

## No. 14

## 超音速ジェットエンジン・セミフリージェット試験法の研究

\*田口 秀之, 関根 静雄, 二村 尚夫, 柳 良二 (航空宇宙技術研究所)  
小見 淳介, 加藤 俊樹 (石川島播磨重工業)  
寺崎 眞太郎 (アイ・エヌ・シー・エンジニアリング)

Research on Semi-Freejet Test Method for Supersonic Jet Engine

Hideyuki Taguchi, Shizuo Sekine, Hisao Futamura, Ryoji Yanagi (NAL)  
Junsuke Omi, Toshiki Kato (IHI)  
Shintaro Terasaki (INC Engineering)

## 概要

超音速エンジン試験施設の設計に必要なデータを取得するために, 小型模型によるセミフリージェット試験法の研究を行った. 気流条件は, 超音速インテークの2段ランプによる外部圧縮を行った後の状態を模擬したものとした. 環境温度が変化することに対応し, 温度補償型多点圧力計測装置を使用して, 模型各部の圧力分布を計測した. 結果として, セミフリージェット方式で超音速飛行時と同等のインテーク流れ場を再現でき, エンジン全体の性能評価ができることを確認した.

## 1. はじめに

航空宇宙技術研究所において小型超音速実験機(図1)に用いる超音速エンジンの性能評価試験を行うことを目的とした, 超音速エンジン試験施設(図2)<sup>1)</sup>の建設が始まっている. この施設は超音速飛行時と同等の超音速気流を生成してインテーク(空気取入口)を含むエンジン全体の性能試験を行うためのものである. この施設には, ジェットエンジンが吸込む大量の超音速気流を連続供給するとともに, 高空における低圧環境を模擬するための大型の給排気装置が必要になる. この装置を最小限にするためにインテークの前面より少しだけ大きい範囲に超音速気流を供給する「セミフリージェット試験法<sup>2)</sup>」の採用を予定している.

この試験法を確立するために, 上記施設の約30分の1の空気流量を供給できる小型エンジン高空性能試験装置(図3)を整備し, 推力170Nの小型ジェットエンジンを用いたセミフリージェット試験模型による実証試験を行った.

## 2. 試験装置および試験方法

## 2.1 小型エンジン高空性能試験装置

図3に小型エンジン高空性能試験装置の概略系統図を示す. 供給空気としては空気圧縮機を介した圧縮空気(約100~800kPa・吸入空気1)または大気吸入による常圧空気(約100kPa・吸入空気2)を選択できる. また温度は, 電気式空気加熱器により常温から600°Cの範囲で設定できるように設計されている. 本報の試験においては, セミフリージェット方式の作動確認を行うため, 供給空気は大気吸入で常温とした. 大気から吸入された空気はオリフィス流量計を介して低圧試験室に供給される. 供給された空気ほとんどは小型エンジンの作動に使用されて排気される. 低圧試験室は下流に設置された空気エジェクタにより設定した圧力に維持することができる. 空気エジェクタの1次高圧空気(吸入空気3)は5MW空気圧縮機により圧縮されて供給される.

## 2.2 インテーク模型

図4はインテーク形状に関する, 実機形状とセミフリージェット試験形状の比較図である.

セミフリージェット試験において, インテーク入口の気流条件としては, マッハ2.0の気流を2段階の外部圧縮ランプから生じる斜め衝撃波で

圧縮した後の状態を模擬し、マッハ 1.5 とした。従って、インテーク模型は 2 次元外部圧縮型インテークの外部圧縮部を除いた形態となる。これにより、低圧試験室の圧力を実際の飛行高度における圧力より高く設定でき、排気装置への要求能力を最小限に抑えることができる。この場合、排気ノズルの閉塞が保たれていれば、エンジン内部流の作動状態としては実飛行を模擬したものとなる。

インテーク模型の入口は正方形、出口は円形とし、中心線は小型エンジンの中心軸に合わせた直線とした。これは、インテークの曲がり起因するディストーションを生じさせないためである。

インテーク模型下流には、インテーク吸込流量とエンジン吸込流量の不整合を調整するためのバイパス機構を設けた。バイパス機構は流路壁面に設けたスリットから空気を吸い出して外部に排出する方式とし、排出口の面積を可変とすることで流量調整を行った。

表 1 は模擬飛行条件、2 段外部圧縮ランプ後流の条件、および試験条件を比較したものである。設備ノズルの設計マッハ数は 1.5 とした。小型エンジンの高温環境下での作動が保証されていないため、供給する空気の温度は常温とした。

