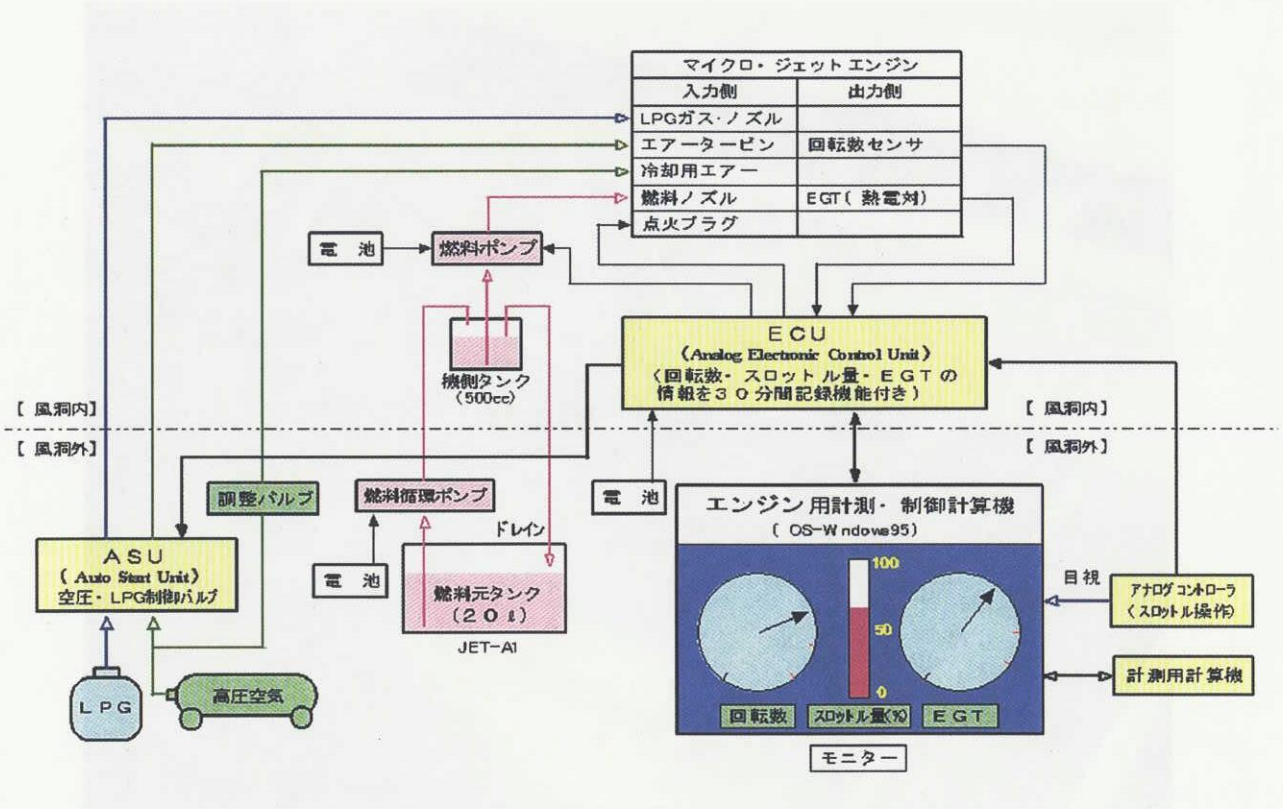


図7　エンジン操作ブロック概要図

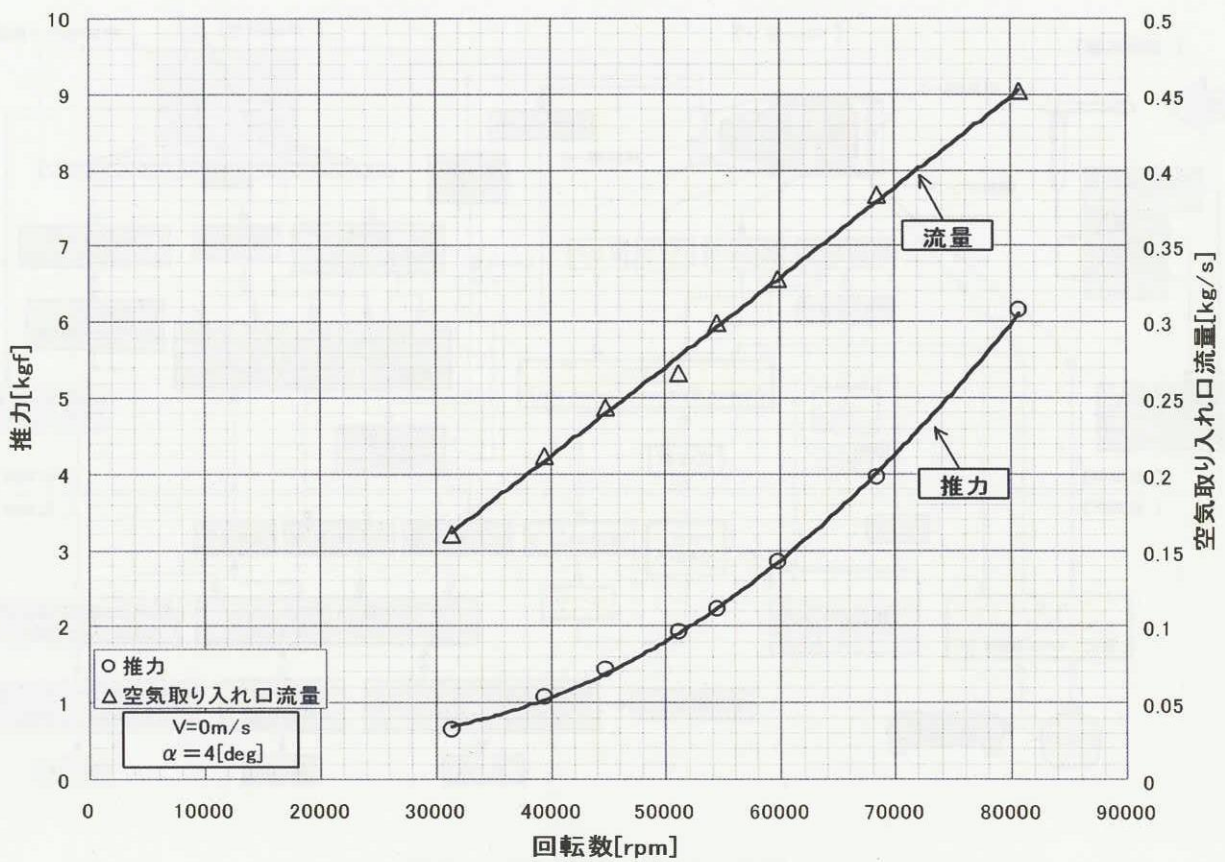


図8　マイクロジェットエンジン静止推力特性

This document is provided by JAXA.

