

二次元超音速インテークの流れ特性と制御に関する研究

A Study on the Characteristics and Control of a Two-Dimensional Supersonic Intake Flow

○ 学 東田 憲幸 (室蘭工大・院) 正 杉山 弘 (室蘭工大)
正 溝端 一秀 (室蘭工大) 正 湊 亮二郎 (室蘭工大)
学 浅利 元紀 (室蘭工大・院)

Noriyuki HIGASHIDA, Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, 050-8585
Hiromu SUGIYAMA, Muroran Institute of Technology
Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology
Ryojiro MINATO, Muroran Institute of Technology
Motoki ASARI, Muroran Institute of Technology

This report describes an experimental study on the flow characteristics of a two-dimensional supersonic intake model for ramjet engines. The experiment was conducted using the Mach 1.8 vacuum type supersonic wind tunnel. The effects of the cavity and cavity bleed on the internal flow characteristics of the intake are shown by the experimental results of flow visualization and total pressure distribution measurements.

Key Words : Supersonic Intake, Intake Aerodynamics, Shock Wave, Boundary Layer, Cavity Bleed, Flow Visualization, Total Pressure Distribution

1. 緒言

次世代の完全再使用型宇宙往還機の推進システムとして、大気中の酸素を酸化剤として利用する空気吸込み式エンジン(Air-Breathing Engine)が有望視されている。このエンジンの重要な構成要素の一つは、超音速インテークである。超音速インテークは、超音速で流れる空気を取り込み、衝撃波を利用し亜音速まで、取り込んだ空気を減速圧縮させるものである。

上述の空気吸込み式エンジンの一種にラムジェットエンジンがある。ラムジェットエンジンは、回転部分を持つ圧縮機を持たず、空気取り入れ口、燃焼器、ノズルより構成され、比較的簡単な構造をしている。ラムジェットエンジンの性能は、圧縮機の機能を兼ねる超音速インテークの性能に左右される。超音速インテークの性能としては、取り込む空気流量を多くし、高い全圧回復率によってエンジン効率を上げ、安定した燃焼を保持するため流速を減速させることが要求される⁽¹⁾⁽²⁾。従って、ラムジェットエンジン用の超音速インテークを設計製作する際、上述の条件を満たすことは重要である。ところで、インテーク内部の流れは、インテーク内部壁面に沿って発達する境界層の影響を大きく受け、流れが超音速の場合には境界層と衝撃波が複雑に干渉し、全圧回復率を低下させる原因となる。そこで、この原因となる境界層を抽気することにより衝撃波と境界層の剥離を抑制することが重要となる。本研究では、上述の背景を踏まえ、ラムジェット用超音速インテークの流れ特性を解明することを目的とする。

本研究においては、二次元超音速インテークの流れ特性に及ぼすキャビティ抽気(Cavity Bleed)の影響について調べる。具体的には、二つの抽気機構を持つ二重ランプ混合圧縮方式小型矩形インテークモデルとマッハ数約 1.8 の間欠作動吸込み式超音速風洞を用い、カラーシュリーレン法による流れ場の可視化、インテーク壁面の静圧分布測定およびインテーク内の全圧分布測定、油膜法による内部壁面近傍流れの可視化等を行い、超音速インテークの流れ特性に及ぼすキャビティ抽気の影響を調べる。