### 2.3 計測方法

超音速エンジン試験においては熱サイクルを完全に模擬するために、実気流総温で試験を行う必要がある。今回の試験では機能確認のため気流の加熱は行わなかったが、表 1 の飛行条件を模擬するためには気流総温を 388K に加熱する必要がある。また、超音速エンジン試験において排気ディフューザが不始動を起こした場合、試験室内温度が急激に上昇することがある。

従来の圧電素子を用いた多点圧力計測システムでは温度ドリフトによる計測誤差が大きいため、圧力スキャナー周辺の温度環境が安定した計測直前に圧力較正をする必要があった。これを超音速エンジン試験に適用する場合、温度条件が変わるたびに圧力較正を行う必要が生じ、試験時間が著しく延長するとともに、非常運転時の温度変化環境における測定ができないという問題があった。よって、本試験装置では Pressure

Systems 社製・温度補償型多点圧力計測システム (図 5) を導入した。

上記システムの主要部は、温度補償型圧力スキャナー (ESP-64HD)、スキャナーデジタイザーインターフェース (SDI)、光ファイバーインターフェースユニット (FIU) からなる。ESP-64HD は計測点 64ch のスキャナーであり、同規格で 32ch と 16ch のスキャナーも選択できる。ESP-64HD には圧電素子周辺の温度計測機能が備わっており、従来の圧力信号と共に温度信号を出力する。これらの電気アナログ信号は SDI において光デジタル信号に変換され、直径 3mm 程度の光ファイバーにより FIU へ伝送される。光デジタル信号は FIU において電気デジタル信号に変換された後、システムプロセッサにおいて電圧と温度の多項式により実圧力が計算されホストコンピュータに渡される。

電圧と温度の多項式における係数の数は膨大なものとなるが、各々の圧電素子に固有のものであるため、ESP-64HD の内部に備えられたメモリーに記憶されている。計測開始時にはこの係数をシステムプロセッサに転送して使用する。この方式を多点計測に用いると扱うデータ量が膨大となるが、光ケーブルの使用により、最大 2048ch、50,000ch/s の計測速度を達成している。測定精度は 0.03%FS、温度依存精度は 0.015%FS/°C である。

図 6 に小型エンジン高空環境試験装置における温度補償型多点圧力計測システムの系統図を示す。圧力スキャナーとしては計測点 32ch、計測レンジ 100psid (差圧 0.71MPa) の ESP-32HD を 1 個、計測点 64ch、計測レンジ 15psid (差圧 0.11MPa) の ESP-64HD を 2 個使用した。圧力スキャナーには SDI に接続する出力信号線の他に、較正弁駆動ラインと較正圧ラインが接続されている。これらはシステムプロセッサにより制御され、自動的に圧力較正を行うことが出来る。システムプロセッサには較正元圧となる乾燥空気ポンプと真空ポンプが接続されている。システムプロセッサとホストコンピュータは現時点では GPIB 接続されているが、通信速度向上のため、Ethernet 接続に変更する予定である。

図 7 に主な計測点を示す。試験装置に関しては、

入口空気の総圧，総温，流量，設備ノズル壁面静圧，低压試験室静圧，静温，排気ダクト内総圧分布，壁面温度分布を計測した．インテークに関しては，内壁面静圧分布，出口総圧分布，エンジン入口総圧分布を計測した．エンジンに関しては，回転数，燃料流量，圧縮機出口圧，排気温度を計測した．インテーク先端部については側壁に光学窓を設け，シュリーレン撮影による衝撃波の可視化を行った．

## 2.4 試験方法

セミフリージェット形状のインテーク模型と模擬エンジンを用いたインテーク・エンジン結合試験を行った．図 8 に試験セットアップを示す．模擬エンジンとしては，Advanced Micro Turbine 社の小型ターボジェットエンジン Olympus を用いた．このエンジンの最高回転数は 108,000rpm，セットアップ状態での地上静止最大推力は 130N であった．

