



擬似衝撃波に関する研究 (第1報, 直管路内の擬似衝撃波の発生位置と形状)

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2014-03-04 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 杉山, 弘, 武田, 英樹, 張, 堅平, 関山, 雅人 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/1113

擬似衝撃波に関する研究

(第1報, 直管路内の擬似衝撃波の発生位置と形状)

杉 山 弘・武 田 英 樹
張 堅 平・関 山 雅 人

Studies on Pseudo-Shock Waves (1st Report, On the Locations
and Shapes of Pseudo-Shock Waves in Straight Rectangular Ducts)

Hiromu SUGIYAMA, Hideki TAKEDA, Jianping ZHANG and Masato SEKIYAMA

Abstract

When a supersonic flow is decelerated to subsonic flow in a duct, a series of plane or lambda shocks, known as a pseudo-shock wave, is produced as the result of shock wave-turbulent boundary layer interaction. This paper describes an experimental study on the locations and shapes of pseudo-shock waves in straight rectangular ducts when the flows are choked at the duct exits. The experiment was done for Mach number at the duct entrance M_∞ from 1.72 to 1.88 and for duct length $L/D = 13.8 \sim 23.6$, where L is the length of the duct, and D ($=50\text{mm}$) the width of the duct. It is shown that the locations of pseudo-shock waves move in a downstream direction with decreasing L/D and increasing M_∞ . As the locations of pseudo-shock waves move in a downstream direction, the shapes of pseudo-shock waves change from λ -type to X-type. It is also shown that the location of the pseudo-shock wave in a duct can be predicted by the theory of the Fanno flow with normal shock wave when the flow is choked at the duct exit.

1. ま え が き

流路内で超音速流れが亜音速流れに減速する際に発生する衝撃波は、流路壁面境界層と干渉して、いわゆる擬似衝撃波 (Pseudo-shock wave)¹⁾となる。この擬似衝撃波に関する研究は、超音速風洞や超音速遠心圧縮機のデフューザ、ジェットエンジンの空気取入口、高圧ガス配管系内の流れや、その他狭い流路内の超音速流れの設計・運転と関連し重要である^{2)~5)}。

本研究では、最も基本的で重要と思われる直管路内の擬似衝撃波を取り上げ、その発生位置、構造、振動現象等を調べる。擬似衝撃波の発生位置に関する研究は、超音速流れを含む流路の設計において重要であるにもかかわらず、よく分っていない。直管路内の擬似衝撃波の巨視的構造については多くの研究があり、かなり明らかにされてきた^{6)~8)}。しかし、擬似衝撃波の内部構造に関しては、擬似衝撃波は多数の衝撃波と乱流境界層の干渉という複雑な現象であるため、未だよく分っていない^{9), 10)}。また、擬似衝撃波の振動現象についても十分解明されていない状況

である¹¹⁾。

そこで、本研究では、まず、直管路内の擬似衝撃波の発生位置を実験的に調べる。次に、ファノ流れの理論による擬似衝撃波の発生位置の予測値と実験値との比較を行う。最後に、擬似衝撃波の発生位置と擬似衝撃波の形状、擬似衝撃波による静圧上昇を調べる。

2. 実験装置と実験方法

本実験で使用した風洞は、間欠作動の吸込み式超音速風洞である。図1に実験装置の概略を示す。測定部は、正方形断面 $50 \times 50 \text{ mm}^2$ をもつ直管路である。測定部の上壁には、平均壁面静圧を測定するための圧力孔($\phi 0.5 \text{ mm}$)が多数設けられている。測定部の側壁には、流れ場をシュリーレン法で観察するための窓ガラス(図1で破線で囲まれた部分)が取り付けられている。