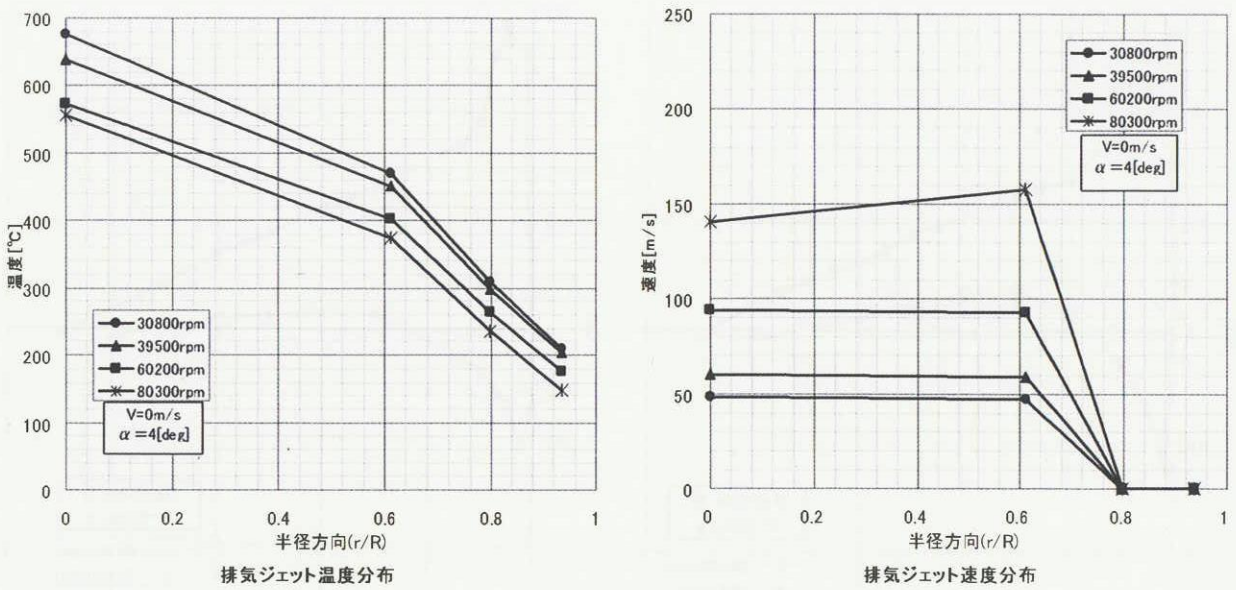


図９　ナセル出口排気ジェット特性

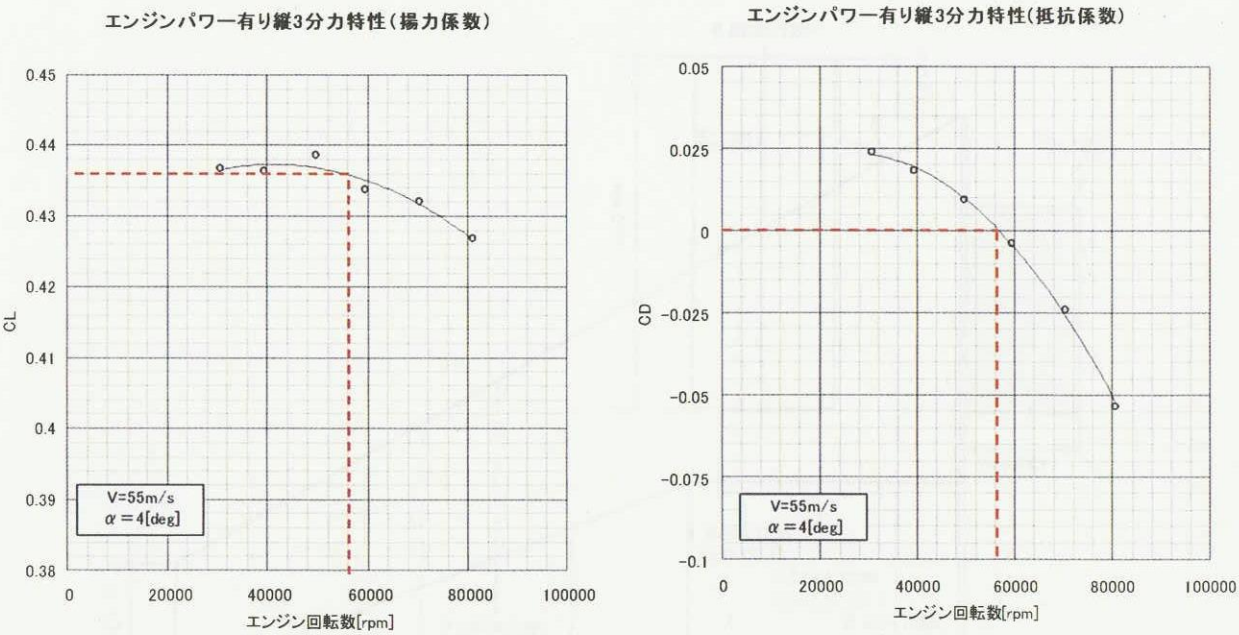


図１０　揚力係数と抵抗係数の変化

This document is provided by JAXA.

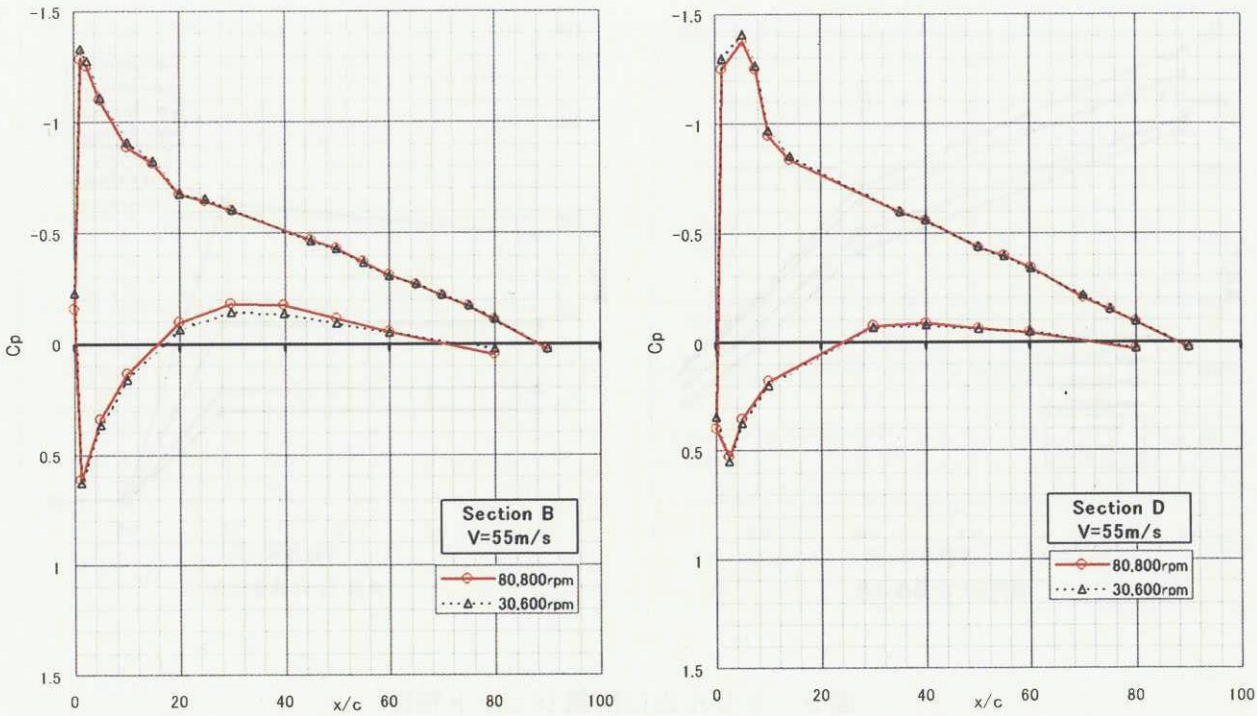


図１１　主翼表面静圧分布（$\alpha = 4°$）

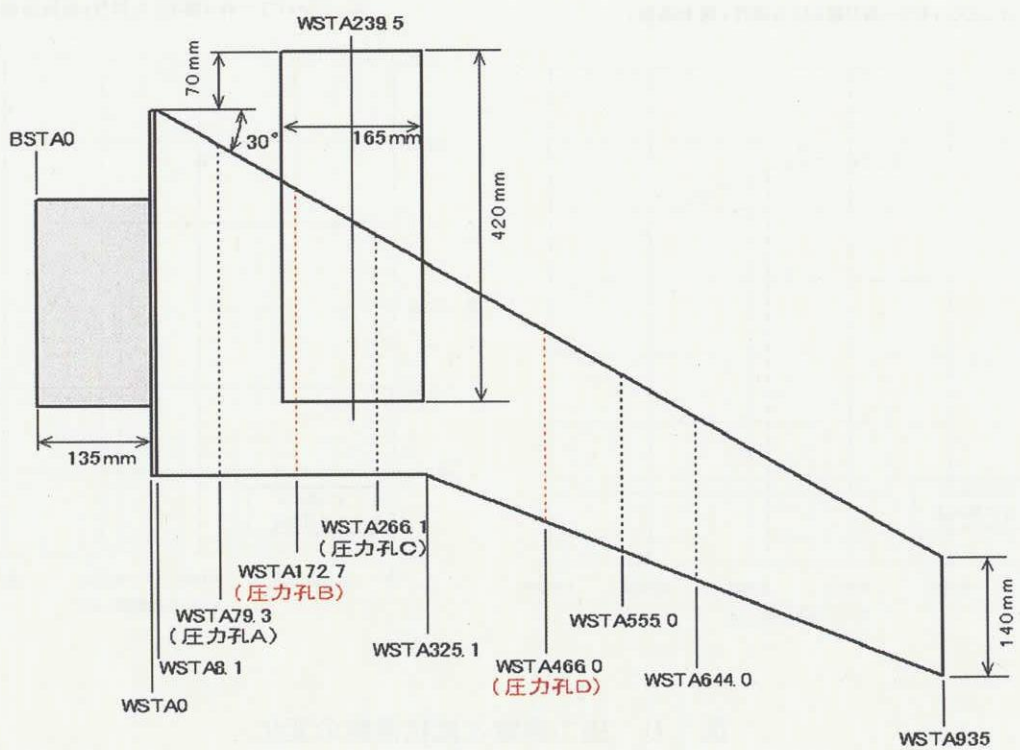


図１２　主翼圧力孔位置（Ａ～Ｄ）

This document is provided by JAXA.