セミフリージェット試験においては，飛行マッハ数 2.0，高度 15,000m を模擬した条件において，試験を行った．図 9 に試験シーケンスを示す．常圧環境において地上静止試験と同様にエンジンを始動させ，回転数 56%程度で燃料流量を保持した後，空気エジェクターを作動させて低压試験室を減圧した．減圧によりタービン膨張比が上昇するため，回転数は 86%程度に上昇して安定する．試験条件の空気総圧に対応した設備ノズルの設計出口静圧は 24.6kPa であるため，低压試験室の圧力を 24.6kPa 以下に保持し，エンジン回転数 74%から 100%の範囲で試験を行った．低压試験室の圧力が 24.6kPa 付近におけるウィンドミル回転数は 59%であった．低压試験室の圧力が変動しているのは，エンジン回転数の変化によりエンジン排気のエジェクター効果に変化しているためである．

## 3. 試験結果

インテーク・エンジン結合模型を用いて，模擬超音速気流中における流量整合試験を行った．

図 10 にインテーク中央断面における流れ方向の壁面静圧分布を示す．条件は回転数 100%の設計点 (A) と，回転数 83%の非設計点におい

てバイパス機構を作動させた場合 (B～D) である．設計点 A ではインテークは臨界状態となった．非設計点でバイパスを全閉した B においては，インテークは亜臨界状態となり，臨界状態より高い総圧回復率を示した．バイパスを制御してインテークを臨界状態にした C では A とほぼ同じ圧力分布となった．C よりもバイパス開度を上げて超臨界状態にした D では，インテーク内部で垂直衝撃波により圧力が急上昇しているが，垂直衝撃波が強いために全般的に低い圧力を示した．

図 11 にインテーク先端部のシュリーレン像を示す．a) 亜臨界状態では，垂直衝撃波がインテーク先端から離脱し，インテークの上下に溢れ流が来ている．b) 臨界状態では垂直衝撃波がインテーク先端に形成され，設計通りの流れ場が再現されている．c) 超臨界状態ではインテーク内部に斜め衝撃波が形成され，垂直衝撃波がインテーク内部に形成されている．この状態では，垂直衝撃波により境界層の成長が促進されている様子も観察された．

## 4. まとめ

超音速エンジン試験施設の設計に必要なデータを取得するために，セミフリージェット試験法の研究を行った．結果として，超音速飛行時と同等のインテーク流れ場を再現でき，エンジン全体の性能評価ができることを確認した．これらの結果を基にして超音速エンジン試験施設の詳細設計および建設を行い，平成 13 年度から実験機に用いる超音速エンジンの性能評価試験を始める予定である．

試験においてご協力いただきました，東京理科大学工学部・本阿弥研究室 (佐藤氏，小川氏，祖谷氏)，日本大学理工学部・青木研究室 (鰐淵氏，梶山氏) の皆様に謝意を表します．

## 参考文献

- [1] 佐々木，柳，二村，田口，関根「超音速エンジン試験施設の概要」，第 12 回ガスタービン秋期講演会講演論文集，
- [2] J. G. Mitchell, "The Aero-Propulsion Systems Test Facility," AIAA 72-1034

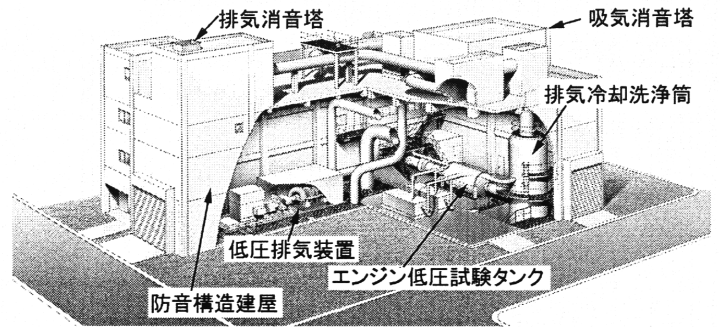
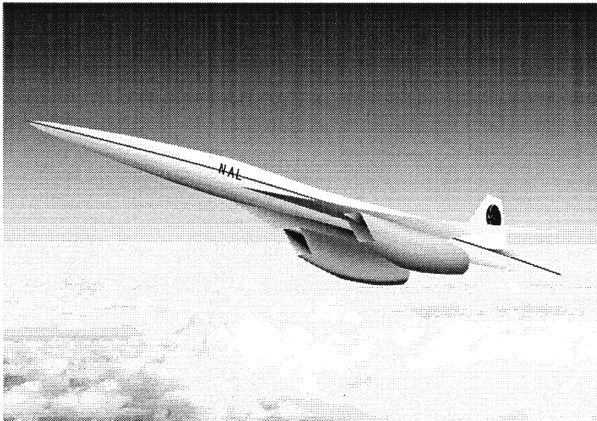


