

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、TP

S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

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°C、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(株)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。その他、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

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 7 N 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和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°C、80,300rpm で 560°C 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艀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

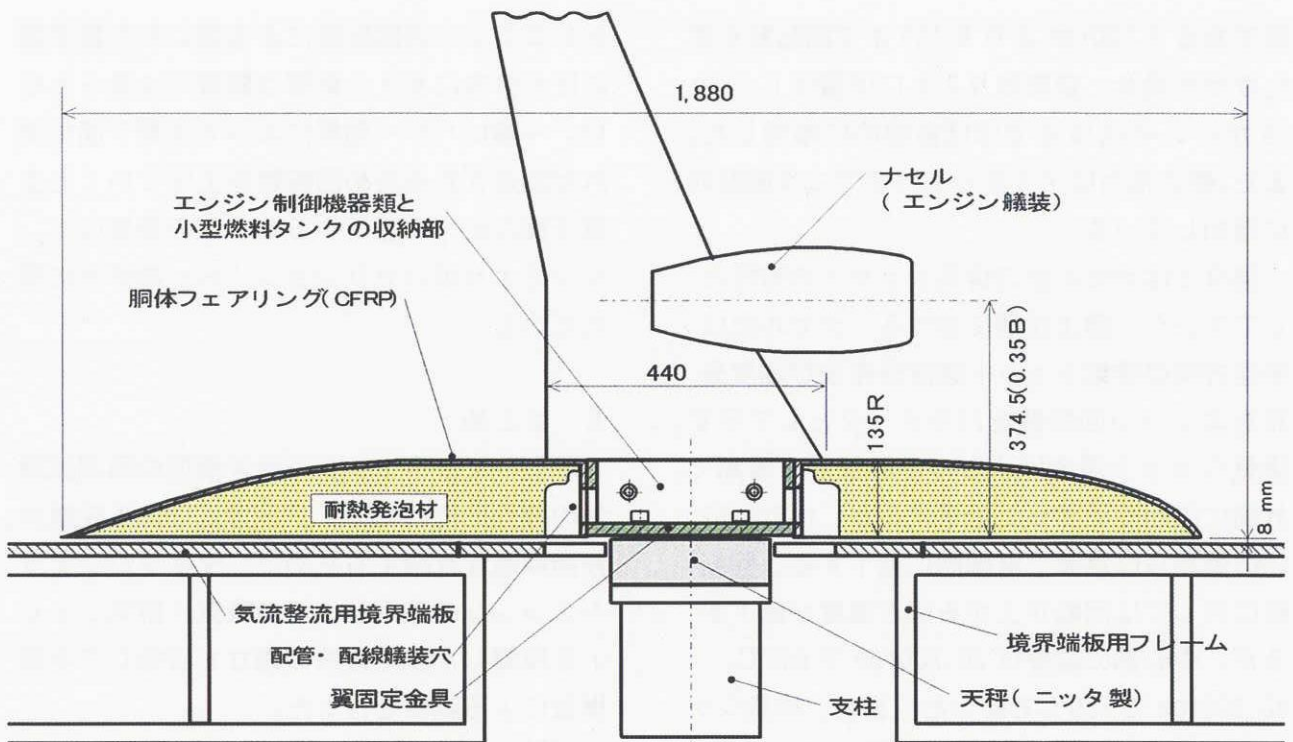


図1-1 模型三面図(X-Y断面)