NAL 1m×1m 超音速風洞気流特性試験結果(第２報)

鈴木教雄、渡辺光則（航技研）

Flow Quality Test Results of NAL 1m Supersonic Wind Tunnel(2nd Report)

Norio SUZUKI, Mitsunori WATANABE(NAL)

概　要

1999 年から行われた、NAL　1m×1m 超音速風洞の改修工事及び改修後の気流特性については 2001 年 5 月の第 66 回風洞研究会議で工事の概要及び主要なマッハ数 6 点に対するマッハ数分布計測結果が報告されている。航技研ではその後も詳細な気流特性確認作業を継続し、通風中に発生するシュリーレン窓の段差がマッハ数分布に悪影響を及ぼしていることを発見、これを修正し、現在では常用される全てのマッハ数について要求値$\Delta M_{max}<\pm 0.5\%$が達成されていることを確認した。

さらに AGARD-B 標準模型による気流偏向特性試験の結果、気流の傾きは全マッハ数範囲で要求値の±0.1° 以内であること、側壁付近で実施した総圧変動計測予備試験の結果、気流の乱れは改修前に比べ、オーバーオールの変動で約１／３に低減していることを確認した。

１．はじめに

図１に示すように 2001 年５月の報告時点で主要なマッハ数については、ノズル形状の修正を行うことで要求値を満足していることが報告されている。しかしながら、ノズル形状が各マッハ数に対して独立に決められていること、M=2.5 ではノズル形状修正が必要であったことから、少なくとも M=2.0 以上については、更に小さい刻みで分布を確認する必要があった。

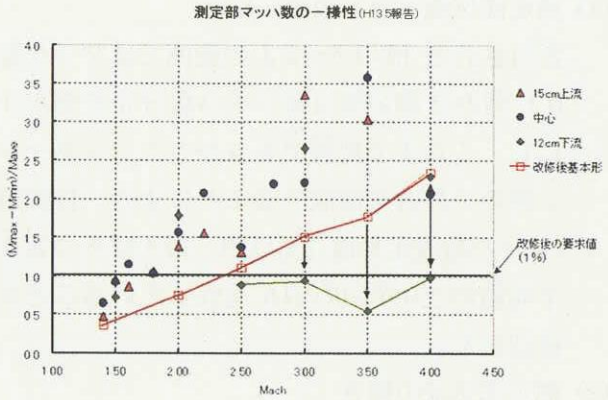


図１測定部マッハ数の一様性(2001.5 報告)

また、横方向の気流の傾きと気流の乱れについては未確認であったことから、2001 年度に何回かに分けて確認試験を進めてきた。本稿ではこれら一連の試験結果について報告する。

２．測定部マッハ数分布の詳細計測結果

マッハ数分布の２次元性は非常に良いということから、200mm 幅の 11 列櫛型ピトー管を用いて、X-Z 面内のマッハ数分布を M=1.4～2.3 の範囲でΔM=0.1 の刻みで計測を行った。

図 2 に計測に用いた 11 列櫛型ピトー管を図 3 に計測結果を示す。この結果、M>2.0 についてはノズル形状の修正が必要と分かり、これにより要求値を満たすことができた。図４に代表例として M=2.3 の改善データを示す。

問題は当然要求を満たすはずと思われた M=1.6 が大きく外れていたことである。図５に示したように、窓中心から後方 275mm のデータに明らかにノズル形状以外の要因によると思われるマッハ数分布の乱れが見られる。

This document is provided by JAXA.

この原因を究明するために、図6に示す600mm幅の櫛型ピトー管によりシュリーレン窓中心位置でY-Z面内のマッハ数分布を計測した。図7にM=1.6の計測結果を示す。左右それぞれ円弧状にマッハ数の高い部分（総圧の低い部分）があり、これがマッハ数分布を悪化させている原因であることがわかる。これはシュリーレン窓ガラスの先端付近から発生する斜め衝撃波の影響と考えると、位置、形状共に説明できるが、窓取付部の段差は5/100mm程度と小さく、しばらく要因を特定できなかった。

図8はその後レーザ変位計を用いて計測した通風中のシュリーレン窓ガラスの変位量である。この結果、通風中の窓の内外の圧力差によって、0.3mm程度内側に変位し強い衝撃波を発生させることが明らかになり、ポッティング材の材質を変えることによりこの変位を抑えることに成功した。図9はこの改修後のM=1.6、1.4のY-Z面内のマッハ数分布であり、円弧状の部分がほとんどなくなっていることがわかる。

図10は現在のNAL 1m超音速風洞の測定部マッハ数の一様性を示すデータであり、改修後の要求値$\Delta M_{max} < \pm 0.5\%$を満たしていることがわかる。

3．基準マッハ数と測定部平均マッハ数

図11は通常のデータ処理に用いる基準マッハ数（集合胴総圧と測定部壁圧から求めたマッハ数）と測定部平均マッハ数（櫛型ピトー管総圧P_{02}と測定部壁圧から求めたマッハ数の平均値）を比較したものである。

両者には±0.2%の差があるが、現在はこの差を補正せず、誤差として扱っている。測定部平均マッハ数は上下600mm、前後700mmの広い範囲の平均値であるのに対し、現実に問題になるのは模型周囲の狭い範囲の平均値であり、これを代表値とするにはまだ検討の余地があると考えるからである。

4．気流偏向特性試験結果

図12はAGARD-B標準模型の試験結果を基に推定した上下方向及び左右方向の傾きである。改修前に比べ、特に上下の偏向が大きく改善され、要求値の±0.1°以内を達成している。

左右方向については、全てのマッハ数で約0.07°の偏向が見られるが、これは模型支持装置が測定部側壁に対し約0.07°の傾きを持っていることに符合している。将来改善すべき点の一つである。

5．総圧変動特性予備試験結果

今回実施した改修の目的の一つに気流の乱れ低減があり、これを実現するために集合胴の整流部の長さが、約4m延長され7.1mとなり消音スプリッタと整流用ハニカムが追加された[1)]。

この効果を確認するために総圧変動データを取得している。図13は2001.6月に実施した予備試験の結果で測定部側壁から120mmの位置に総圧プローブを取り付け、キュライトセンサーにより計測した結果の一部である。

詳細は風洞中心位置での計測結果を踏まえ別途報告する予定であるが、オーバーオールの変動成分が改修前の約1/3に低減されており、改修が非常に効果的であったことが確認できた。

6．まとめ

1m×1m超音速風洞の改修工事後、気流特性確認試験を進め、以下の成果を得た。

(1) 測定部気流マッハ数の一様性

常用されるM=1.4～2.3の範囲ではマッハ数0.1刻みで測定部気流マッハ数分布を明らかにし、これまで把握できなかったシュリーレン窓の不具合を回収することにより、目標値（マッハ数設定精度1%以内、最大ばらつきが平均値の±0.5%以内）を達成していることを確認した。

(2) 測定部気流の傾き

AGARD-B標準模型による試験の結果、

This document is provided by JAXA.

M=1.4～3.0 の範囲では要求値±0.1° 以内を達成していることを確認した。また左右方向の傾きは主に模型支持装置のアライメント誤差であることを明らかにした。

(3) 基準マッハ数と測定部平均マッハ数
両者には 0.2%の差があることが分かった。データ処理上この差をどう扱うかは今後の課題である。

(4) 測定部の総圧変動
予備的な試験結果ではあるが、風洞改修により総圧変動が格段に小さくなっていることが確認できた。

一連の気流特性確認試験を進めるに当っては、外立政隆氏(JAST：航空宇宙振興財団)、伊藤正剛氏、西島寛典氏(IHI ｴｱﾛｽﾍﾟｰｽｴﾝｼﾞﾆｱﾘﾝｸﾞ)の各氏に多大なご協力をいただいた。関係各位に深甚なる感謝の意を表する。

参考文献

1) 浜本滋、渡辺光則、楯篤志、酒井謙二：“Improvement of the nozzle of the Supersonic Wind Tunnel”、94th Supersonic Tunnel Association International(STAI)、2000 年 9 月

2) 渡辺光則、楯篤志、浜本滋、酒井謙二、外立政隆：「１ｍ×１ｍ超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について」、NAL SP-51,第 64 回風洞研究会議論文集