図1 小型超音速実験機 (ジェット実験機)

図2 超音速エンジン試験施設

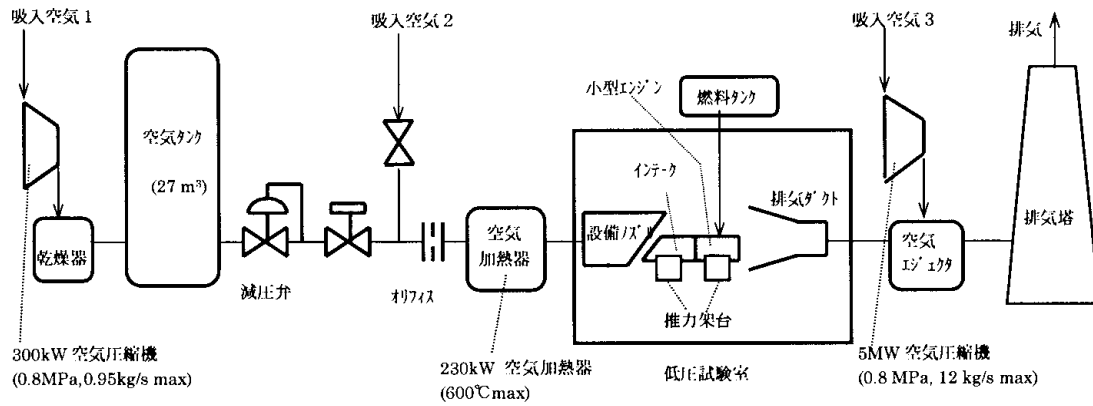


図3 小型エンジン高空性能試験装置・概略系統図

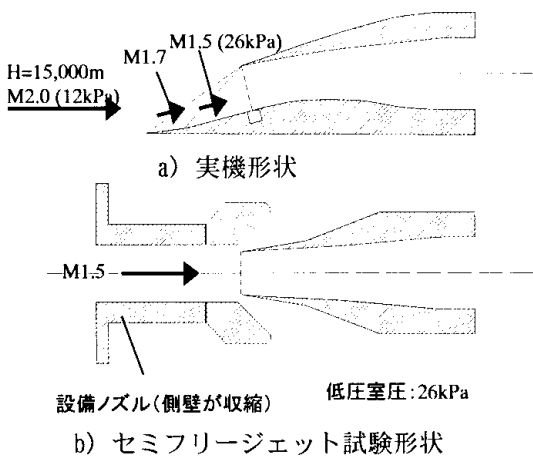


表1 模擬試験条件

		模擬試験条件	2段階アップ後条件	試験条件
飛行高度	m	15000	—	—
マッ数		2.00	1.49	1.50
総圧	kPa	95.4	94.3	89.1
静圧	kPa	120	26.1	24.6以下
総温	K	388	388	288
静温	K	215	269	199