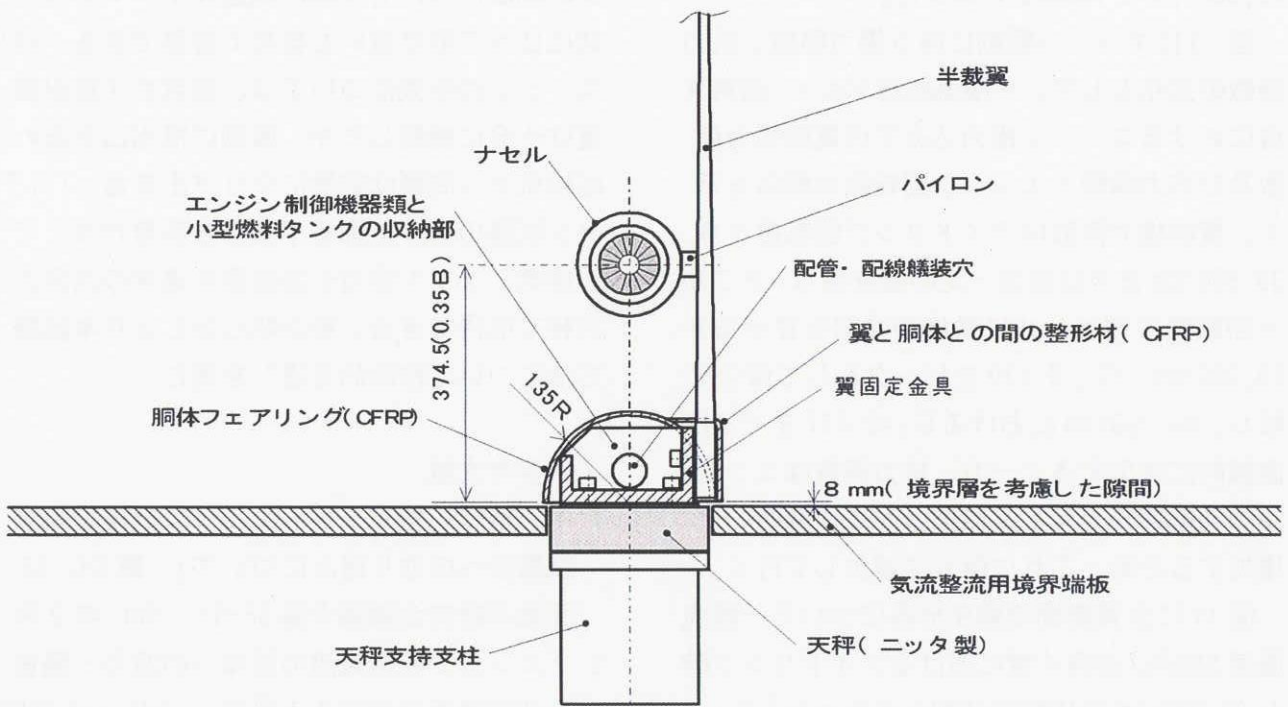


図1-2 模型三面図(Y-Z断面)

