

# ジェット実験機インテークの超音速風洞試験

渡辺 安, 村上 哲, 藤原 仁志 (航技研)

## Supersonic Wind Tunnel Test of Air-Intake for the Jet-Powered Experimental Airplane

Y. Watanabe, A. Murakami, H. Fujiwara

National Aerospace Laboratory

### ABSTRACT

Supersonic wind tunnel test of the air intake for the jet-powered experimental airplane was conducted associated with the NAL SST project. In order to estimate the supercritical and subcritical operation margin, the short compact mass flow meter with high accuracy is required in the wind tunnel test. Such a compact mass flow meter was designed and applied to the wind tunnel test. However, the result of wind tunnel test indicate that there is some problems associated with the calibration of the mass flow meter to achieve high accuracy.

*Key Words:* Experimental airplane, Air-intake, Mass flowmeter

### 1. はじめに

航空宇宙技術研究所では、CFD空力設計技術を中心とした次世代超音速機の重要技術の獲得を目指して、次世代超音速機技術の研究開発を進めている。その中で、ジェットエンジンを搭載する小型超音速実験機(ジェット実験機)の推進系の重要要素である空気取り入れ口(インテーク)の超音速風洞試験を行った。インテーク形式は二次元外部圧縮型可変インテーク<sup>(1),(2)</sup>である。図1は典型的な外部圧縮型インテークの性能として圧力回復率とエンジン流量との関係を示す。風洞試験の目的はこのようなインテーク性能を取得することにある。特に、超臨界作動域ではディストーション増大によるエンジン運用の限界を、亜臨界作動域ではバズなどの不安定な流れが生じる限界を把握し、インテークの最適な作動点にエンジン作動線が交わるようにインテークを設計するためのデータを取得することが極めて重要な目的となる。また、図に示す亜臨界作動マージンや超臨界作動マージンを増大させるためにはインテーク超音速部の衝撃波パターンや境界層抽気などを工夫すればよいが、その結果としてスピ

レージ抵抗や抽気抵抗が増大する場合が多く、抵抗軽減の観点から、作動マージンを大きくとれないのが現状であり、インテークの流量特性を取得するには高い計測精度が要求される。例えば、図に示すように流量計測の結果、実際の流量よりも過小に流量が評価された場合、結果として亜臨界作動マージンを過大評価することになり、インテークの設計に深刻な悪影響をおよぼす。しかしながら流量計測に関しては、一般的な流量計で計測精度を保证するためには流れの均一性が要求

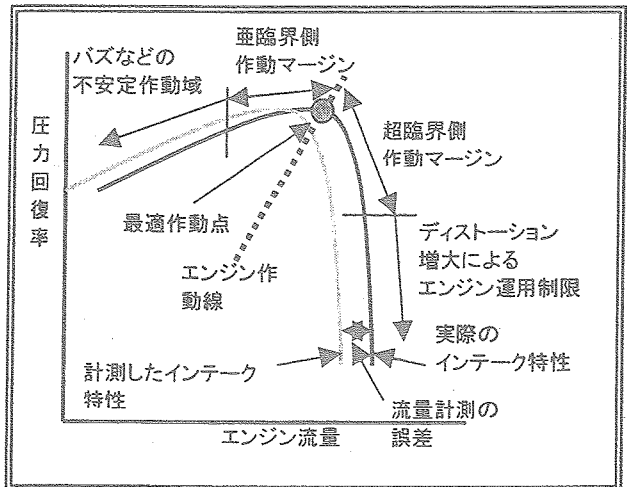


Fig.1 外部圧縮型インテークの性能

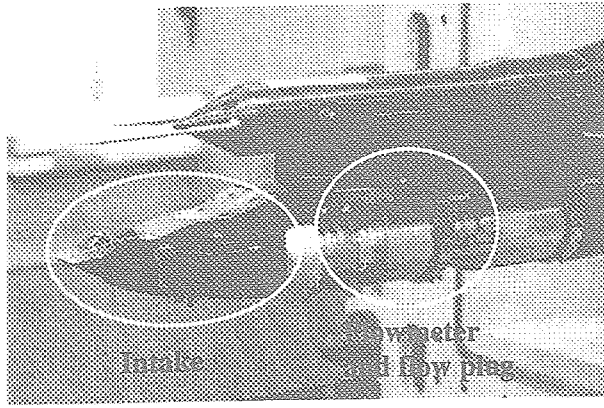


Fig.2 模型の搭載状況

されるため流量計自身が非常に長くなり、風洞試験のような限られた空間内で一般的な流量計を適用するのは困難である。このような理由から、インテーク試験に際してはコンパクトで精度の良い流量計測手法が求められる。

本稿ではインテークの流量計測手法に関して、コンパクトな流量計をインテーク試験に適用し、従来までの流量計測手法と比較を行った結果明らかとなった流量計測手法の問題点等についてインテーク試験の概要とともに報告する。