3) 酒井謙二、渡辺光則、浜本滋、楯篤志：“Improvement of 1m x 1m Supersonic Wind Tunnel of National Aerospace in Japan”、96th Supersonic Tunnel Association International(STAI)、2001 年 9 月

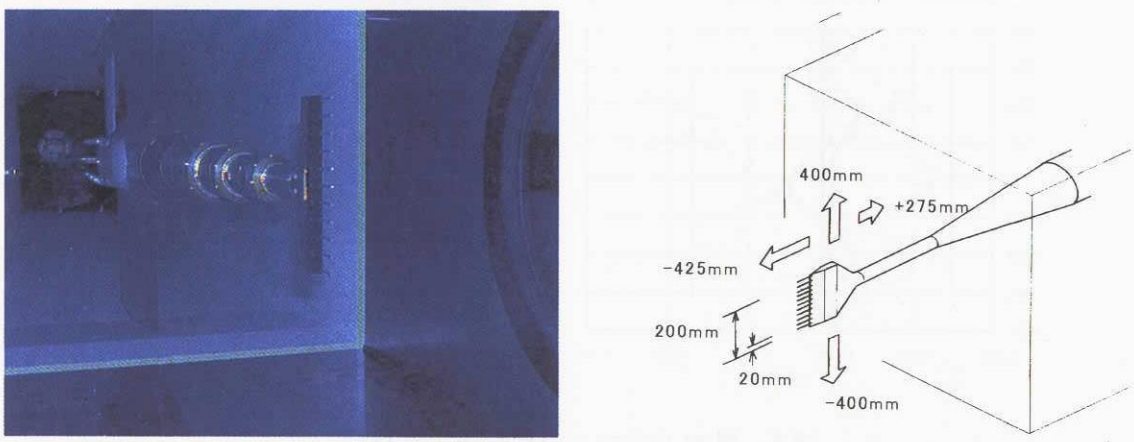


図２　11 列櫛型ピトー管概

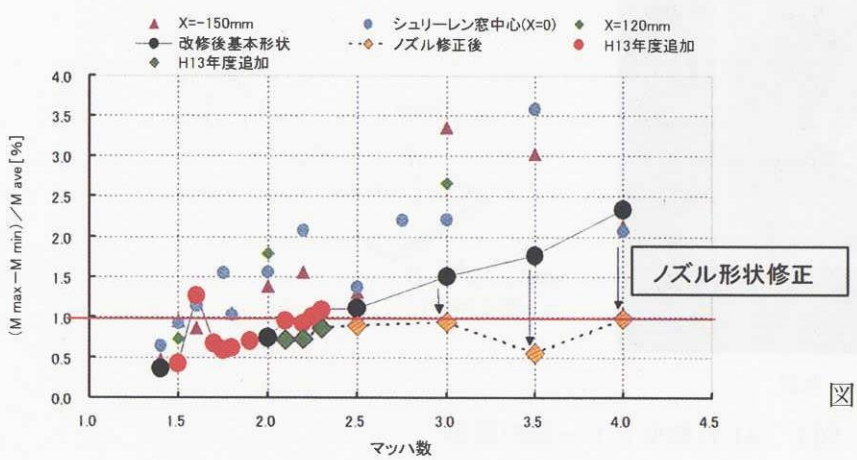


図３測定部マッハ数の一様性
(追加計測結果)

This document is provided by JAXA.

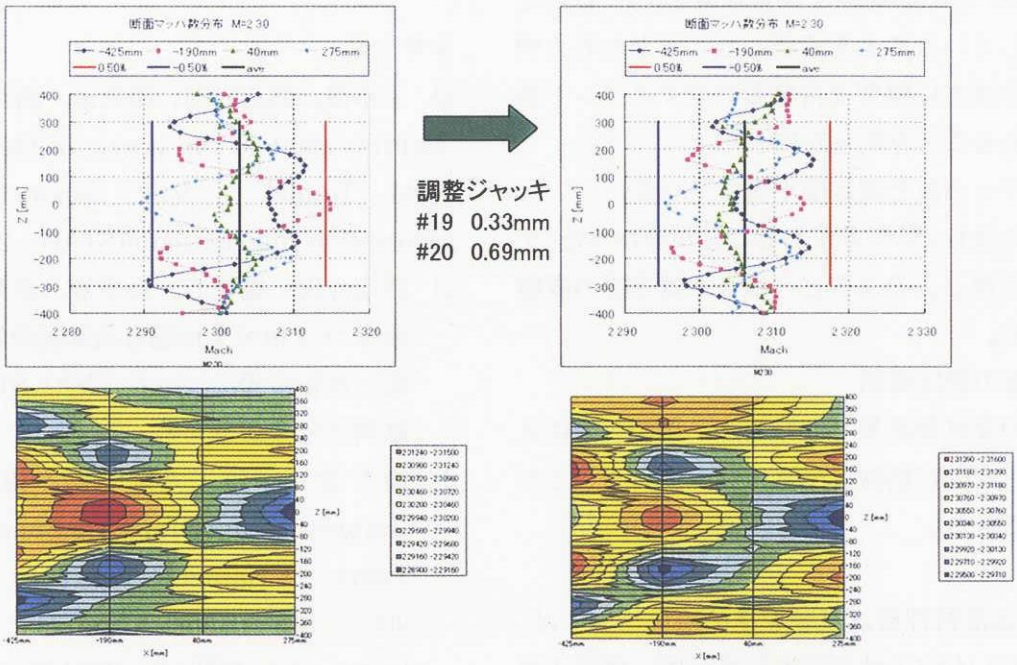


図 4 ノズル形状修正によるマッハ数分布の改善（M=2.3）

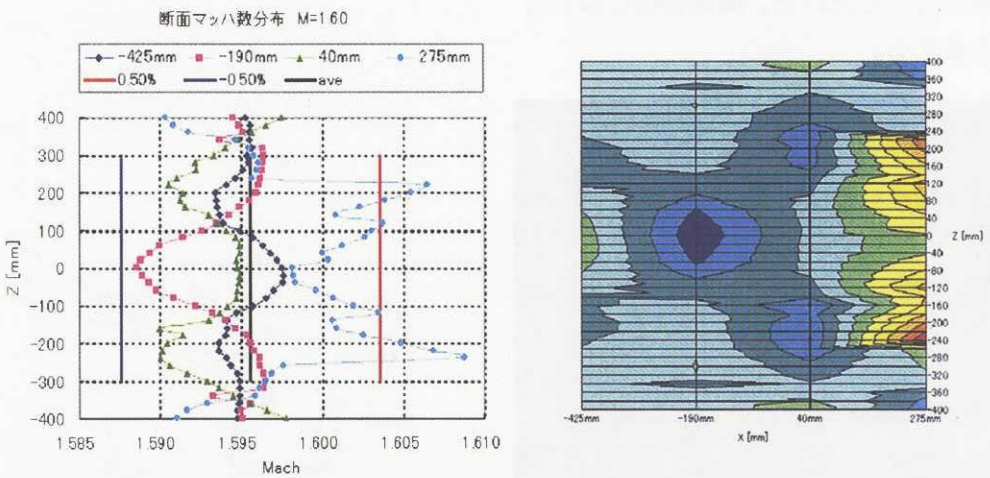


図 5 M=1.6 のマッハ数分布の不具合

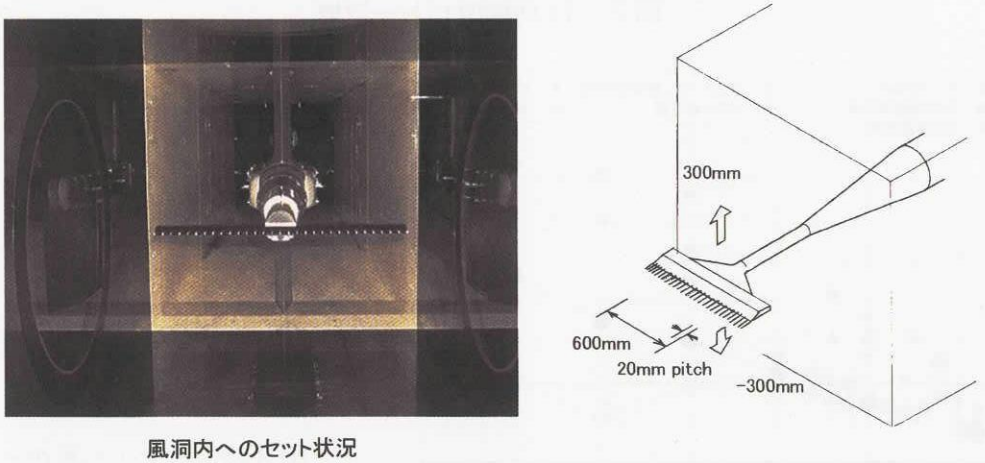


図 6 31 列櫛型ピトー管の概要

This document is provided by JAXA.