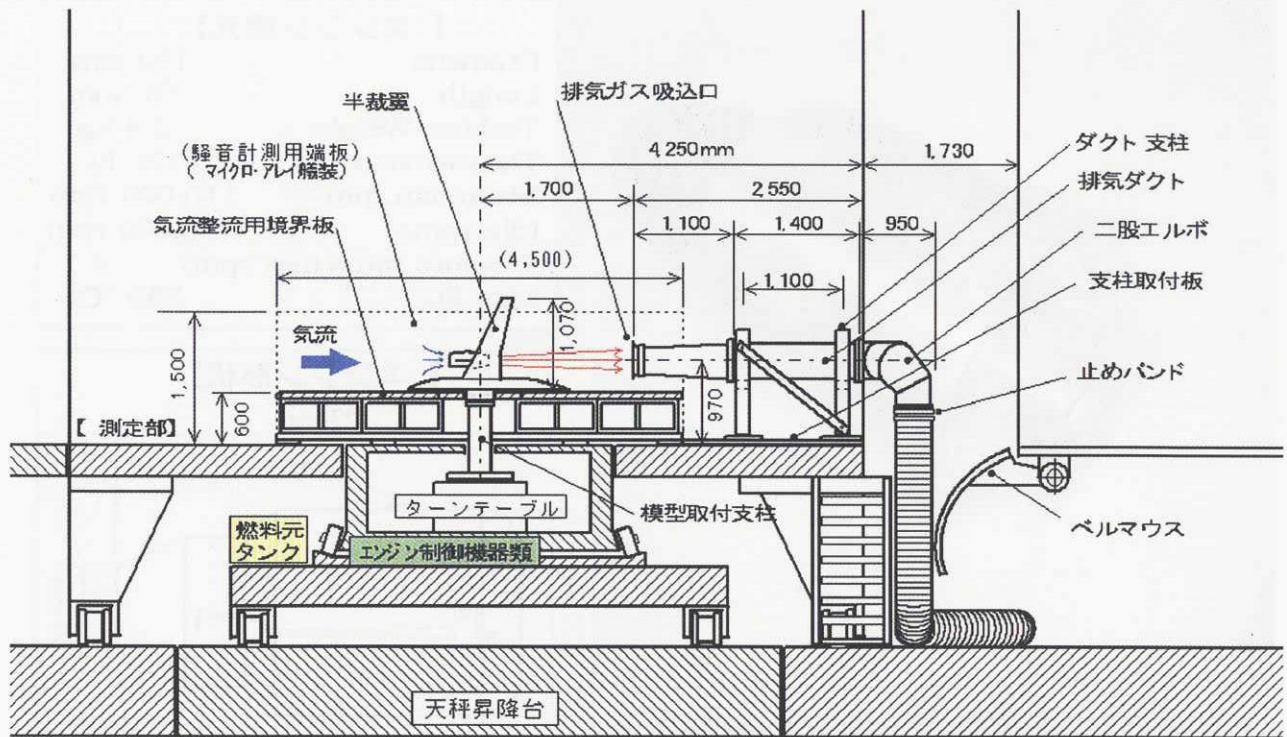


図2 マイクロジェットエンジン付半裁模型風試装置概要図

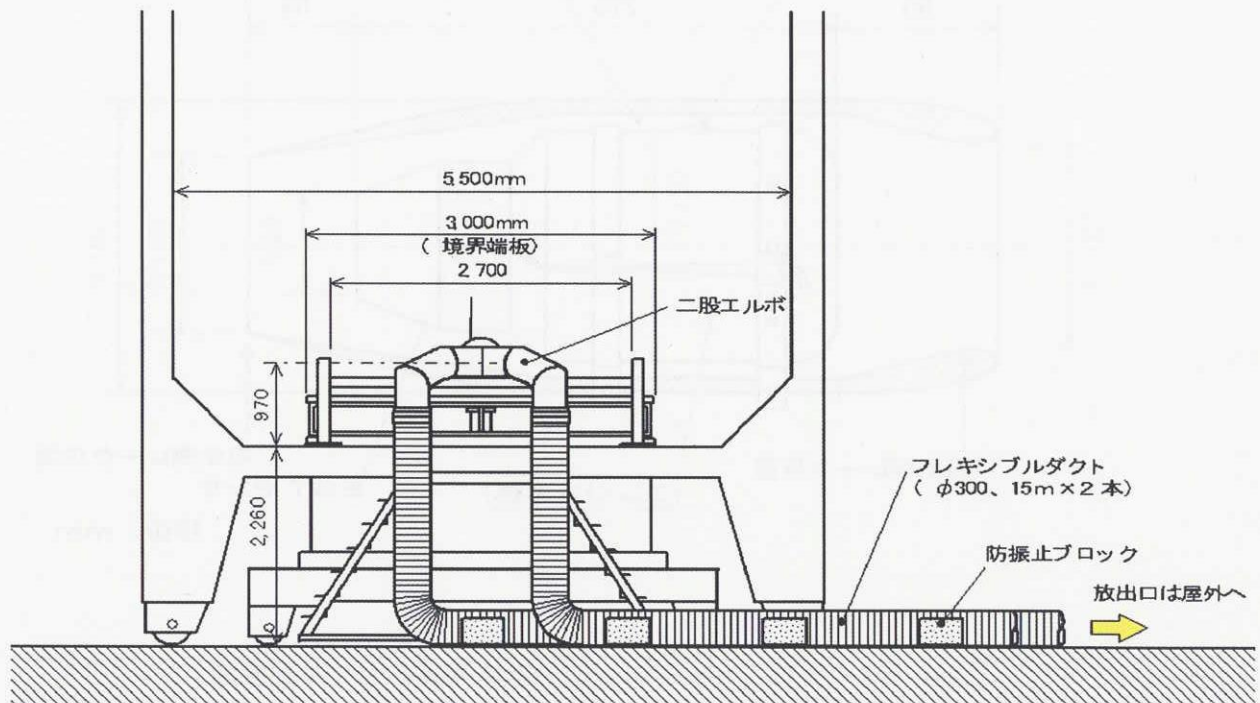


図3 排気ジェットガス放出装置のダクト設置図(下流側より)