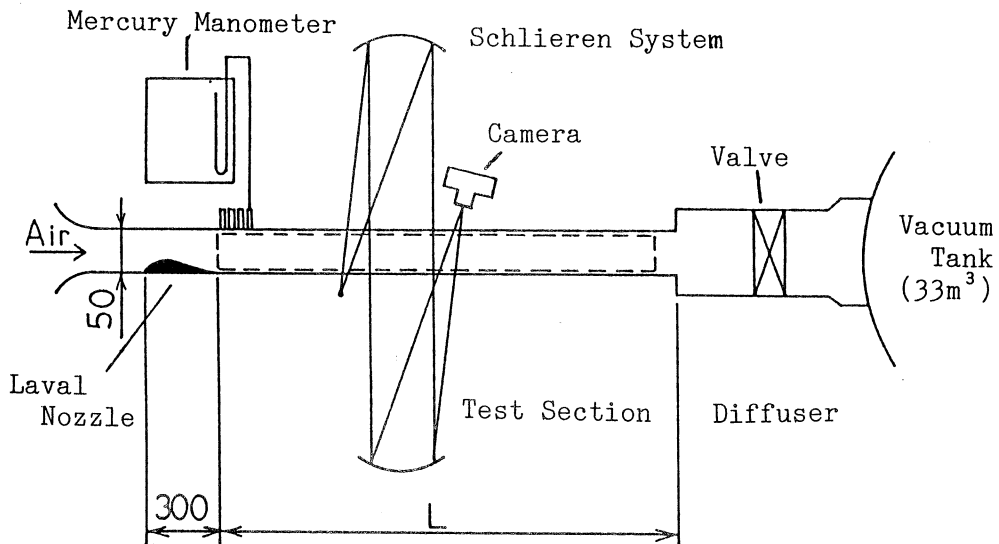


図-1 実験装置の概略

直管路(管路出口端で流れをチョークさせた場合)では、擬似衝撃波の発生位置は、管路入口マッハ数 M_∞ と管路長さ L によって移動することが予備実験^{12), 13)}で明らかになった。そこで、擬似衝撃波の発生位置を調べる実験では、(1)ラバルノズルの設計マッハ数 M_d を一定とし、管路長さ L を変化させた実験と、(2) L を一定として M_d を変化させた実験を行った。なお、擬似衝撃波の発生位置は、大気圧によっても、また管路出口端で流れがチョークしていない場合には、背圧によっても変わることを付記しておく。

真空タンクの容量は 33 m^3 であり、風洞の作動時間は約20秒である。実験は次のようにして行った。真空タンクの圧力を十分下げた後、バルブを急速に開き、大気をラバルノズルを通して真空タンクに吸い込ませ、測定部に超音速流れおよび擬似衝撃波を発生させた。そして、水銀マノメー

タによる平均壁面静圧測定，シュリーレン光学系（直径200mmの凹面鏡）による擬似衝撃波の観察を行った。

3. 実験結果と考察

3.1 直管路内の擬似衝撃波の発生位置

3.1.1 管路長さ L/D の影響

図2(a),(b)に，ラバルノズルの設計マッハ数をそれぞれ $M_d = 1.85, 1.82$ とし，すなわち管路入口マッハ数を $M_\infty = 1.72, 1.62$ とし，無次元管路長さ L/D （ここで， D は管の幅で $D = 50\text{mm}$ ）を変化させた場合の管路壁面平均静圧分布を示す。(a),(b)は，それぞれ長管路，短管路の場合である。横軸は管路入口から測った無次元距離 X/D で，縦軸は無次元静圧 P/P_a （ P_a は大気圧）である。

擬似衝撃波の発生位置 X_f （管路入口か

らの距離）は，壁面静圧が急に上昇し始める点である。図2(a),(b)より得られた擬似衝撃波の無次元発生位置 X_f/D と擬似衝撃波直前の気流マッハ数 M_1 をそれぞれ表1(a),(b)に示す。