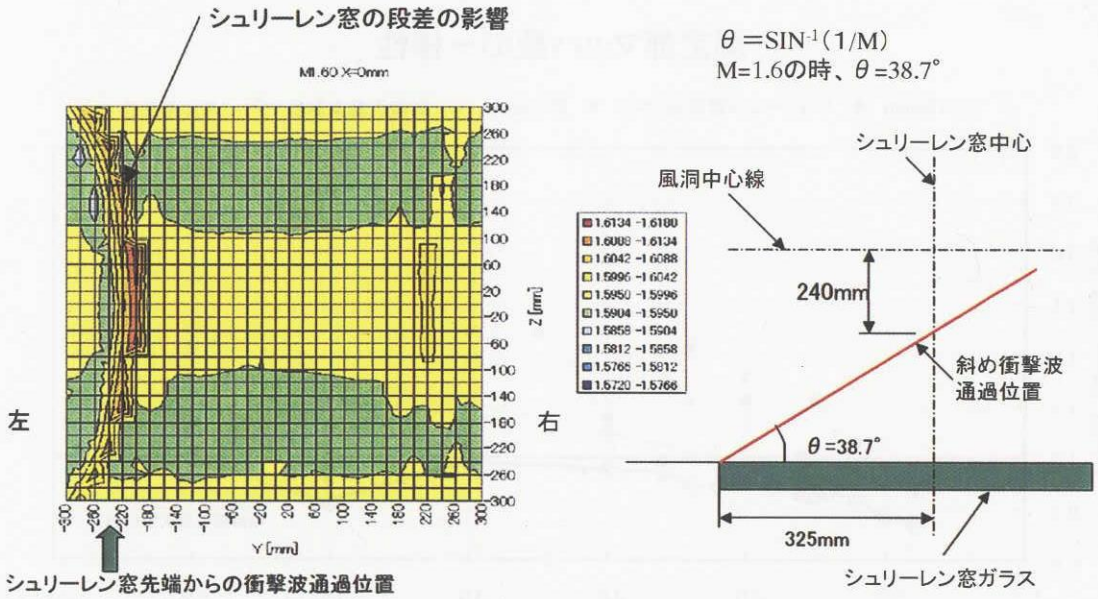


図 7　M=1.6 シュリーレン窓中心での Y-Z 断面マッハ数分布

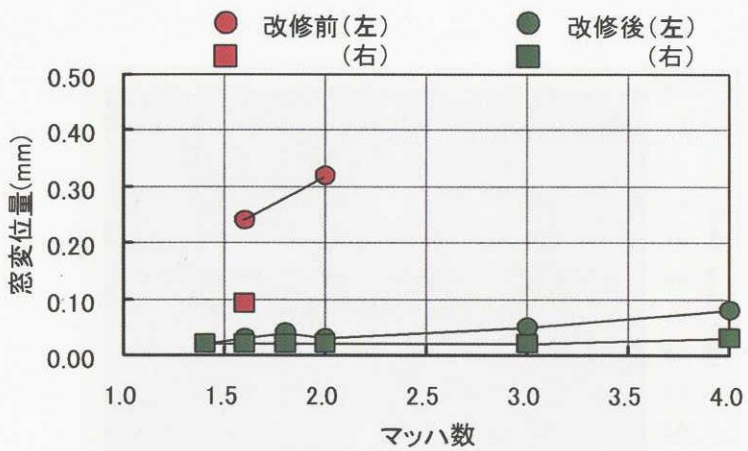


図 8　通風中のシュリーレンガラス窓の変位量

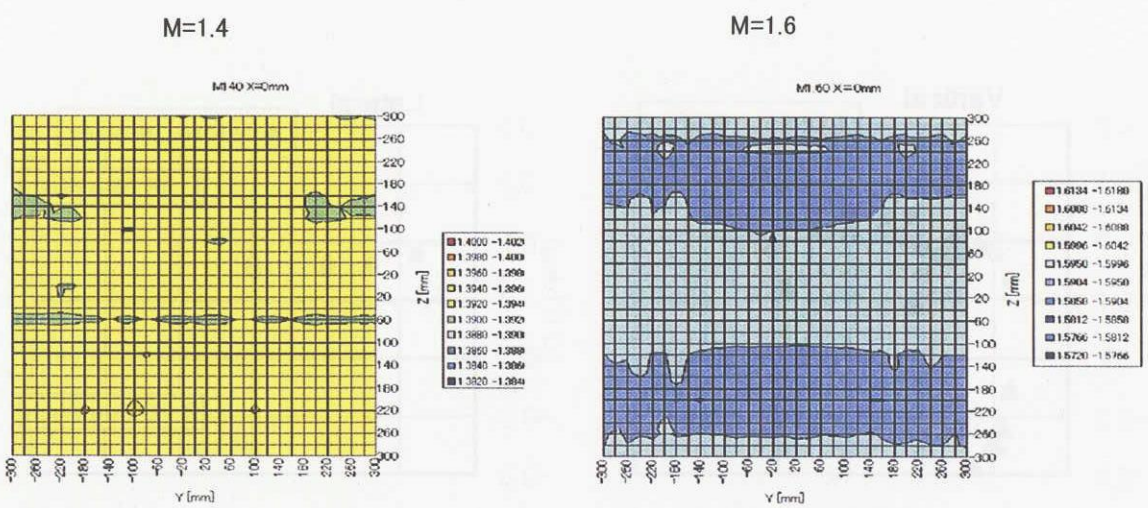


図 9　シュリーレン窓改善後の Y-Z 断面マッハ数分布

This document is provided by JAXA.