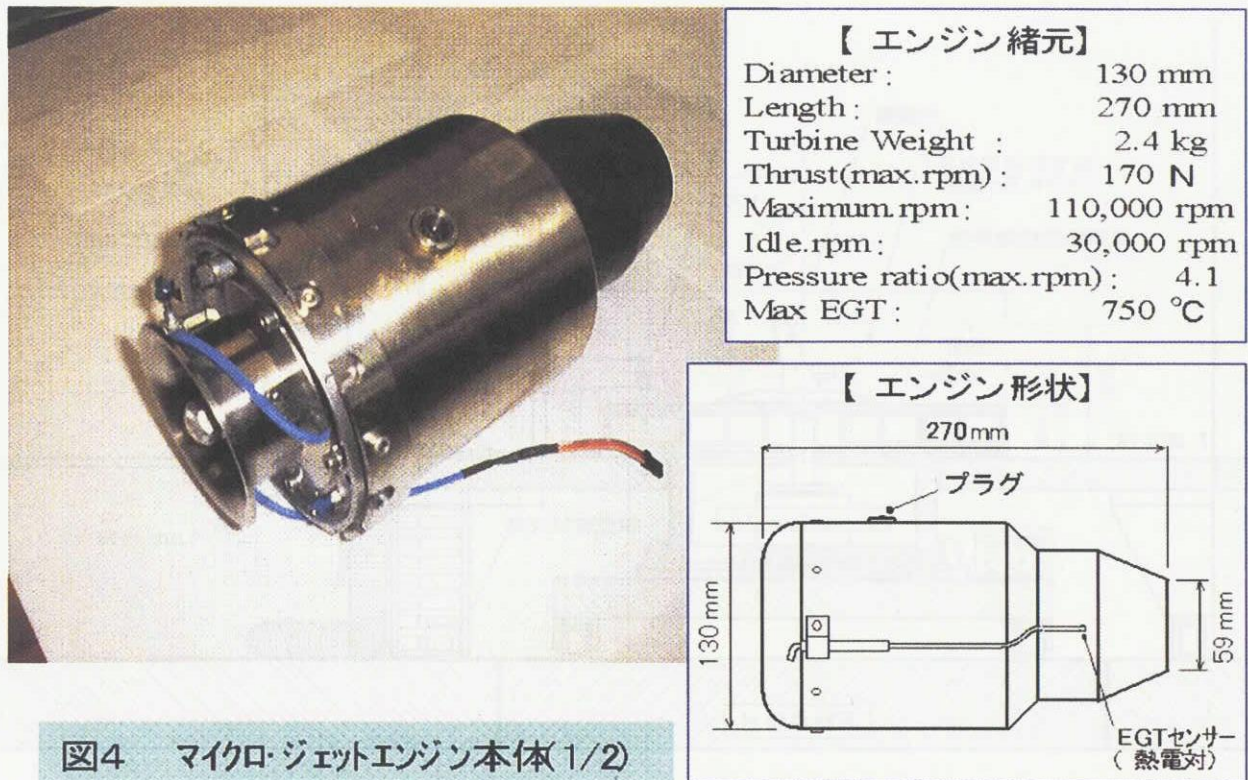


図4 マイクロ・ジェットエンジン本体(1/2)