## 2.超音速風洞試験

図2は航技研超音速風洞へ搭載したインテーク模型の写真を示す。インテーク模型はスティング下方に取り付けられ、模型下流側には流量調整装置が設置されている。図3は流量調整装置の概要図を

示す。インテーク模型の下流に設置される流量調整装置は十字に配置された4本の全圧レーク、流量計およびフロープラグにより構成されている。全圧レークはステップングモータにより基準位置から $\pm 90^\circ$ の範囲で回転可能であり、高い空間分解能で全圧分布を計測することができるが、位置設定に要する時間が長いため、試験時の計測点が制限されるという欠点を有する。流量計は差圧型で、上流下流の直管部を短くするために整流効果が高いと考えられる縮流部形状を採用した。フロープラグは頂角 $60^\circ$ の円錐形状でステップングモータにより位置決めを行い、インテークに流入する流量を調整することができる。図4は模型と制御・計測系の配置図を示す。試験時の計測項目はインテーク内静圧、出口全圧分布、流量計測用の静圧および全温である。試験では予めインテークが超臨界作動状態となるよう位置設定されたフロープラグを通風中に押し込み、一回の通風で超臨界から亜臨界作動状態までのインテーク性能を8点取得した。全圧レークは各フロープラグ位置で $45^\circ$ 回転し、これにより中心角 $45^\circ$ 刻みで全圧分布を計測した。

図5は取得したインテーク性能として圧力回復線図の一例を示す。図の縦軸は全圧レークで計測した全圧分布より求めた全圧の面積平均値と主流全圧との比である圧力回復率を表している。横軸はインテークに流入した流量を表しており、その流量は全圧レークで計測した全圧分布から算出した全圧の