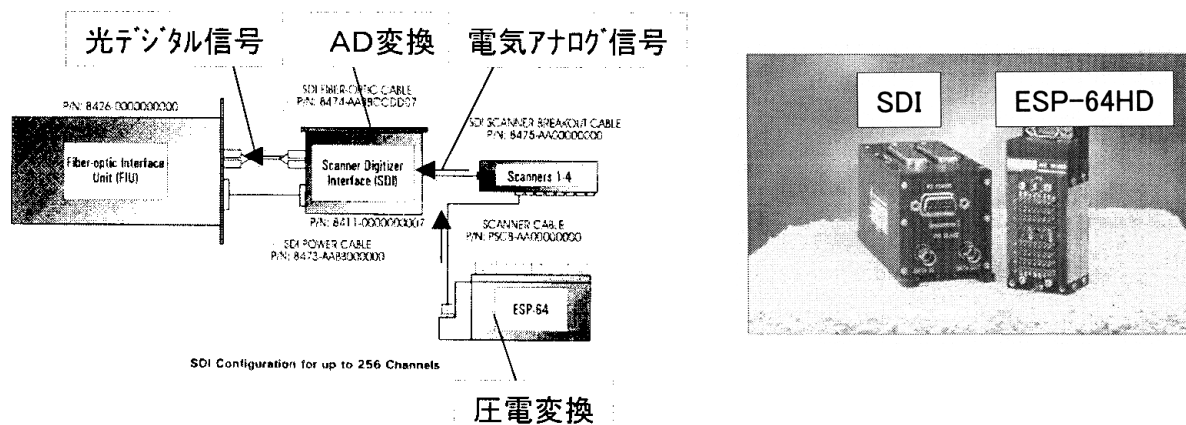


図 5 温度補償型多点圧力計測システムの概要

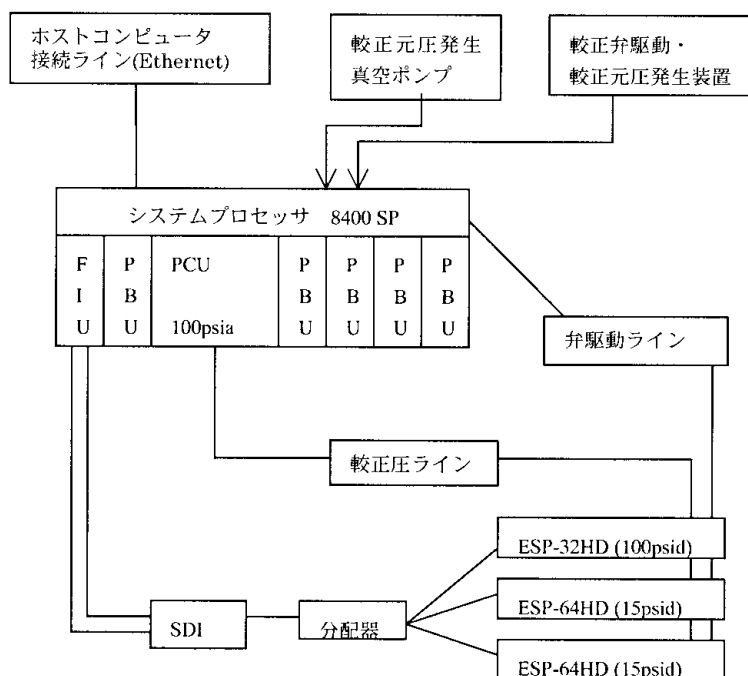


図 6 温度補償型多点圧力計測システム系統図

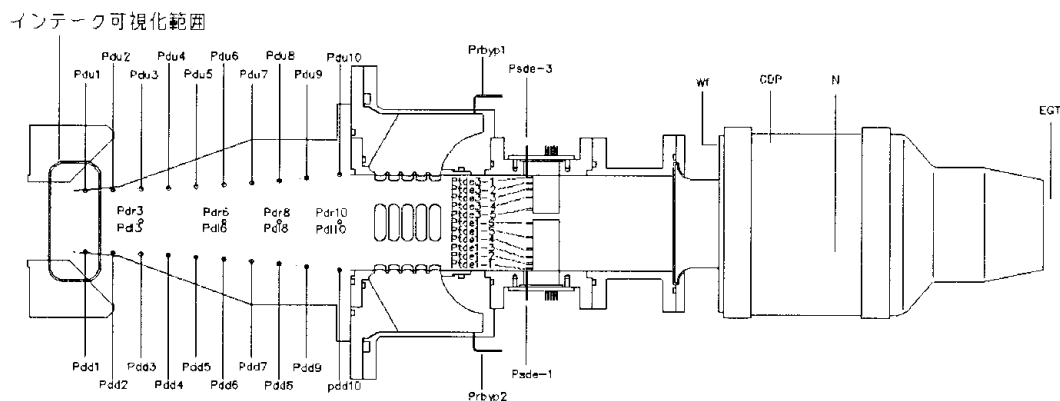


図 7 セミフリージェット模型の計測点

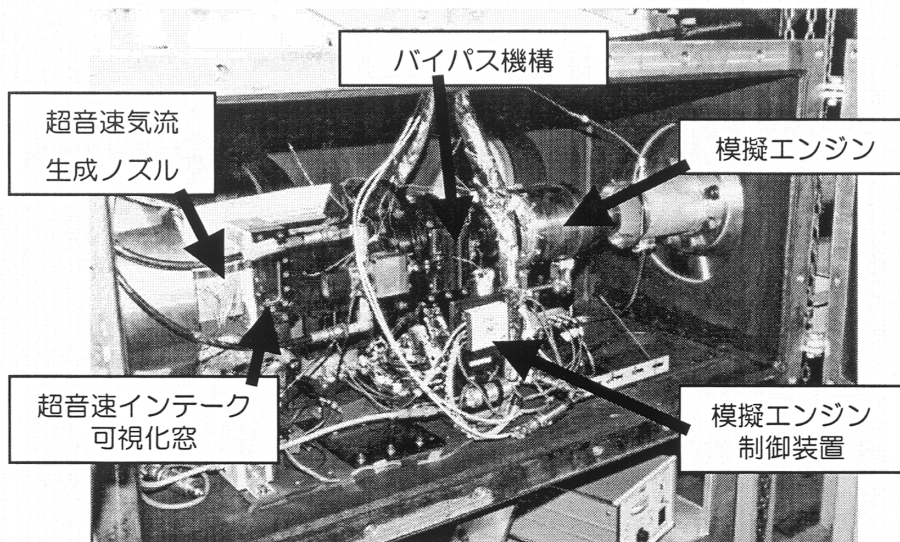