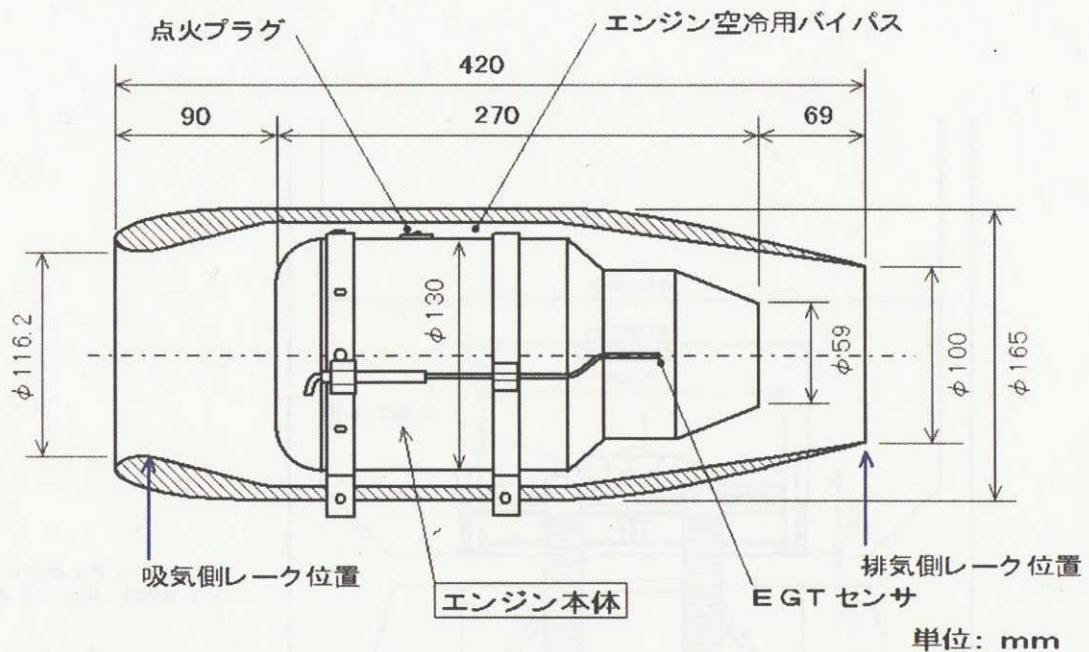


図4 マイクロジェットエンジン本体写真とナセル配置図

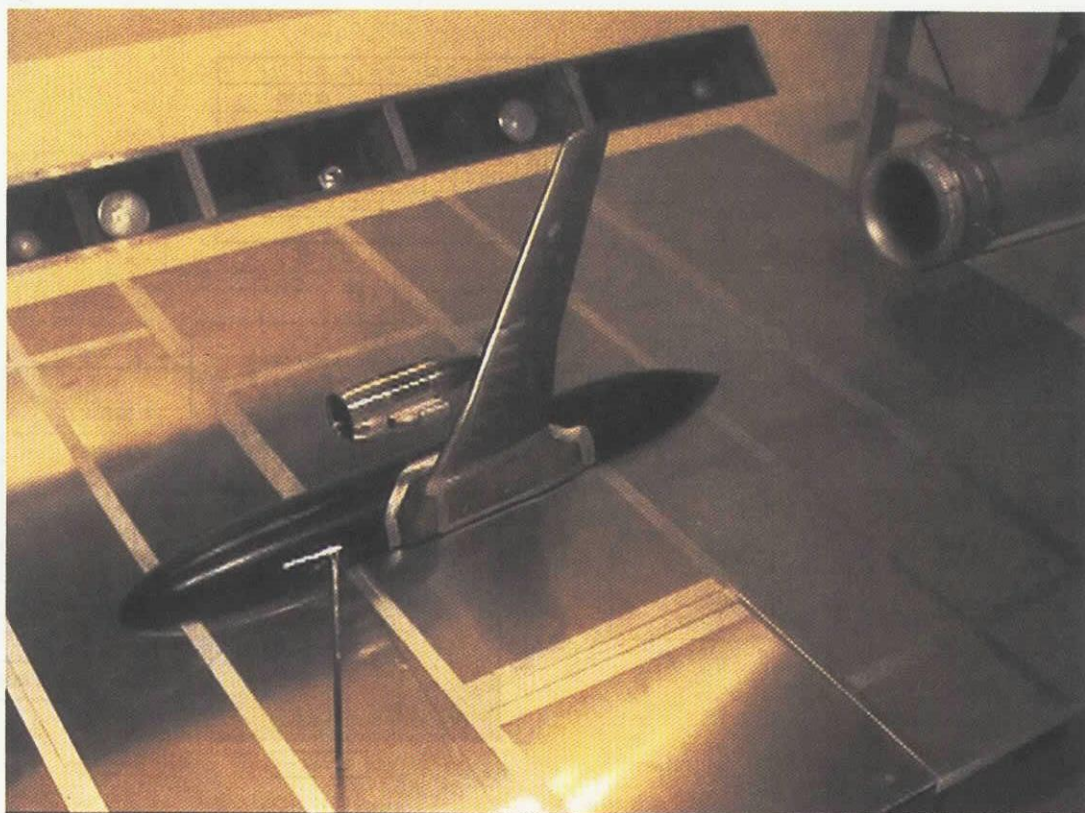