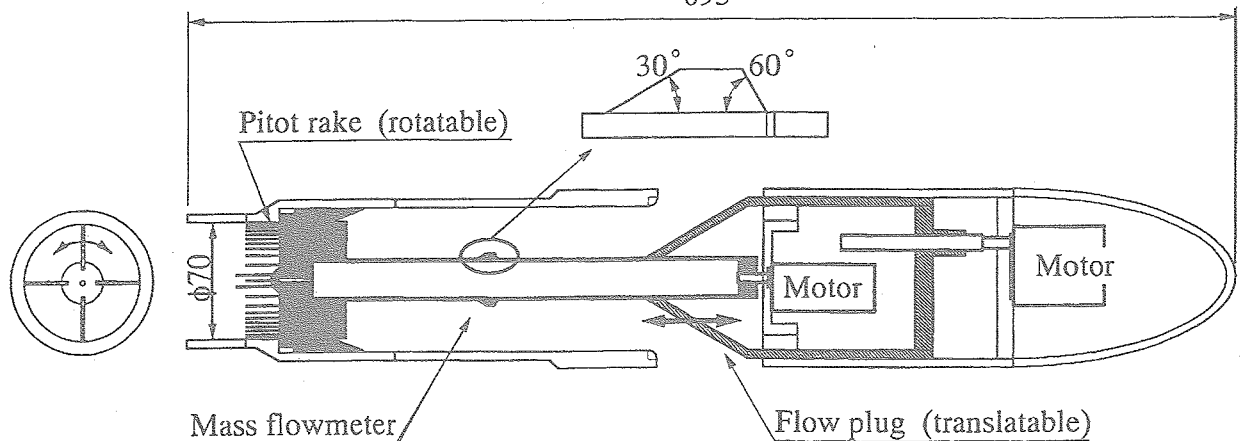


Fig.3 流量調整装置の概要

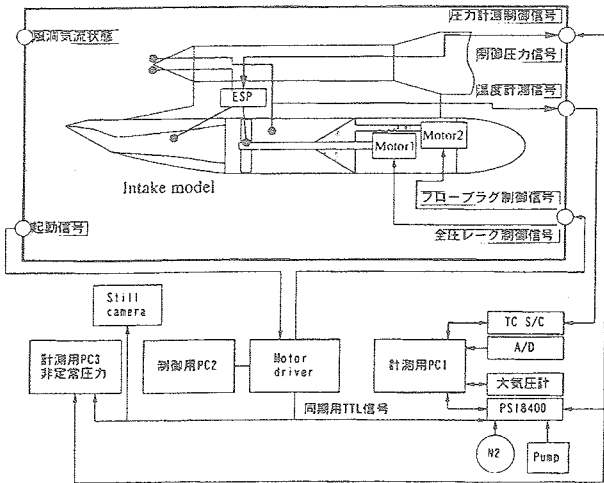


Fig.4 計測制御系の配置図

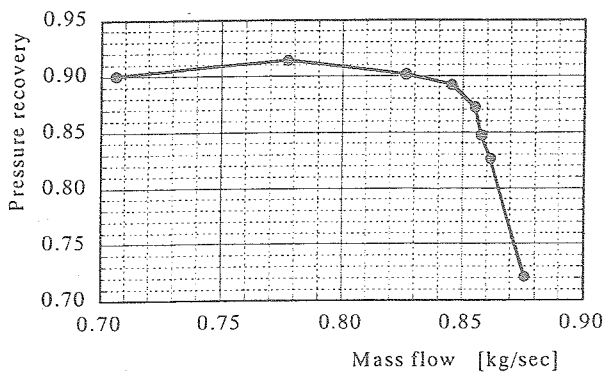


Fig.5 流量-圧力回復線図

面積平均値とフロープラグの開口面積から、フロープラグで流れがチョークする条件で求めたものである。この流量の算出方法では全圧レークからフロープラグにかけての圧力損失を見込んでいないため、流量を過大評価しているものと考えられる。これより試験したインテークの流量は約0.7~0.9kg/sec の範

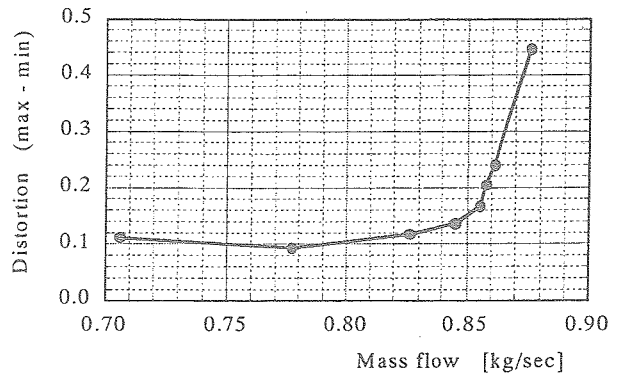


Fig.6 流量-空間ディストーション線図

囲であることがわかる。図6は全圧分布の不均一性を表す空間ディストーションと流量との関係を示す。空間ディストーションは全圧分布において全圧の最大値と最小値との差を全圧の面積平均値で無次元化した値である。これよりインテークで発生するディストーションはフロープラグの初期位置である超臨界状態を除けば、0.25以下の範囲にあることがわかる。

### 3. 流量計校正試験

図7は風洞試験に用いた流量調整装置の流量計を校正するための試験装置の概要を示す。校正試験は航技研の超音速伝熱風洞を用いて行った。超音速伝熱風洞は最大約1kg/sec の流量を流すことができる連続式の風洞であり、流量校正用の流量計には風洞に既設の渦式流量計を用いた。校正試験の際に、インテークで発生するディストーションを模擬するために、全圧レーク上流に図に示すような