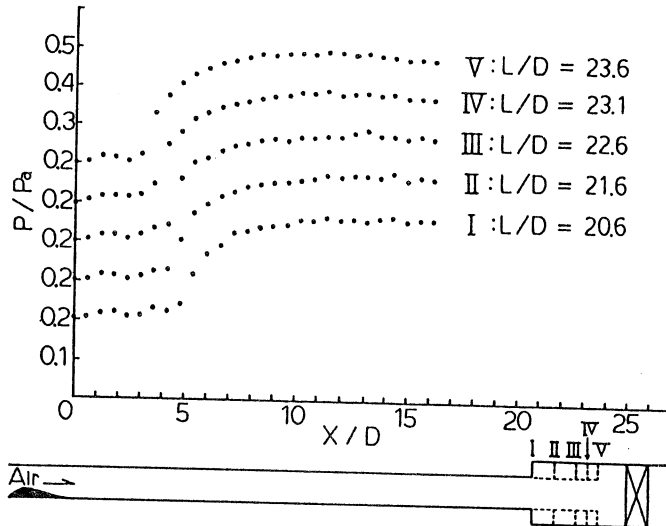


図-2(a) 擬似衝撃波の発生位置に及ぼす管路長さ L/D の影響（長管路の場合）

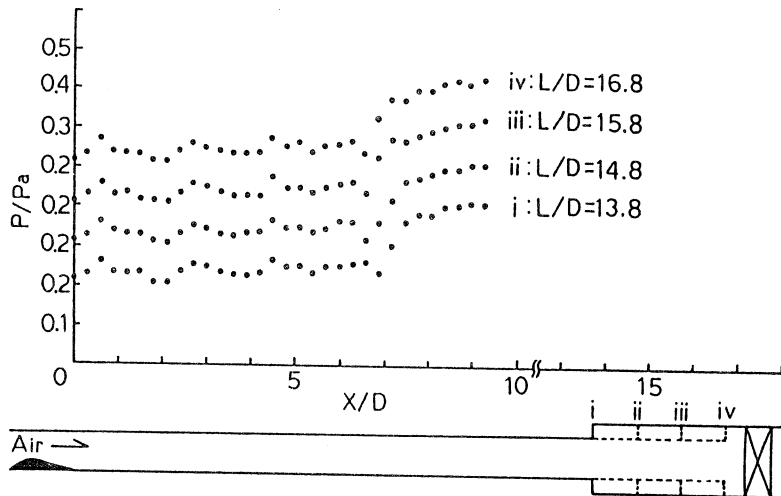


図-2(b) 擬似衝撃波の発生位置に及ぼす管路長さ L/D の影響（短管路の場合）

図2(a),(b)と表1(a),(b)より, M_∞ が一定の場合, 擬似衝撃波の発生位置 X_f/D は, (a),(b)の長, 短管路の場合とも, 管路長さ L/D が増大するにつれて, 上流側へ移動することがわかる。ただし(b)の短管路の場合 (M_∞ が小さい場合), 擬似衝撃波の発生位置に及ぼす L/D の影響はわずかであることがわかる。

3.1.2 管路入口マッハ数 M_∞ の影響

図3に, 管路長さを一定 ($L/D = 20.6$) とし, ノズルの設計マッハ数 M_d を変化させることによって管路入口マッハ数 M_∞ を変化させた場合の, 管軸方向の平均壁面静圧分布を示す。横軸と縦軸は図2と同様である。図3より求めた擬似衝撃波の発生位置を表2に示す。図3と表2より, L/D が一定の場合, 擬似衝撃波の発生位置は, M_∞ が減少するにつれて, 上流側に移動することがわかる。ノズル8 ($M_d = 1.78$) の場合には, 擬似衝撃波はノズル内に発生する。また, 擬似衝撃波による圧力上昇は, 擬似衝撃波の発生位

表-1(a) 擬似衝撃波の発生位置 (L/D を変化した場合)(長管路の場合)

Duct	I	II	III	IV	V
L/D	20.6	21.6	22.6	23.1	23.6
M_1	1.54	1.55	1.57	1.58	1.59
X_f/D	5.1	4.7	4.4	4.0	3.7

表-1(b) 擬似衝撃波の発生位置 (L/D を変化した場合)(短管路の場合)

Duct	i	ii	iii	iv
L/D	13.8	14.8	15.8	16.8
M_1	1.54	1.54	1.54	1.53
X_f/D	6.9	6.8	6.7	6.6