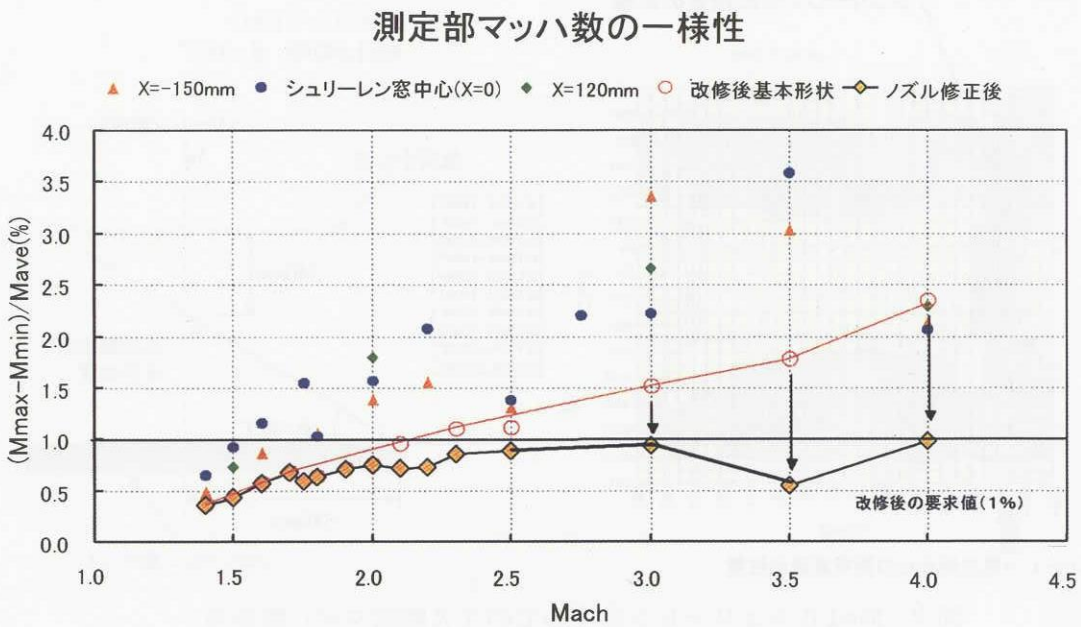


図 10 測定部マッハ数の一様性（2002 年 4 月末現在）

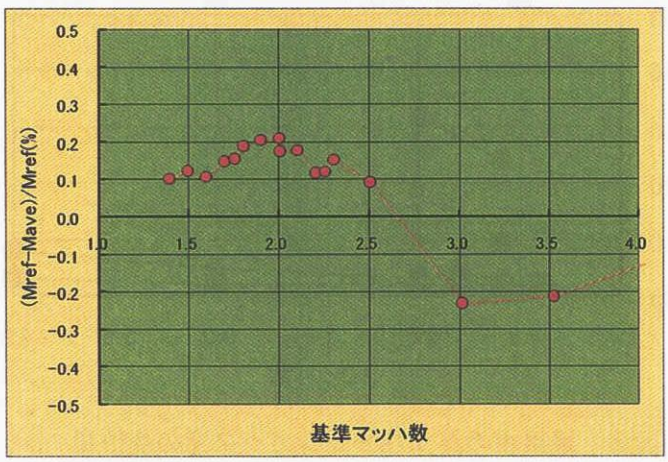


図 11 基準マッハ数と測定部平均マッハ数

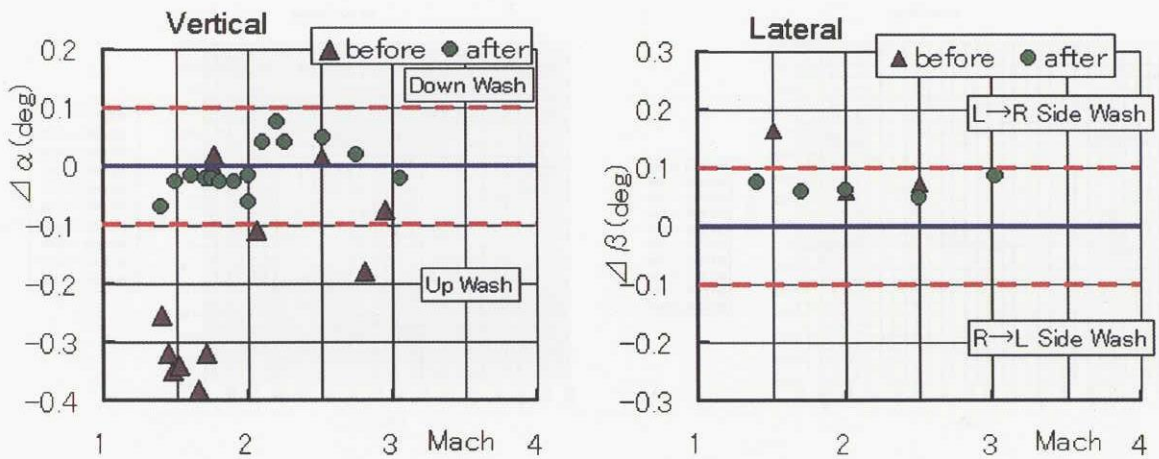


図 12 AGARD-B 模型による気流偏向特性試験結果

This document is provided by JAXA.

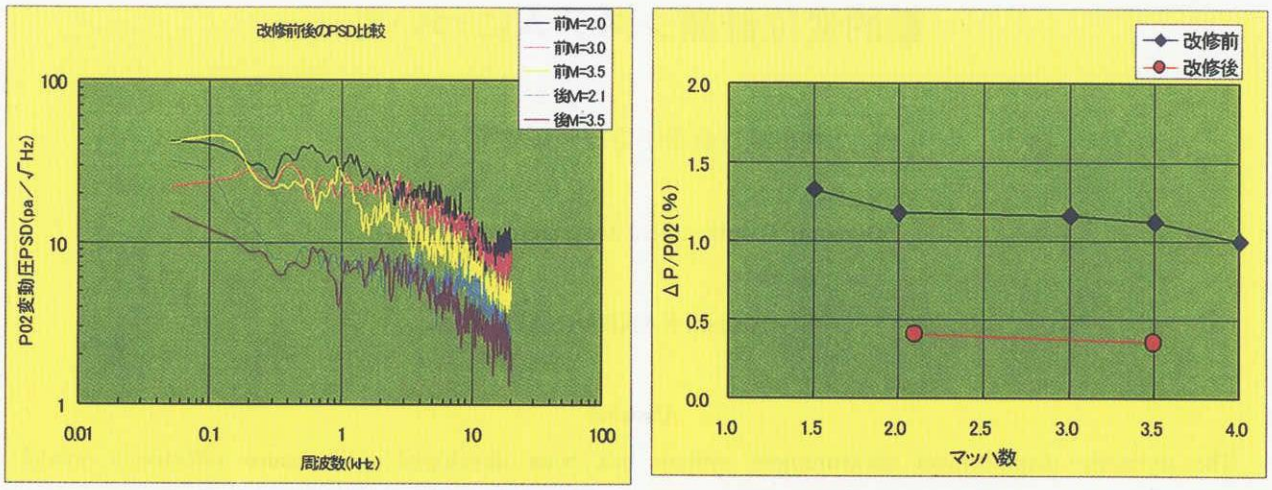


図 13　超音速風洞改修前後の総圧変動特性比較
（改修後のデータは側壁から 120mm の位置での予備試験結果）

This document is provided by JAXA.

動的変位計測システムについて

神田淳（航空宇宙技術研究所）

Dynamic Displacement Measurement System

Atsushi KANDA (NAL)

Abstract

The dynamic displacement measurement system has been developed to measure effectively modal characteristics. This system can automatically measure modal characteristics by using a robot. In the past years, modal characteristics of actual small airplanes and many models for wind tunnel tests were obtained. This paper introduces functions of this system and a few examples of modal experiments.

1. はじめに

本稿では、動的変位計測システムについて、その構成および機能を示し、実際の計測例を紹介する。

動的変位計測システムは、任意構造物の振動特性（モーダル特性）計測を行うシステムである。供試体の振動特性に影響を与えないよう非接触型レーザセンサを用い、センサの位置決め装置として3次元物体に柔軟に対応できる高精度アーム型ロボットを使用している。予め計測位置をティーチングしておくことにより自動計測を行えること、1人で効率的に高精度の計測を行えることが最大の特徴である。オリジナルのシステムは1990年に開発された[1]が、老朽化対策のため、健全であったロボットを除いて、コンピュータ・計測機器・計測用ソフトウエアのリプレースを1999年に行った[2]。2002年には機能および操作性の向上を目的として、ソフトウエアの改修を行い[3]、現在に至っている。これまでHOPE-X[例えば4]やSST、H-II A補助エンジントラスの各種風試模型をはじめとし、FA-200[5]、ALFLEX[6]のような小型実機の振動計測も行ってきた。

2. システム

システムは既存の製品から構成されているため、汎用性が高い。自動計測はセンサ移動・加振・計測の同期を取ることで行う。ここでは、その構成と自動計測機能について示す。

2.1 構成

図1にシステムの構成、図2にシステム風景を示す。動的変位計測センサに非接触型のレーザ振動速度計BK3544、センサの位置決め装置としてアーム型教示再生用ロボットPanaRobo ABB IRB3200を用いる。ロボットに関するマニュアル操作は制御装置から行う。計測・加振信号の処理にフロントエンドHP-VXI（出力4ch、入力16ch）、コンピュータはHP-KAYAK XW（MS-Windows NT）、振動計測・解析ソフトとしてMTS I-DEASを用いる。センサについてはレーザ振動速度計に限ったものではなく、10kgまでであればロボットの先端に取り付けが可能である。例えばレーザ変位計Selcom 2203が用意されおり、用途により使い分けが可能である。加振についてもインパクトハンマや動電型シェーカ等、任意のものを使用可能であり、計測に際し大きな自由度を有する。

This document is provided by JAXA.