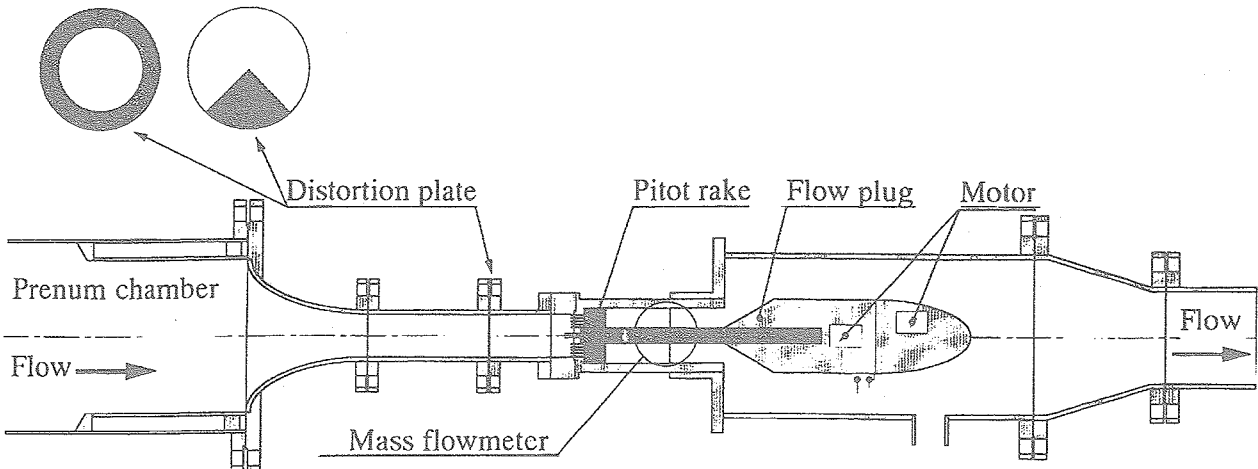


Fig.7 流量校正試験装置

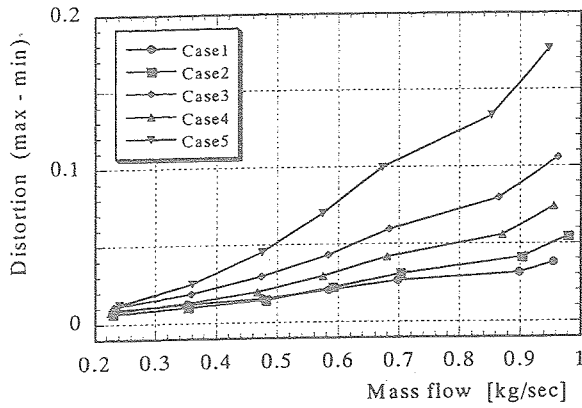


Fig.8 攪乱板により発生するディストーション

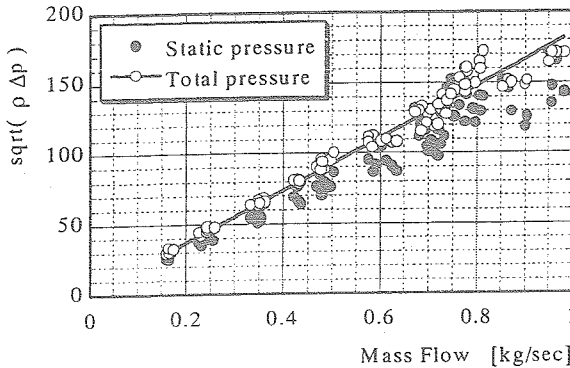


Fig.9 流量計の校正試験結果

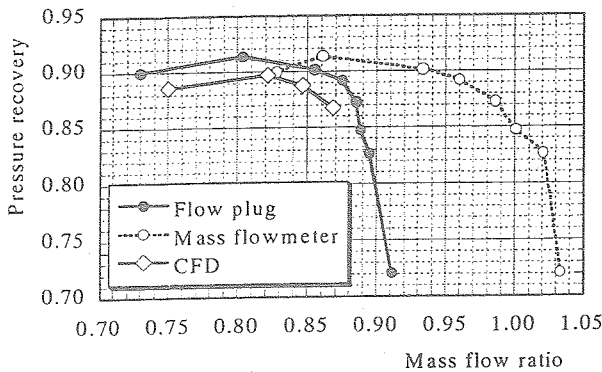


Fig.10 流量特性計測結果

扇形状やオリフィス形状の攪乱板を五種類用いた<sup>(3)</sup>。図8は攪乱板により発生するディストーションと流量との関係を示す。これより校正試験における流量とディストーションはインテーク試験におけるそれらの範囲をほぼ包括していることがわかる。図9は流量計の校正試験結果を示す。図の横軸は渦式流量計で計測した流量である。縦軸は密度と圧力差との積の平方根を表している。図中の黒丸は圧力差として絞り部上流と下流の静圧差を、白丸は全圧レークで計測した全圧分布の面積平均値と流量計の絞り部下

流の静圧との差を用いた結果を示す。圧力差として通常の差圧型流量計で使用される絞り部の上流と下流との静圧差を用いるとディストーションの影響でばらつきが非常に大きくなるが、上流側の圧力分布を計測することで、ばらつきをある程度抑えられることがわかった。しかしながら圧力差に全圧の面積平均値を用いた場合においても、流量が大きくなるとともにデータのばらつきも大きくなることがわかる。

図10は流量校正試験結果を用いて求めたインテークの流量特性と前述のチョーク条件より求めた流量特性との比較を示す。また、実験に用いたインテーク形状に対応する三次元CFD解析結果も併せて示す。横軸の流量は実流量を捕獲面積より算出した捕獲流量で無次元化した流量比を示す。これより、流量計により測定した流量比は超臨界作動域で1を超えており、流量を非常に過大に評価していることがわかる。これは、インテークの作動範囲は流量校正試験においてデータのばらつきが大きくなる領域に対応していること、全圧分布計測の空間分解能が流量校正式に比べて低いことなどが原因として考えられるが、詳細な原因を明らかにし流量計測精度の向上を図ることが今後の課題である。

#### 4. まとめ

ジェット実験機用インテークの性能取得のための超音速風洞試験を行い、圧力回復率やディストーションなどの空力性能を取得することができた。しかしながら、流量計測には問題が残り、流量計測の精度を向上させることが今後の重要な課題である。

#### 参考文献

- 1) 村上哲, 渡辺安「小型超音速実験機インテークの空力設計検討」, 第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000.
- 2) 渡辺安, 村上哲, 「小型超音速実験機インテークのCFDによる空力特性解析」, 第38回飛行機シンポジウム講演集, 2000.
- 3) 仲川哲司, 渡辺安, 村上哲, 本阿弥眞治, 「攪乱板により発生する空間ディストーションの特性について」, 第41回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 2000.