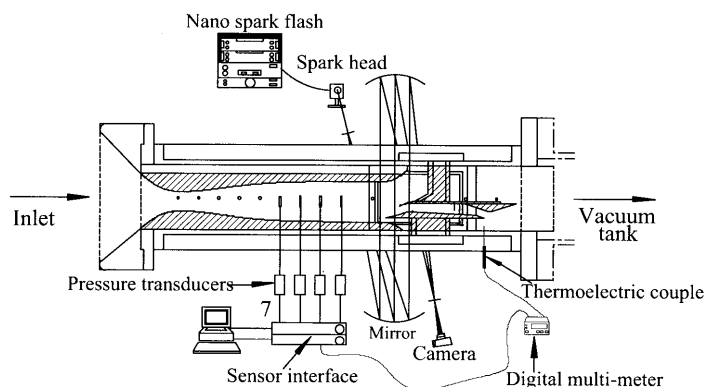


Fig.1 Outline of the experimental apparatus

2. 実験装置および実験方法

2.1 実験装置

Fig.1 に実験装置概要を示す。実験装置は、インテークモデルが取り付けられる超音速風洞測定部、光学系、圧力測定系および温度測定系から構成される。超音速風洞は、設計マッハ数 1.8 のラバルノズルを持つ間欠吸込み式で、作動時間は約 10 秒である。Fig.2 に測定部の概要を示す。位置を示す座標として、インテークランプ先端の中央から 3 mm 上流、10.5 mm 上方(上壁側)の点を原点とし、主流方向(図中右方向)を X 、主流に垂直方向(図中上方向)を Y とする。測定部の側壁として、縦 60 mm、横 100 mm の流れの可視化用光学ガラス(図中破線で囲まれた部分)をはめ込んだ窓、静圧測定板、および全圧測定板の三種類を用意し、用途に応じ取り換えて用いた。インテークモデルとして、一般的な二重ランプ混合圧縮方式を採用している。インテークの設計マッハ数は 1.8 である。スロート入口高さは $A_1=10$ mm で一定である。インテークモデル後端には、燃焼器等を模擬するための Flow Plug が取り付けられている。これを前後に移動し第 2 スロート高さ A_2 を任意に変更することで、背圧や流量調節が可能となる。

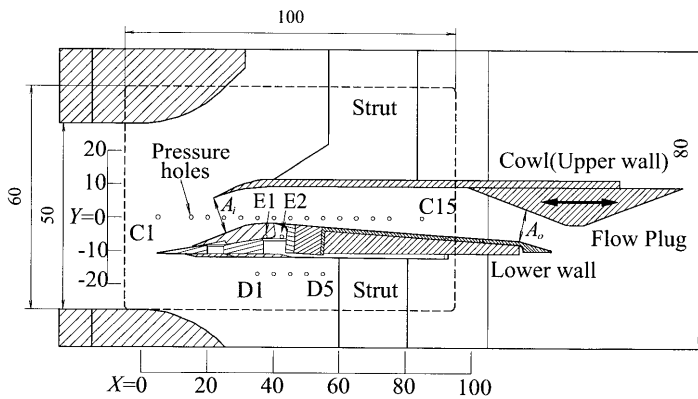


Fig.2 Schematic diagram of the test section

2.2 カラーシュリーレン法による流れ場の可視化

本研究では、カラーシュリーレン法を用いて流れ場の可視化を行った。光源にナノスパークフラッシュ（閃光時間約 30 nsec）を使用し、赤白青 3 色のカラースリットを主流方向に対し平行に設置して、流れ場をデジタルカメラで撮影した。

2.3 全圧管による全圧分布測定

本研究ではインテーク内の内部流れ構造および特性を調べるため、全圧管を用いて全圧分布測定を行う。全圧管をトラバースするための装置を Fig.3 に示す。Fig.4 に示すように、この装置を用い、 $X=75$ [mm] の横断面 (YZ 面) における全圧分布測定を行った。トラバースの方法は以下のである。全圧測定板 Fig.3-(a) を風洞に設置し、高さ調整板 (b) を全圧測定板に差し込む。そして、外径 1 [mm] の L 字型全圧管 (c) を通した全圧測定高さ調整板を全圧測定高さに合わせる。次に稼働部 (d) を用いて、インテーク内の全圧分布を全圧管と圧力変換器により測定した。インテークモデルにおける全圧測定位置を Fig.4 に示す。全圧測定には、サンプリング周波数を 1 [kHz] に設定し、測定データがトリガ条件を満たした時にデータ集録を開始する。集録サンプリング数は 5000 点とし、変動安定後の 3000 点を有効サンプリング数とした。全圧測定の算術平均したものを時間平均全圧とした。