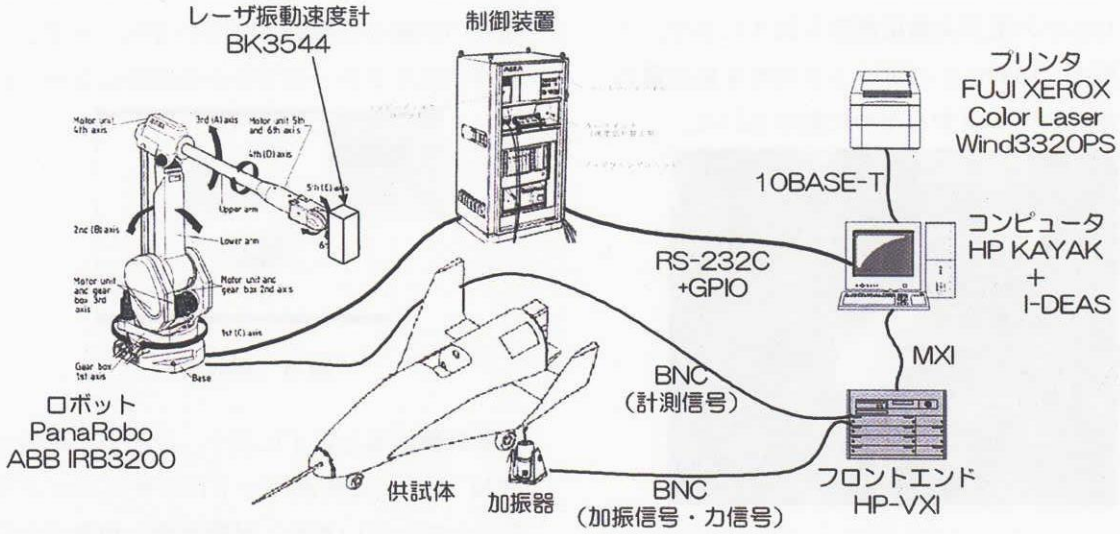


図 1　システム

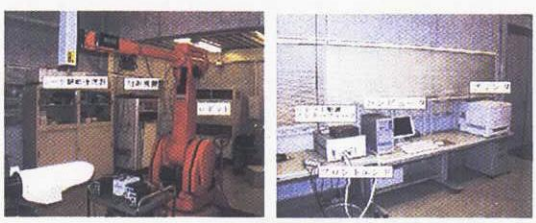


図 2　システム風景

2.2　自動計測

全ての計測点の位置（つまりは計測センサの位置）をロボットに予め教示（ティーチング）し、加振・計測、ロボット移動の同期をとることで自動計測が可能となる。供試体の計測点位置にレーザ計測用の反射マーカシールを予め貼付し、制御装置のジョイスティックによりロボットを操作してティーチングを行う。これを全ての計測点に対して行うことでティーチングが完了する。ロボットは6軸を有しておりセンサを任意位置に移動できるため、3 次元的な計測が可能である。併せて I-DEAS でさまざまな計測条件の設定を行った後、同期プログラムを起動させることで自動的に加振・計測のタイミングをとりながら動的変位計測を行うことができる。自動計測中の人による操作は皆無である。

通常、振動試験を行うときに、1回の計測で済むことは希であり、精度の高い計測を行うには同じ供試体に対し加振のレベルや振動数帯域、センサ感度等の諸条件を変化させるなど複数回の計測を必要とすることが多い。計測点位置の変更が無ければ、ティーチングの作業は最初の1回で済むため、効率的に自動計測を行うことが可能である。

計測中は現在の加振・計測点の位置・方向がベクトルで画面上に表示される他、計測データもリアルタイムでチェックでき、データの品質を確認しながら計測やり直しや一時停止も簡単に行うことができる。計測終了後、計測データの品質が悪い場合にそれらの点のみを再計測することもGUIで簡単に可能である。

同期プログラムを使わない場合には、自動計測の効率性は享受できないものの、一般的な動的変位計測ももちろん可能であり、汎用性のあるシステムとなっている。

3.　計測例

有翼宇宙往還機 HOPE-X の風試模型および自動着陸実験機 ALFLEX について、動的変位計測システムを用いての振動計測[4),6)]を紹介する。これらの供試体は非平面翼を有する。また、ALFLEX は実際にオーストラリアで飛行実験を行った実機である。

This document is provided by JAXA.

3.1 風試模型の振動計測

HOPE-X の風洞実験用模型を図 3 に示す。この模型は、HOPE-X のフラッタ特性を航技研の遷音速風洞で実験するために製作された。



図 3 HOPE-X 風試模型

試験方法は動電型シェーカによる左翼の1点加振で、0～500Hz帯域の50%バーストランダム加振、アベレージングは20回であった。主翼片側25点（加振点位置も計測、図4参照）、チップフィン片側16点の全82点を計測した。計測時間はほぼ振動数帯域やアベレージング回数などの加振条件で決まり、80分強であった。

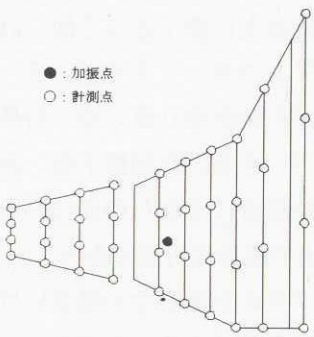


図 4 計測点

計測試験中の表示を図 5 に示す。このように、現在の計測点位置およびその方向、ロボットの動作状況などが一目で分かる設計になっている。

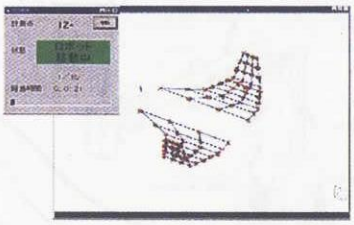


図 5 画面表示

振動試験結果を表 1 に示す。ここで、解析用の FEM モデルは高次モードにのチューニングを行なっていないため、試験結果と相違が生じているが、低次モードの固有振動数については良く一致している。また表には示していないが、モード形状も良く一致している。なお試験方法・結果の詳細については、参考文献 4 を参照されたい。

3.2 ALFLEX の振動計測

自動着陸実験機 ALFLEX の振動試験風景を図 6 に示す。



図 6 ALFLEX

表 1 HOPE-X 風試模型の振動試験結果

	1	2	3	4	5	6	7
試験モード形							
試験振動数[Hz]	40	66	85	98	99	209	211
解析振動数[Hz]	40	69	87	107	108	246	247

This document is provided by JAXA.

加振は動電型シェーカで行い、加振点数は 2 点で主翼上のチップフィン翼根前縁部付近（計測点 21 および 65 の翼下面）に左右対称に配置した。計測点は 137 点（チップフィン翼左右それぞれ 16 点、主翼左右それぞれ 28 点、胴体 39 点、ピトー部 10 点）で、翼面・胴体面についてはできるだけ局所的な振動が出にくい桁上に設定した。計測点を図 7 に示す。加振信号は 0～160Hz 帯域の 80%バーストランダム信号でサンプリングは 400Hz で行った。アベレージングは 30 回である。

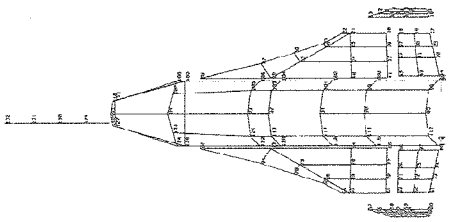


図 7　計測点

試験の結果、実機レベルの大きさでも本システムを用いて計測が可能であることがわかった。振動試験結果の一部を対称モードについて表 2 に示す。なお試験方法・結果の詳細については、参考文献 6 を参照されたい。

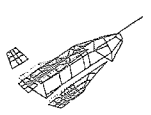
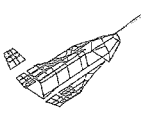
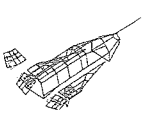
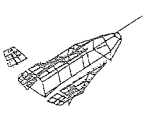
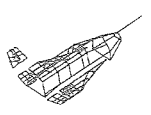
4.　おわりに

動的変位計測システムについて紹介した。過去 2 回に渡りシステムの更新を行なってきたが、今後も更なる機能および操作性の向上を目指して、随時改良を行なっていく予定である。また、外部への設備貸付けを行なっており、振動試験の受託にも対応している。

参考文献

1) 外﨑得雄、上田哲彦; 動的変位計測装置と振動予備実験、航空宇宙技術研究所資料 TM-683(1995)
2) 神田淳、外﨑得雄; 動的変位計測システムの更新、航空宇宙技術研究所資料 TM-748(2000)
3) 神田淳； 動的変位計測システム制御機能の改良、航空宇宙技術研究所資料 TM-763(2002)
4) 神田淳、上田哲彦； 有翼宇宙往還機打上げ形態におけるロール弾性のフラッタ特性への影響、航空宇宙技術研究所報告 TR-1380(1999)
5) 外﨑得雄、上田哲彦; 経年航空機の全機地上振動試験、航空宇宙技術研究所資料 TM-732(1998)
6) 神田淳、外﨑得雄、上田哲彦; ALFLEX 全機振動特性確認試験、航空宇宙技術研究所報告 TR-1370(1998)

表 2　ALFLEX の振動試験結果

モード1	モード2	モード3	モード4	モード5
				
5.9 Hz	15.6 Hz	21.3 Hz	31.0 Hz	43.0 Hz

This document is provided by JAXA.