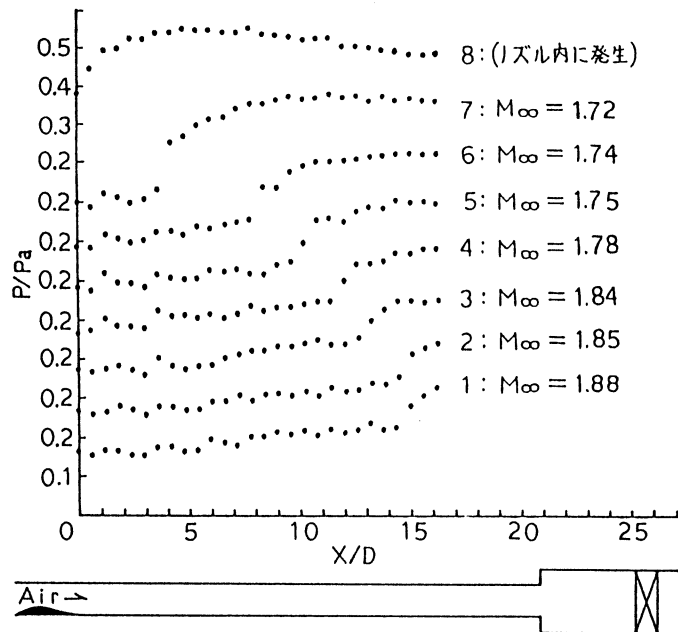


図-3 擬似衝撃波の発生位置に及ぼす管路入口マッハ数の影響 ($L/D = 20.6$)

一般に，擬似衝撃

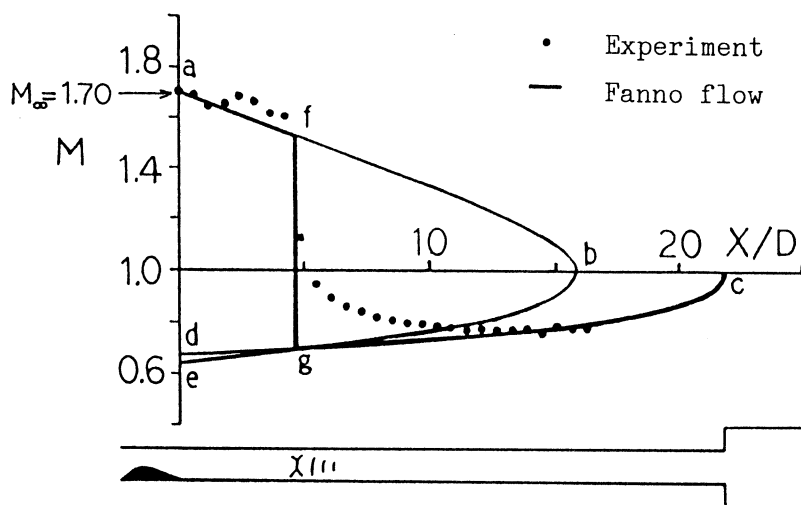
表一 2 擬似衝撃波の発生位置 (M_∞ を変化させた場合)

Nozzle	1	2	3	4	5	6	7	8
Md	2.05	2.01	1.97	1.93	1.89	1.86	1.82	1.78
M ∞	1.88	1.85	1.84	1.78	1.75	1.74	1.72	—
M ₁	1.60	1.58	1.54	1.55	1.58	1.54	1.61	—
Xf/D	15.0	14.4	13.0	11.8	9.8	8.0	4.2	—

摩擦のある断面積一定の管路内の断熱流れをファノ流れ (Fanno flow) というが、この流れモデルは管長が比較的短い場合に適用できる。ファノ流れにおいて、マッハ数 M の流れが臨界状態 ($M = 1$) に至るまでの距離 $L_{\max}$ とマッハ数の関係は、次式で与えられる¹⁴⁾。

$$4 \frac{C_f}{D} L_{\max} = \frac{1-M^2}{\kappa M^2} + \frac{\kappa+1}{2\kappa} \ln \left[\frac{(\kappa+1) M^2}{(\kappa-1) M^2 + 2} \right] \quad (1)$$