2.4 油膜法による壁面流れの可視化

インテークモデル下壁面近傍の流れ模様を可視化するために油膜法を用いる。油膜法によって得られる壁面近傍のフローパターンより、流れの剥離領域、渦および衝撃波の発生位置などを知ることができる。

鮮明なフローパターンを得るためには、物体表面に働く剪断応力に応じて、油が表面から持ち去られないように適度な粘度の油を選定する必要がある。

本研究では、油膜法の油としてシリコンオイル(信越化学工業: KF-96-3000CS, 動粘度 3000 [cSt])に蛍光顔料(クラチ: 赤色)を体積比 4 : 1 の割合で混合させたものを用いた。インテーク内部の流れ模様、特に剥離領域を調べるため、油膜法で観察した領域は、抽気室入口より後方の下壁部全域である。油膜法によるオイルフローの撮影にはデジタルビデオカメラ (SONY: DCR-VX2000) を用いた。

2.5 壁面静圧測定

インテーク内部の壁面静圧測定は、Fig.2 に示すように $Y=0$ mm の線上に 15 点設けられた側壁静圧孔 (C1~C15) と、4 台のひずみゲージ式圧力変換器を用いて行った。サンプリング周波数は 1 kHz, 有効サンプリング数は 1500 点とする。インテーク外部 (下方) における壁面静圧測定は $Y=-15$ mm の線上

の側壁静圧孔 (D1~D5) を用いて行った。キャビティ内の静圧および温度測定を行うために $Y=-5$ mm の線上の側壁静圧孔 (E1, E2) を用いる。

2.6 キャビティ抽気を支配する形状パラメータ

Fig.5 にインテークモデルの抽気部分の詳細を示す。本研究で使用したモデルは、インテーク内部壁面の境界層剥離を抑制するため、ランプ抽気 (偏角点からの抽気) とキャビティ抽気 (スロート後端付近からの抽気) と呼ぶ境界層抽気部分・機構を備えている。抽気機構のパーツ交換・移動によって抽気量は任意に変えられる。

本実験では、まず、キャビティ入口幅 $LT=0$ mm とキャビティ出口スリット幅 $BCP_2=0$ mm の状態で測定を行い、次に、 LT 及び BCP_2 を変化させて各測定を行った。ここで、 $BCP_2=0$ mm の状態を抽気なし、 $BCP_2=0$ 以外の状態を抽気ありと定義する。キャビティ抽気の実験は、キャビティ入口幅 $LT=3.9$ mm の場合について行った。

三種類のキャビティ形状および抽気状態で行った本実験の条件を Table 1 に示す。Case1 はキャビティなし、抽気なしの条件、Case2 はキャビティあり、抽気なしの条件である。Case3 はキャビティあり、抽気ありの条件となっている。なお、他の形状パラメータは、 $HB=0$ mm, $BCP_1=0$ mm, $LB=11.95$ mm であり、本研究ではランプ抽気は行わなかった。