図8 セミフリージェット試験セットアップ

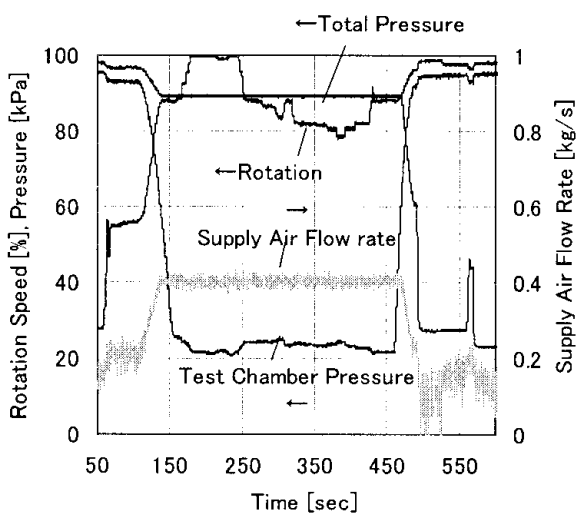


図9 試験シーケンス

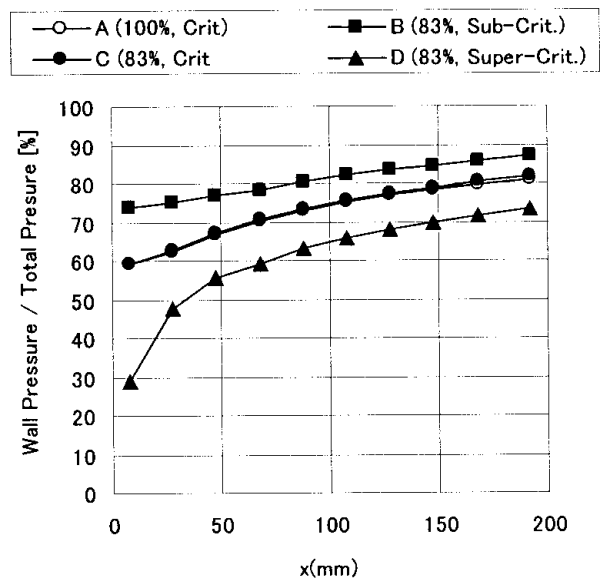


図10 インテーク壁面静圧分布

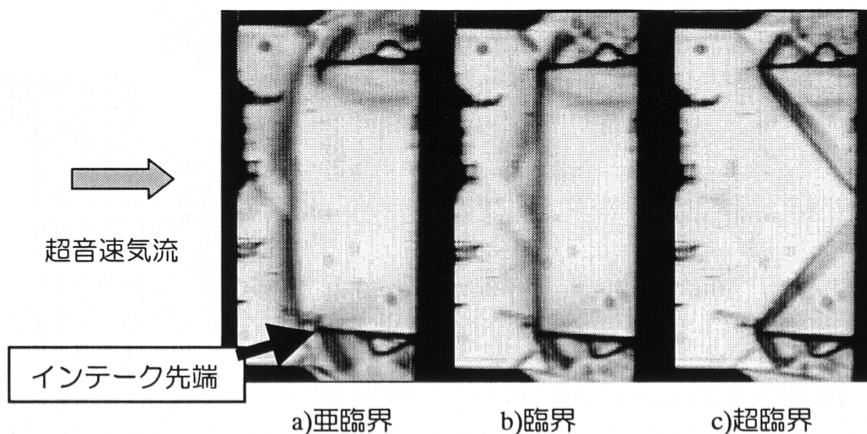


図11 インテーク先端部シュリーレン像