ここに、 C_f は平均壁面摩擦係数、 κ は比熱比である。



図一4 垂直衝撃波を伴うファノ流れ

233

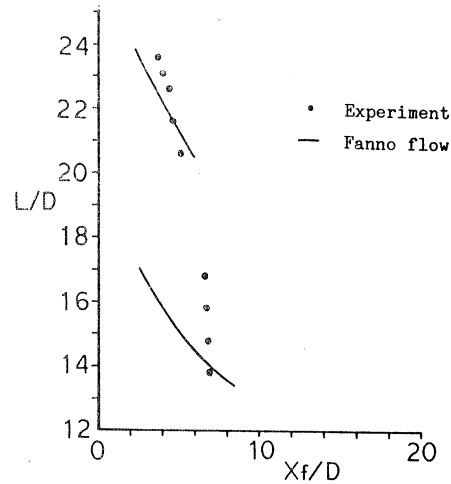
クする。しかし、実際には管路出口端で流れはチョークするため、管路内の流れはファノ流れだけでは実現できず、管路内で衝撃波の発生を考えなければならない。

衝撃波の発生位置は、垂直衝撃波前後の関係式

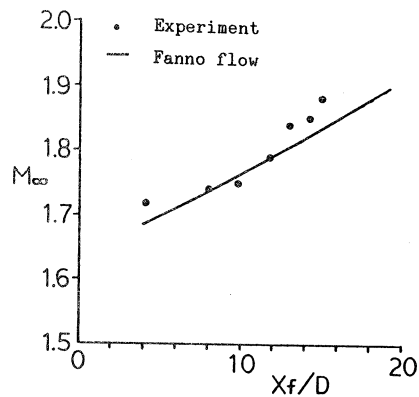
$$M_2^2 = \frac{(\kappa - 1) M_1^2 + 2}{2 \kappa M_1^2 - (\kappa - 1)} \quad (2)$$

により求まる曲線 eb と管路出口端でチョークする亜音速のファノ流れの曲線 dc との交点 g である。ここに、 M_1 , M_2 は垂直衝撃波直前、直後の気流マッハ数である。管内の流れは、曲線 afgc で表わされると考えられる。すなわち、g 点で衝撃波が発生し、管路出口端で流れはチョークする。

図 4 中に、実験により得られたマッハ数のデータ（黒丸印）と、図の下部に模式的に擬似衝撃波の発生位置が示してある。これらより、衝撃波を伴うファノ流れの理論による衝撃波の発生位置の計算値と実験値はほぼ一致しており、擬似衝撃波の発生位置は、衝撃波を伴うファノ流れの理論によって予測できると言えよう。なお、壁面摩擦係数 C_f は一般に 0.003～0.004 程度の値で、マッハ数により若干変化するものであるが、その変化は小さいため、本計算では多くの実験データより $C_f = 0.0033$ とした。



図一 5 (a) 衝撃波を伴うファノ流れによる擬似衝撃波発生位置の予測 (L/D を変化させた場合)



図一 5 (b) 衝撃波を伴うファノ流れによる擬似衝撃波発生位置の予測 (M_{∞} を変化させた場合)

図 5 に垂直衝撃波を伴うファノ流れの理論による擬似衝撃波の発生予測位置と、実験による発生位置が示されている。(a) は、管路長さ L/D を変化させた場合、すなわち 3.1.1 項の実験に対するものであり、横軸は擬似衝撃波の無次元発生位置 X_f/D 、縦軸は無次元管路長さ L/D であ

る。この場合、どちらも定性的な傾向は一致しているが、定量的にはずれが大きく、それは短管路の場合で著しいことがわかる。(b)は、管路入口マッハ数 M_∞ を変化した場合、すなわち3.1.2項の実験に対するものであり、横軸は X_f/D 、縦軸は管路入口マッハ数 M_∞ である。この場合は、予測値と実験値は傾向的にもかなり一致している。ただし、擬似衝撃波の発生位置が、比較的上流側や下流側の場合に、ややずれが生じている。これらのずれの原因として考えられることは、管路の長さが変わった場合や、擬似衝撃波の発生位置が変わった場合などに、平均壁面摩擦係数がわずかながら変化するためであると思われる。さらに、ファノ流れの理論においては、発生する衝撃波は垂直衝撃波と考えられており、また境界層は考慮