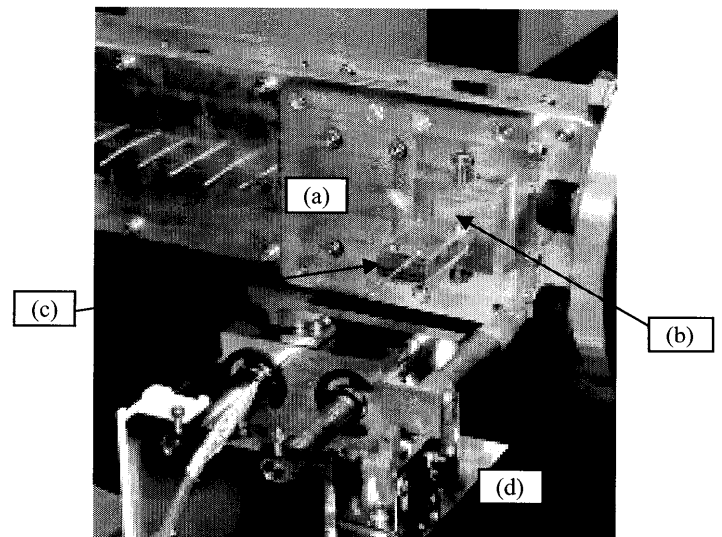


Fig.3 Photograph of the total pressure measuring apparatus

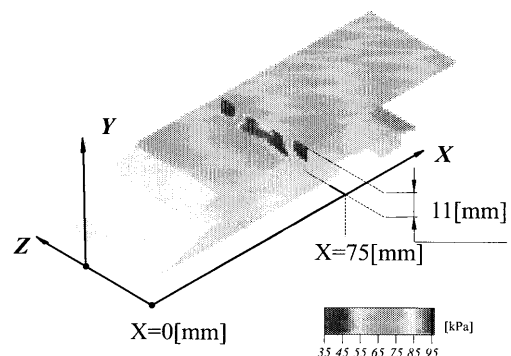


Fig.4 Location of the total pressure measuring section

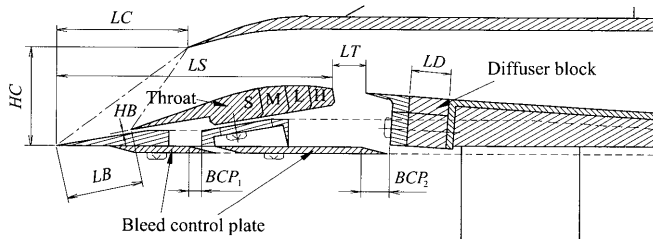


Fig. 5 Details of the intake with cavity bleeds

Table 1 Experimental conditions

Cases	LT [mm]	LS [mm]	BCP ₂ [mm]	Cavity	Bleed
Case1	0	35.8	0	Without	Without
Case2	6.4	34.4	0	With	Without
Case3	3.9	34.4	4	With	With

3. 実験結果および考察

3.1 インテーク内部にキャビティがない場合 (Case1)

Fig.6(a)にキャビティなし、抽気なしの Case1 の場合のカラーシュリーレン写真を示す。インテーク下壁(ランプ)上、および上壁(カウル)上での境界層の発達状況がわかる。また、 $X=40\text{mm}$ 付近で生じている衝撃波により下壁面上の境界層厚さは急激に上昇し、剥離が生じていることがわかる。Fig.6(b)に $X=75\text{mm}$ の位置におけるインテーク横断面内で測定した全圧分布を示す。Fig.6(b)より、インテーク下壁面の中央断面近くで全圧が低下している領域が確認できる。また、インテーク側壁からインテーク上壁面(カウル)にかけて全圧の低い領域がある。これよりカウルと側壁のなすコーナーで大きなコーナー剥離現象が生じていると考えられる。

3.2 インテーク内部にキャビティがある場合(抽気なし) (Case2)