誘導プラズマ加熱風洞の整備

流体科学研究センター　　伊藤　健、松崎貴至、石田清道、水野雅仁

概要

再使用型宇宙輸送システムにおける大気圏突入時に必要な機体の熱防護系の試験、特に触媒性の評価には、気流に汚れの無い加熱風洞が必要とされる。このため、平成１３年度から「誘導プラズマ加熱風洞」の整備に着手した。本報告ではその風洞の概要や整備の計画などについて述べる。

1．背景

再使用型宇宙輸送システムにおける大気圏突入時に必要な機体の熱防護系の試験を行うために、高エンタルピ流を発生させ、試験を行うことが必要である。従来、このような試験では、アーク加熱風洞が使用されてきたが、特に、熱防護材料表面での触媒性の評価等には、アーク放電に用いる電極の溶融による電極物質の気流への混入がデータ取得に悪影響を与える恐れがあるため、よりクリーンなプラズマ気流を実現できる風洞が要求されている。このため、気流に不純物が混入しない加熱手法として高周波電磁誘導による方式が注目されている。この手法を用いた誘導プラズマ加熱風洞を整備することで、より精度の高い触媒反応評価データを取得することが可能となる。

2．高周波誘導加熱方式

本加熱方式は、図１のように、高周波発生装置から高周波出力をプラズマトーチのコイルに流すことで、トーチ内に誘起された高周波誘導電界により電子を振動させ、その電流によって生じるジュール加熱で気流を高温プラズマ化するものである。

これまで、高周波誘導加熱方式を採用した加熱風洞に関して、主としてソ連／ロシアで技術が蓄積されてきた。ソ連崩壊後、その技術がヨーロッパへ移転され、フランス、ドイツ、ベルギーで設備が整備、運用されている。特に触媒性の試験については、その有用性が注目されている。

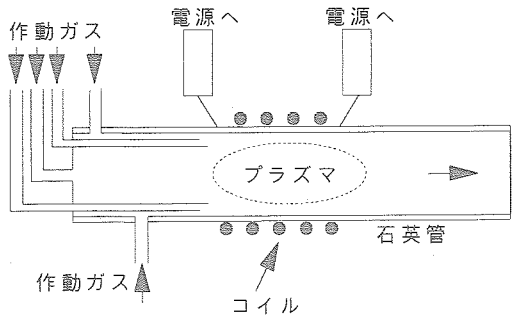


図１　高周波誘導加熱器の概念図

今回の風洞整備にあたり、誘導加熱技術の確立のために数値解析を試みている。現在解析コードを作成中であるが、図２に示すような軸対称形状での計算結果が得られている。左側の矢印位置からガスが供給され、コイル周辺で加熱された高温流が下流へ流れてゆく様子が示されている。定量的な精度を得るには困難も予想されるが、設計パラメータを決めるための感度解析として、例えば、供給ガスの流し方や出力の変化による高温部の範囲や位置などの変化を調べることにより、解析結果をトーチ設計に反映できると期待される。

This document is provided by JAXA.

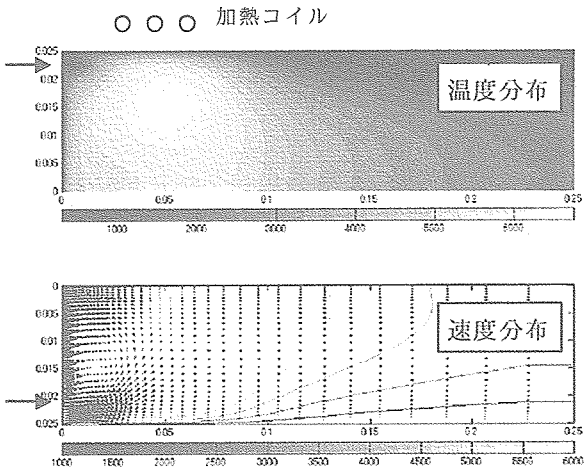


図２　プラズマトーチ数値解析例

3．誘導プラズマ加熱風洞整備計画

計画中の風洞は、最大 110kW のパワーを最大流量 6g/s の供給ガスへ入力して加熱し、供試体へ 1～3MW/m^2 程度の加熱率を与えることを目標としている。このため、まず、誘導加熱方式による高エンタルピ流の生成技術を確立するため、当初２年間では図３に示すように、既存のアーク加熱風洞の加熱器を高周波誘導加熱器に交換した形での誘導プラズマ加熱風洞の構築を計画している。

誘導プラズマ発生装置（図４）は、商用周波数(50Hz)の３相 AC200V 電源(約 170kVA)を受電し、アノード最大入力 110kW 以上、発振周波数約 1.5～3MHz の高周波を、アノード入力が±3%以内の変動幅で発生させる。本装置は、直流高圧電源部（配線遮断器、電圧調整器、変圧器、整流器、フィルタ）及び高周波発振部（３極真空管、発振回路）から構成される。プラズマトーチでは、高周波発生装置からの高周波出力をワークコイルに受け、高周波誘導加熱により、トーチ内に高温プラズマを発生させる。プラズマとしては、空気および窒素プラズマを発生させることを目標としている。プラズマトーチ本体は、内径約φ75mm 以上で、二重石英管による水冷方式または一重石英管による空冷方式とする。

なお、以上の整備計画（上期整備）による誘導プラズマ加熱技術確立の後、引き続き下期整備計画として、本誘導プラズマ加熱風洞用の測定室、冷却装置、計測装置等を整備し、アーク加熱風洞と併置した試験設備として完成させることを予定している。本全体計画の完成により、高エンタルピ流試験に関して、試験内容や必要な出力、計測項目などの目的に応じて設備を使い分け、効率的な試験実施が可能となることが期待される。

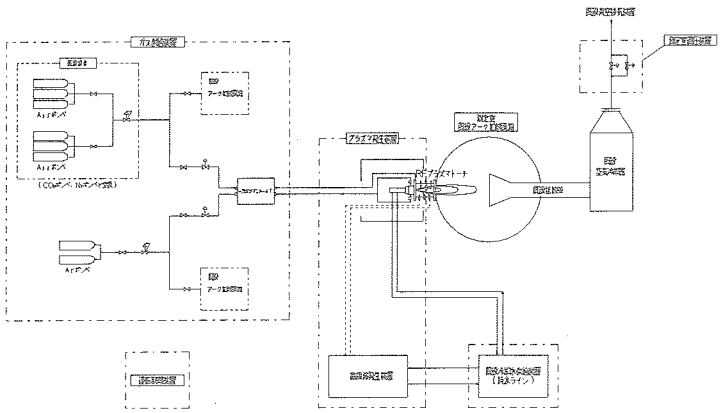


図３　誘導プラズマ加熱風洞の系統図

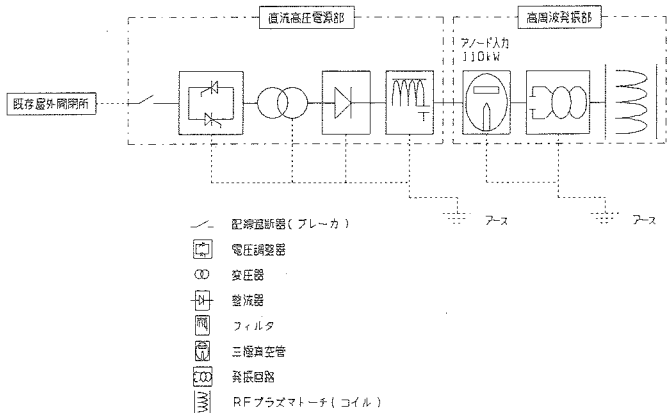
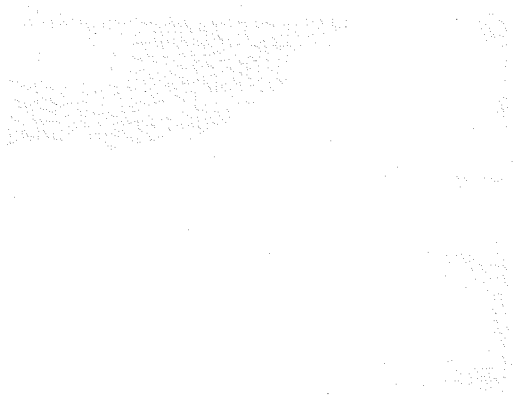


図４　プラズマ発生装置の構成図

4．まとめ

以上のように、高エンタルピ流中における実在気体効果、特に触媒性研究のための先進的な試験設備である誘導プラズマ加熱風洞の上期整備の平成１４年度末完成を目指し、数値解析および設計を行い、製作を進めてゆく。

This document is provided by JAXA.



This document is provided by JAXA.

宇宙航空研究開発機構特別資料　JAXA－SP－03－005

発　行　日　　2004年3月25日
編集・発行　　独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182－8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL　0422－40－3000（代表）
印　刷　所　　株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町 2－4－1
世界貿易センタービル 14 F

©2004　JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。
※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

＜本資料に関するお問い合わせ先＞
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

This document is provided by JAXA.

JAXA

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency



This document is provided by JAXA.