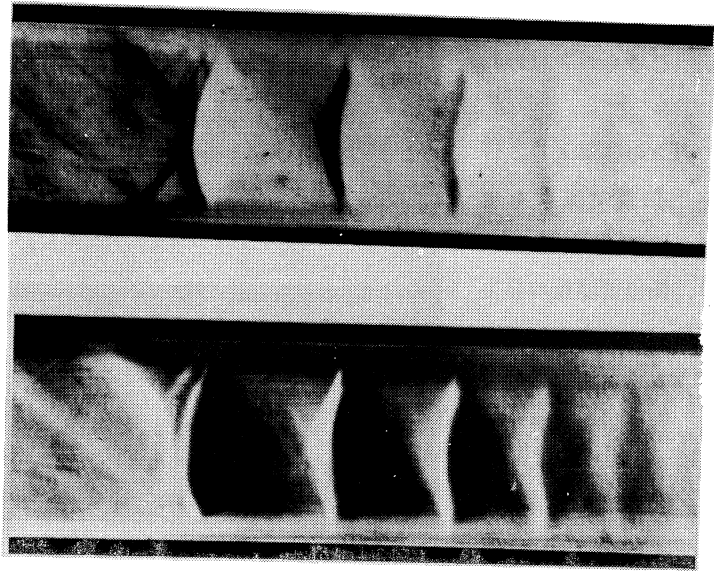


図-6(a) 擬似衝撃波のシュリーレン写真（露光時間1/500sec）
($X_f/D=3.0$)

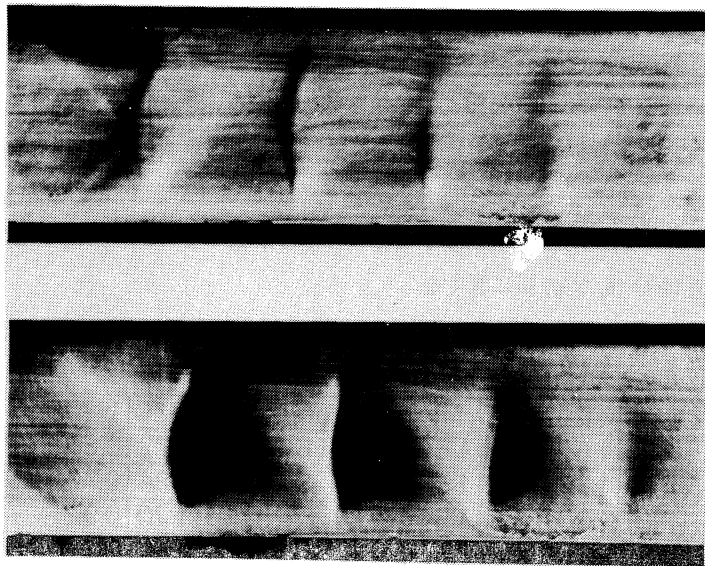


図-6(b) 擬似衝撃波のシュリーレン写真（露光時間1/500sec）
($X_f/D=7.8$)

されていないなどの理想化の条件により誤差が生じるものと思われる。

以上の結果より、管路出口端で流れをチョークさせた場合には、擬似衝撃波の発生位置は、垂直衝撃波を伴うファノ流れの理論で、ほぼ近似的に求まることがわかった。

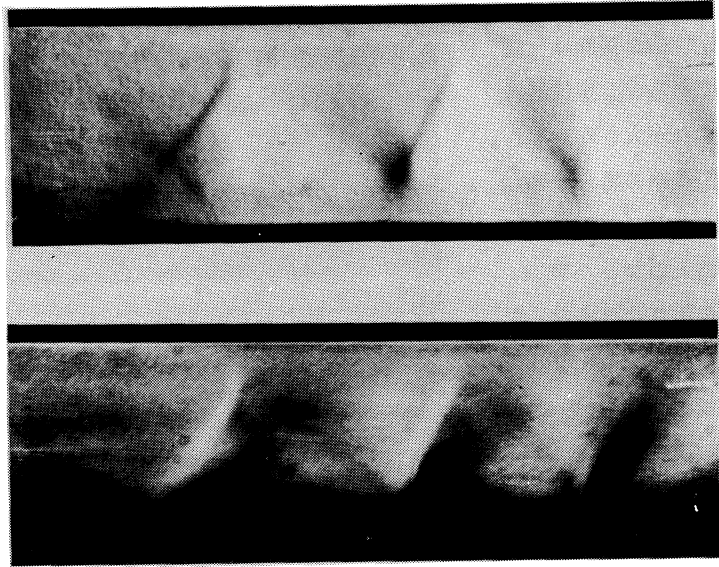


図-6(c) 擬似衝撃波のシュリーレン写真 (露光時間1/500sec)
($X_f/D=13.5$)