図5 模型セット写真

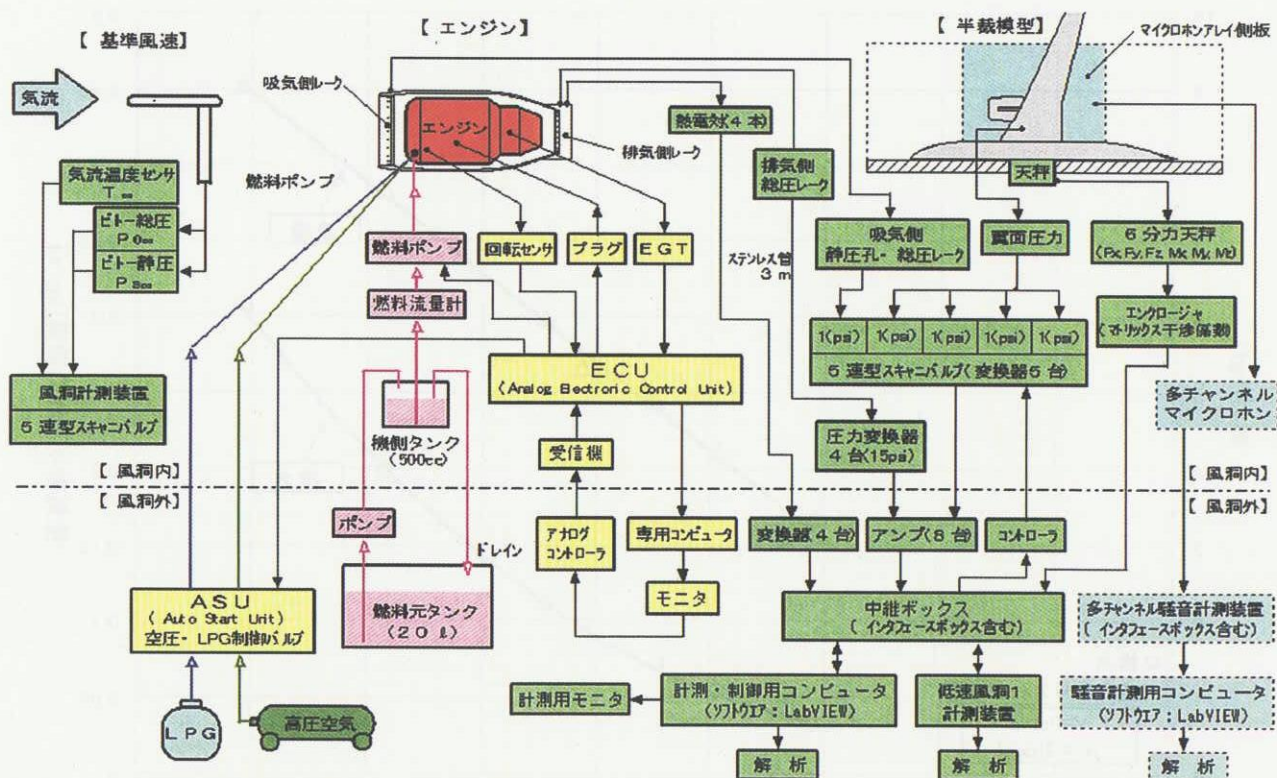


図6 計測・制御ブロック図

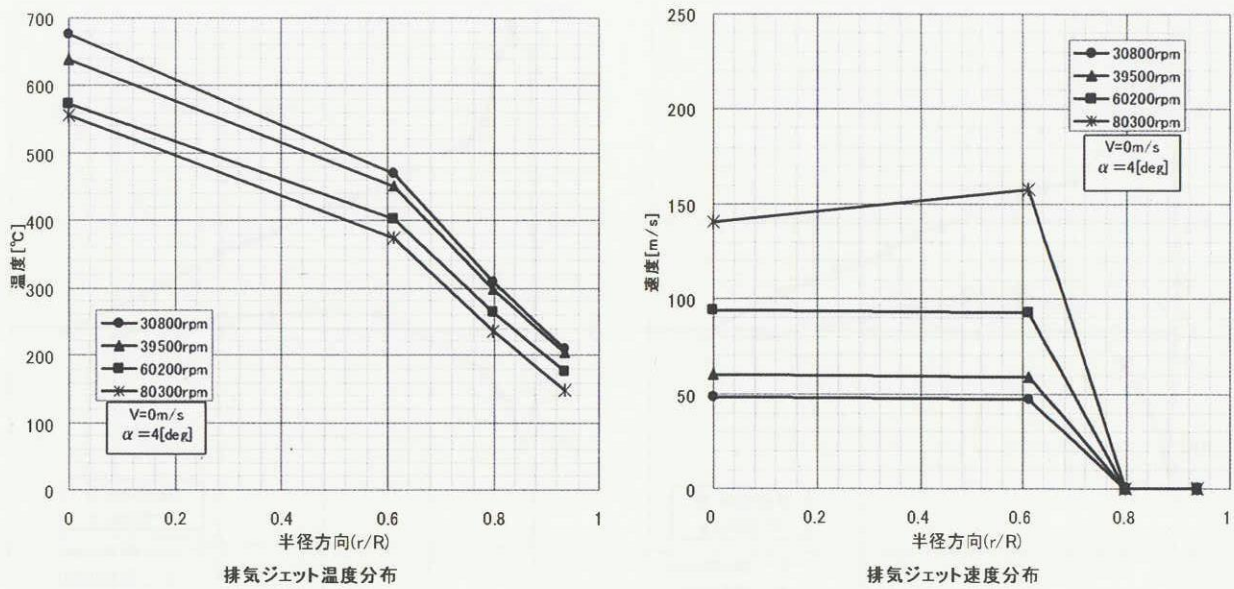