Fig.7(a)に、インテーク内部にキャビティあり、抽気なしの場合の流れのカラーシュリーレン写真を示す。Fig.7(a)より、キャビティの後端付近から、下壁上の境界層厚さが上昇することがわかる。キャビティがある場合、Case1(Fig.6(a))において、インテーク流路内で生じていた、垂直衝撃波は観察できない。この原因としては、インテーク流路内にキャビティを設けると、流路が拡大し超音速流が増速するためだと考えられる。亜音速ディフューザー一部において流れが超音速流になると、ディフューザーとして機能しなくなるため、ラムジェット用インテークとしては望ましくないと考えられる。次に $X=75\text{mm}$ の位置におけるインテーク横断面内で測定した時間平均全圧分布を Fig.7(b)に示す。Fig.7(b)よりランプの中央断面付近において全圧が非常に低下している領域が確認できる。また、Case1(Fig.6(b))と比較すると、Case2 の場合では、中央断面において全圧低下の領域が拡大していることがわかる。この原因として、ランプにキャビティを設けると、境界層の発達・剥離を強めるためであると考えられる。次にインテーク側壁とカウルのなすコーナーにおいて、Case1 と同様、全圧が低下している領域が確認できる。このことから、このカウルと側壁のなすコーナー部において大きな剥離現象が生じていると考えられる。そこで、Case2 の場合の側壁面付近での流れの可視化を油膜法を行った。その結果を Fig.9 に示す。Fig.9 より、 $X=75\text{mm}$ 以降のインテーク下壁側から上昇しながら、上流に向かう非常に強い逆流領域が観察された。

3.3 インテーク内部でキャビティ抽気を行った場合 (Case3)

Fig.8(a)に、インテーク内部でキャビティ抽気(キャビティあり、抽気あり)を行った Case3 の場合の流れのカラーシュリーレン写真を示す。Fig.8(a)より、キャビティ後方で、下壁上の境界層の厚さの増加が抑えられていることがわかる。これは抽気によって、インテーク下壁上で発達した境界層を吸い出すことで、境界層の発達を抑制できたためであると考えられる。さらにキャビティ後端付近で Case2 におけるキャビティあり、抽気なしの場合において、垂直衝撃波は観察されなかったが、Case3 においては、垂直衝撃波が観察できる。このことから、抽気を行うことで衝撃波の発生位置を制御できる可能性が示唆される。次に $X=75\text{mm}$ の位置における流路横断面内で測定した時間平均全圧分布を Fig.8(b)に示す。Fig.8(b)より、インテーク下壁上の中央断面付近での全圧は Case1, Case2 と比較すると全圧は増加しているのが確認できる。また、インテーク下壁と側壁のなすコーナーにおいても Case1, Case2 より全圧が増加している領域を確認できる。これは、抽気を行うことで、境界層の剥離を抑制できたためであると考えられる。インテーク上壁と側壁のなすコーナー部においては Case1, Case2 同様に全圧が低い領域があることがわかる。従って、インテーク側壁とカウルのなすコーナー部における剥離を抑制するために、インテークの側壁上方部において抽気することで、全体的に高い全圧を得られる可能性がある。

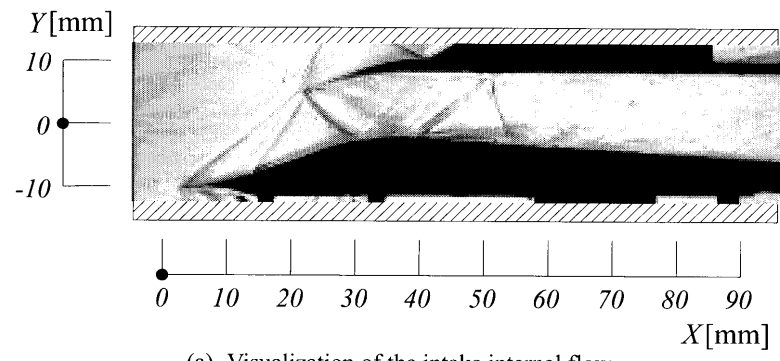
4. 結言

本研究では、ラムジェット用超音速インテークの内部流動特性に及ぼすインテーク内部に設けたキャビティおよびキャビティ抽気の影響を明らかにすることを目的に、流れの可視化実験、インテーク内での全圧分布測定等の実験的研究を、マッハ 1.8 吸込み式超音速風洞と小型二次元超音速インテークモデルを用い、行った。その結果を要約すると以下のようなになる。