3.2 擬似衝撃波のシュリーレン写真

管路入口マッハ数 M_∞ を変えることによって、擬似衝撃波を管路の上流、中流、下流の各位置に発生させた場合のシュリーレン写真を図6(a),(b),(c)に示す。擬似衝撃波の発生位置はそれぞれ $X_f/D=3.0, 7.8, 13.5$ である。これらのシュリーレン写真より得られた擬似衝撃波の諸量を表3に示す。(表3で、 Re_{xf} は長さ X_f に基づいたレイノルズ数、 δ はノズル側管壁上境界層厚さ、 H は管の半幅、 l_1 は先頭と第2衝撃波間の距離、 l_2 は第2と第3衝撃波間の距離である。) (a)の場合、 λ 形擬似衝撃波が発生し、境界層は先頭衝撃波前枝と後枝間で急に厚くなり、はく離していることがわかる。(b)の場合、先頭衝撃波はX形に近い λ 形であり、境界層の厚さは余り変わらない。(c)の場合、衝撃波と境界層の干渉が強くなり、X形擬似衝撃波となる。また、境界層の厚さは(a),(b),(c)の順に厚くなっている。

表-3 擬似衝撃波の諸量

Case	M_∞	X_f/D	M_1	Re_{xf}	δ (mm)	δ/H	l_1/D	l_2/D	$(P_2/P_1)_{psw}$	$(P_2/P_1)_{psw} / (P_2/P_1)_n$	Shape
Fig6(a)	1.67	3.0	1.60	22×10^6	6	0.24	0.72	0.64	2.10	0.746	λ 形
Fig6(b)	1.75	7.8	1.59	58×10^6	9	0.36	0.84	0.72	1.37	0.493	X形に近い λ 形
Fig6(c)	1.90	13.5	1.64	99×10^6	14	0.56	1.20	0.92	—	—	X 形

以上の結果より、直管路内の擬似衝撃波の形状は、擬似衝撃波の発生位置によって変る。すなわち、本研究では、各擬似衝撃波発生位置に対し M_1 はほぼ同じであることより、擬似衝撃波の形状は、擬似衝撃波発生点の境界層厚さに依存することがわかる。この結果は生井ら¹⁵⁾の結果

と同様である。

3.3 擬似衝撃波の形状と壁面静圧上昇との関係

前節のシュリーレ

ン写真と同時測定さ

れた、平均壁面静圧分布を図7に示す。

(a)の場合、擬似衝撃波発生点の境界層は薄く、 λ 形擬似衝撃波が発生しているが、擬似衝撃波全体による圧力上昇は、垂直衝撃波が発生した場合の約75%（表3参照）である。擬

似衝撃波の長さ l

は $l \approx 5D$ である。(b)の場合はX形に近い λ 形擬似衝撃波であり、圧力上昇は垂直衝撃波の場合の約50%、 $l \approx 8D$ である。(c)の場合、静圧の最高点は分らないが、先頭衝撃波近くの静圧上昇は緩やかである。

以上の結果より、直管路内の擬似衝撃波の発生位置が下流に移動するにつれて、擬似衝撃波の形状は、 λ 形からX形に移行する。それに伴って衝撃波と境界層の干渉が強くなり、擬似衝撃波による静圧上昇は減少する、また擬似衝撃波の長さは増大することがわかる。

4. ま と め

擬似衝撃波に関する研究の第一段階として、正方形断面をもつ直管路内の擬似衝撃波を取り上げ、擬似衝撃波の発生位置と巨視的構造に関する実験を行った。その結果をまとめると、次のようになる。

(1) 直管路出口端で流れをチョークさせた場合、直管路内の擬似衝撃波の発生位置は、管路入口マッハ数 M_∞ が一定の場合には、管路の無次元長さ L/D が増大するにつれて上流側へ移動する。 L/D が一定の場合には、 M_∞ が減少するにつれて上流側へ移動する。ここに、 L は管路長さであり、 D は管路幅である。