図9 ナセル出口排気ジェット特性

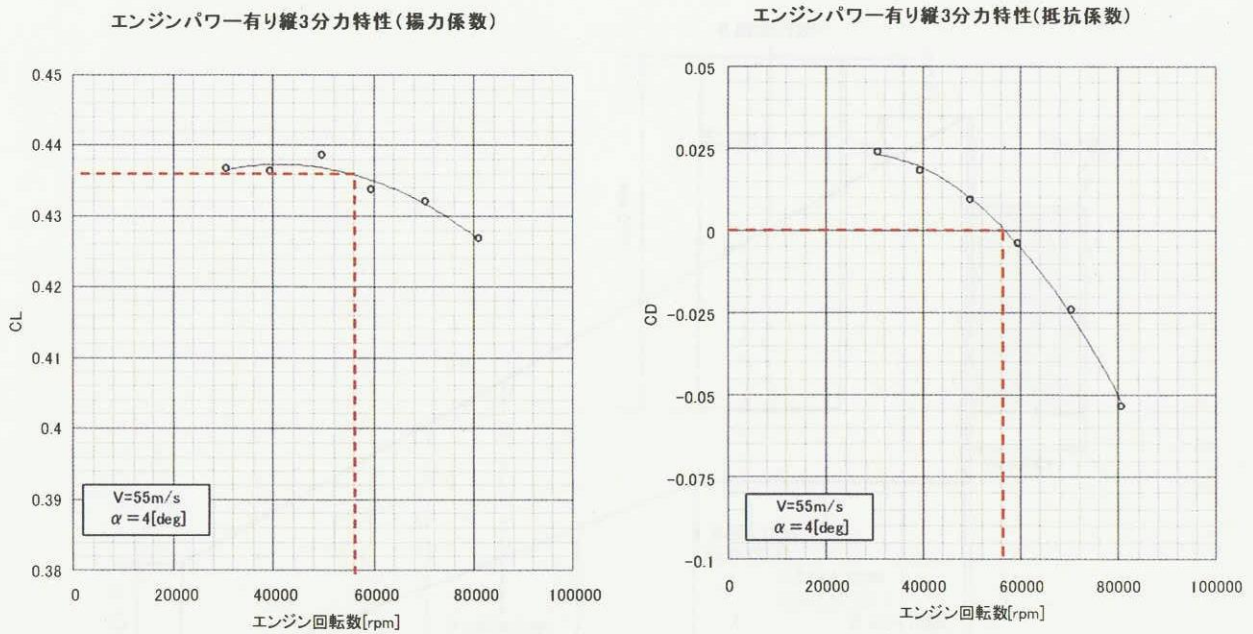


図10 揚力係数と抵抗係数の変化

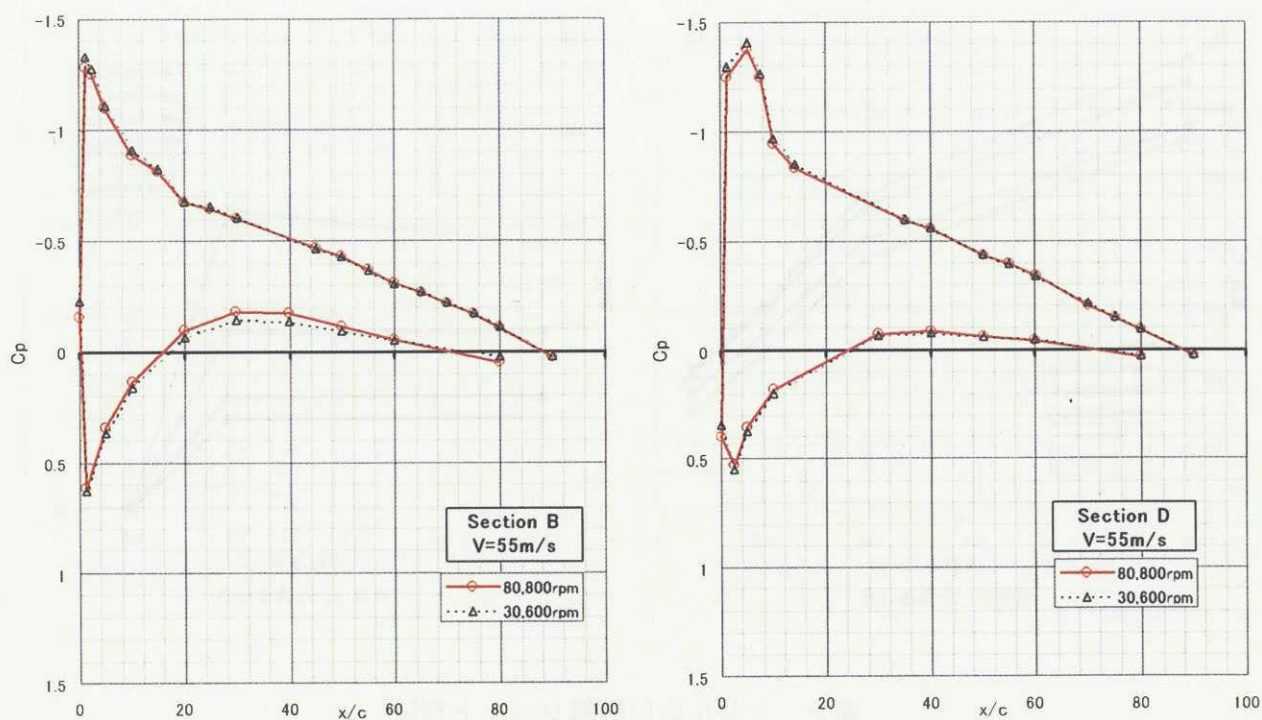