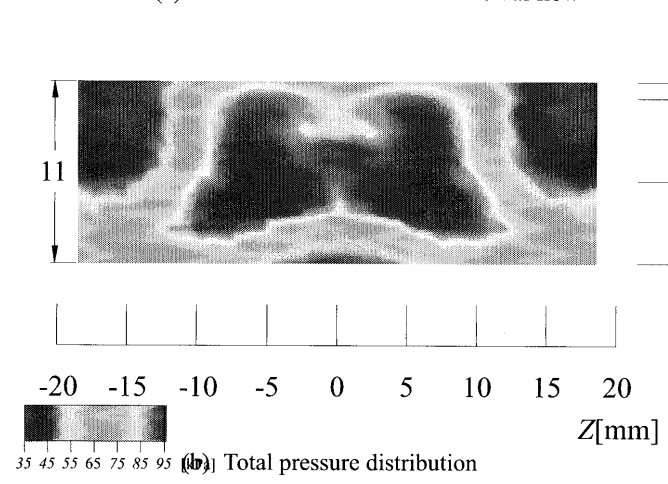
- (1) インテーク内にキャビティを設けると、キャビティ部で超音速流は増速し、インテーク内で発生する垂直衝撃波は下流側に移動し、インテーク内の主流は全域超音速流となる。この場合、インテーク下壁上の中央断面付近に発生する剥離領域は増大する。
- (2) インテーク内でキャビティ抽気を行うと、インテーク下壁上の境界層厚さの増加が抑制されるとともに、下壁上中央断面付近の剥離領域は大幅に減少する。この場合、キャビティ部下端近くに比較的強い衝撃波が現れる。
- (3) 本実験では、いずれの実験条件の場合においてもインテーク側壁と上壁(カウル)のなすコーナーで、大規模な剥離領域が発生する。
- (4) 上壁に近い側壁から境界層抽気を行うと、全体的に高い全圧分布が得られる可能性があることが推察される。

参考文献

- (1) Seddon, J. and Goldsmith, E.L., Intake Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series, (1999), pp.5-15.
- (2) 久保田浪之介・桑原卓雄, ラムジェット工学, 日刊工業新聞社, (1995), pp.100-109., pp.112-113.