(2) 直管路出口端で流れをチョークさせた場合、擬似衝撃波の発生位置は、垂直衝撃波を伴うフ

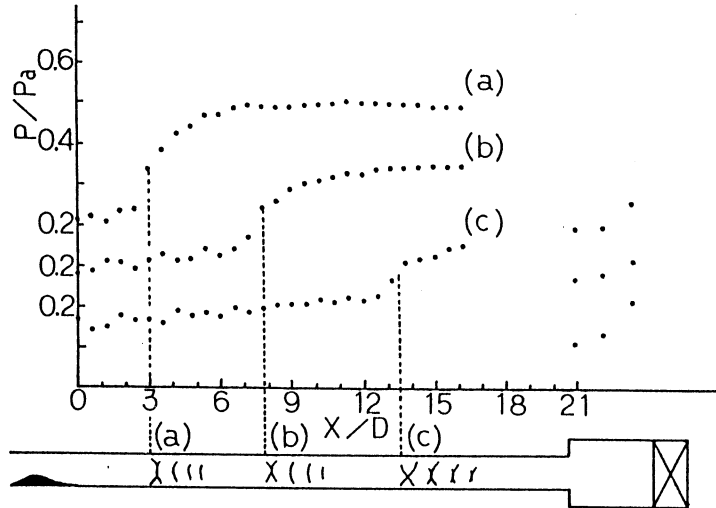


図7 擬似衝撃波の形状と擬似衝撃波による静圧上昇

ァノ流れの理論によって予測できる。

(3) 直管路内の擬似衝撃波の発生位置が下流側に移動するにつれて、擬似衝撃波の形状は、 λ 形から X 形に移行する。擬似衝撃波の発生位置が下流側に移動するにつれて、衝撃波と乱流境界層との干渉が強くなり、擬似衝撃波による静圧上昇は減少し、擬似衝撃波の長さは増大する。

終わりに、本研究を進めるに当たり、助言と援助をいただいた本学機械工学科流体機械学講座奥田教海教授、山岸英明助手、高橋敏則技官に謝意を表します。また、本実験に熱心に協力された機械工学科当時学生吉田有宏、塚本忠博、中山秀樹の三君に謝意を表します。

(昭和61年 5 月21日 受理)

文 献

- 1) Crocco, L : Fundamentals of Gas Dynamics, Sec. B, p. 124 (Princeton, 1958).
- 2) Neumann, E.P. and Lustwerk, F : J. Appl. Mech., 16- 2, 195 (1949).
- 3) Kenny, D.P. : Trans. ASME, J. Eng. for Power, 91- 1, 37 (1969).
- 4) Kamal, W.A. and Liversey, J.L. : 4th Int. Symp. on Air Breathing Engines, Paper No. 79- 7026, 209 (1979).
- 5) 生井・松尾 : RC-SC 32, ガス体の管内高速流動に関する調査分科会研究成果報告書, 5, (日本機械学会, 昭51).
- 6) 玉木・ほか 2 名 : 日本機械学会論文集, 35-273, 1028 (昭44).
- 7) 玉木・ほか 2 名 : 日本機械学会論文集, 36-292, 2056 (昭45).
- 8) 生井・ほか 2 名 : 日本機械学会論文集, 39-326, 3054 (昭48).
- 9) 生井・ほか 3 名 : 九州大学総合理工学研究科報告, 51- 2, 173 (昭58).
- 10) 関山・ほか 4 名 : 日本機械学会講演論文集, No. 862- 1, 61 (昭61).
- 11) 杉山・ほか 4 名 : 日本機械学会論文集, 5-467, 2053 (昭60).
- 12) 杉山・針生 : 日本機械学会講演論文集, No. 832- 3, 53 (昭58).
- 13) 針生・ほか 2 名 : 日本機械学会講演論文集, No. 842- 1, 58 (昭59).
- 14) 生井・松尾 : 圧縮性流体の力学, p. 57 (理工学社, 昭52).
- 15) 生井・ほか 2 名 : 日本機械学会論文集, 47-415, 423 (昭56).