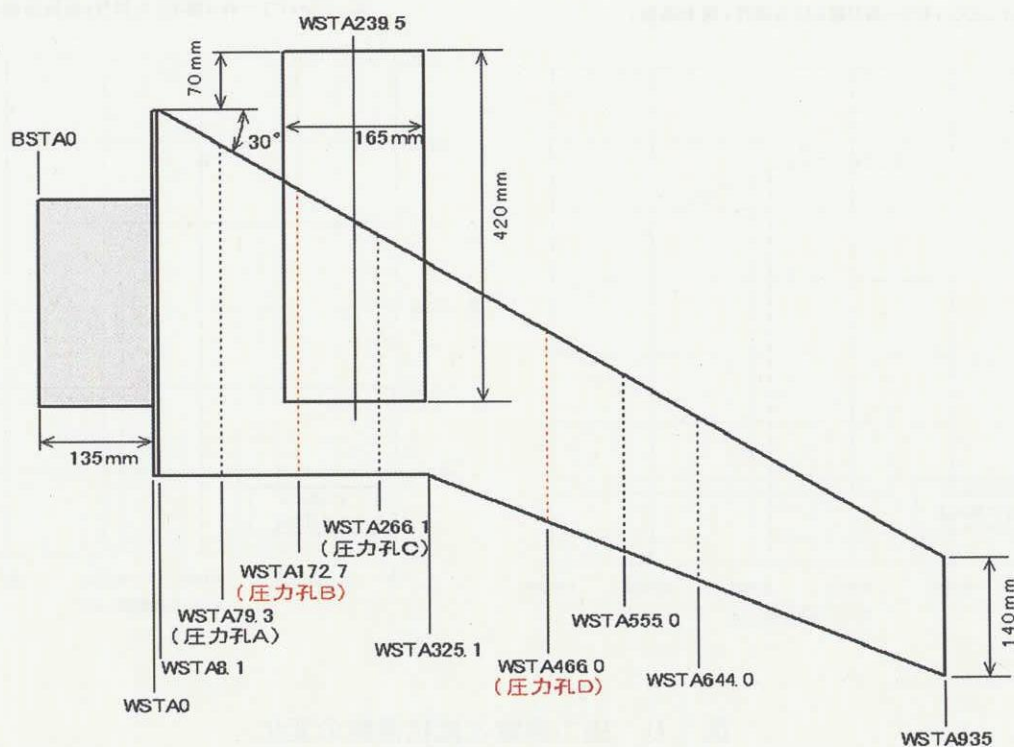
図 1 1 主翼表面静圧分布 ($\alpha = 4^\circ$)

図 1 2 主翼圧力孔位置 (A~D)