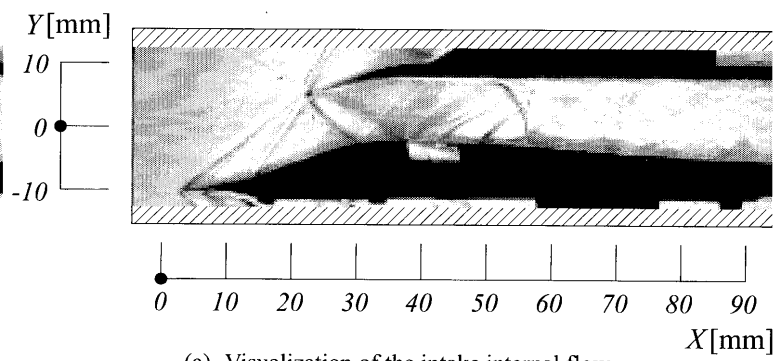


(a) Visualization of the intake internal flow

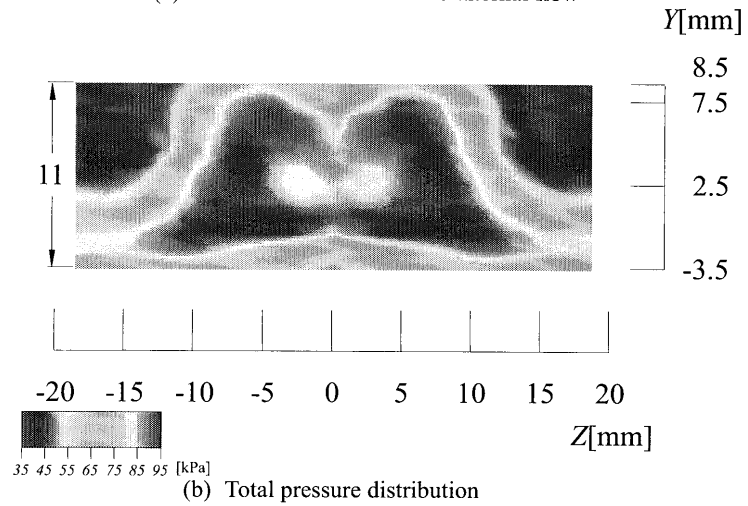


(b) Total pressure distribution

Fig.6 Schlieren photograph and total pressure distribution in the intake flow (Case1)

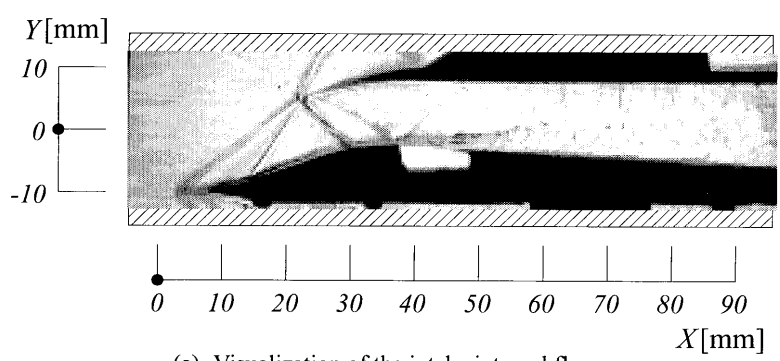


(a) Visualization of the intake internal flow



(b) Total pressure distribution

Fig.8 Schlieren photograph and total pressure distribution in the intake flow (Case3)



(a) Visualization of the intake internal flow

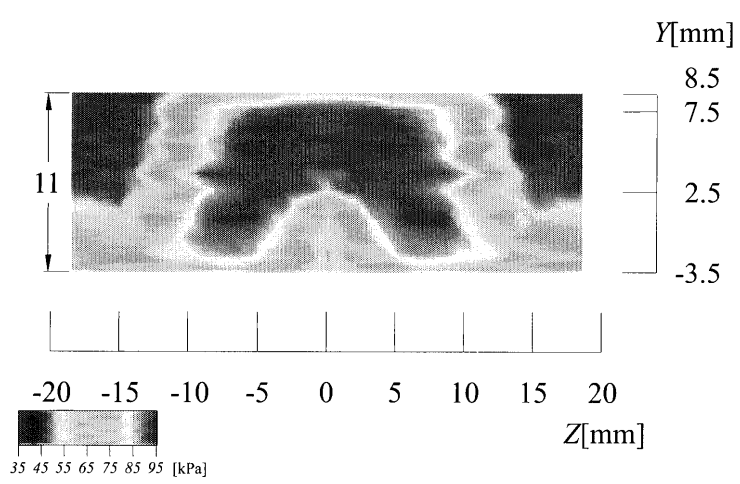


Fig.7 Schlieren photograph and total pressure distribution in the intake flow (Case2)

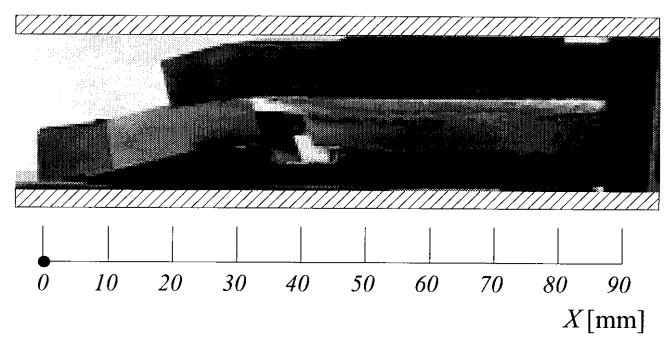


Fig.9 Oil-flow pattern in the intake flow (Case3)