

ノズル内における弱い垂直衝撃波と乱流境界層の干渉

松尾, 一泰
九州大学大学院総合理工学研究科エネルギー変換工学専攻

屋我, 実
九州大学大学院総合理工学研究科エネルギー変換工学専攻

川越, 茂敏
九州大学大学院総合理工学研究科エネルギー変換工学専攻

金, 義東
九州大学大学院総合理工学研究科エネルギー変換工学専攻

<https://doi.org/10.15017/17137>

出版情報：九州大学大学院総合理工学報告. 11 (1), pp.27-32, 1989-06-01. 九州大学大学院総合理工学研究科
バージョン：
権利関係：

ノズル内における弱い垂直衝撃波と乱流境界層の干渉

松尾 一 泰*・屋 我 実**

川 越 茂 敏*・金 義 東***

(平成元年2月28日 受理)

The Interaction between a Weak Normal Shock Wave and a Turbulent Boundary Layer in a Nozzle

Kazuyasu MATSUO, Minoru YAGA
Shigetoshi KAWAGOE and Heuy Dong KIM

The interaction between a weak normal shock wave and a turbulent boundary layer at free-stream Mach numbers of 1.14 to 1.62 in a nozzle has been investigated using both a blowdown wind tunnel and an indraft wind tunnel. The flow field has been observed by a schlieren optical method and by pressure measurements at the nozzle centerline. The results show for the first time that even in nozzle flows, post-shock expansion phenomena occur, which were observed experimentally in previous studies on external flows, such as along curved walls of transonic airfoils. The strength of the post-shock expansion increases with the Mach number just upstream of the shock wave, and this fact suggests the mechanism of generation of a pseudo-shock wave in duct flows.

1. ま え が き

管内の超音速流れが亜音速に減速する際に発生する垂直衝撃波は、管内壁に発達する境界層と複雑な干渉を起こし、干渉が強い場合には、擬似衝撃波が形成される¹⁾。

一方翼周りの遷音速流れにおける衝撃波と境界層についても、古くから多くの研究がなされているが、その中で特に Ackeret ら²⁾は、翼を模擬するために超音速風洞の中に取り付けた挿入板上のマッハ数やレイノルズ数を変化させた系統的な実験を行っている。それによると、挿入板の長さ (500mm) に基づいたレイノルズ数が 2.63×10^6 で挿入板の静圧分布から等エントロピーの関係を用いて計算した衝撃波直前のマッハ数が 1.32 の場合、衝撃波直後に流れの急激な膨張領域いわゆる Post-shock expansion が存在することを指摘している。そしてこの膨張領域の存在を Oswatitsch ら³⁾が遷音速流れ場におけるポテンシャル方程式を用いて初めて理論的に予測し、その後壁面近傍において粘性

の効果が顕著となる領域に対し粘性を考慮した方程式を立て、これと主流におけるポテンシャル方程式を組み合わせ、漸近展開法や差分で解く方法が提案されている^{4)~18)}。このように、翼周りの遷音速流れに関して Post-shock expansion 現象は、実験的にも理論的にも確認されているが、この現象がノズルのように内部流れにおいても起こる現象であるかどうかについては全く分かっていない¹⁹⁾²⁰⁾。

衝撃波のすぐ下流に急激な圧力減少領域があることを示す Post-shock expansion 現象は、管内流れにおいてみられる擬似衝撃波の発生機構と密接な関係をもつと考えられる。そこで本研究では、管内流れにおける垂直衝撃波と乱流境界層の干渉の中で、衝撃波が干渉しても擬似衝撃波にならない、いわゆる弱い衝撃波と乱流境界層との干渉について、吹き出し式風洞と吸い込み式風洞の二つの風洞を用いて実験を行い、ノズル流れにおいても上述の Post-shock expansion が生じることを示した。

2. 実験装置と方法

本研究で用いた測定部の詳細を Fig. 1 に示す。Fig. 1 (a) は、間欠式の吹き出し式風洞 (持続時間約

*エネルギー変換工学専攻

**エネルギー変換工学専攻博士後期課程

***エネルギー変換工学専攻研究生

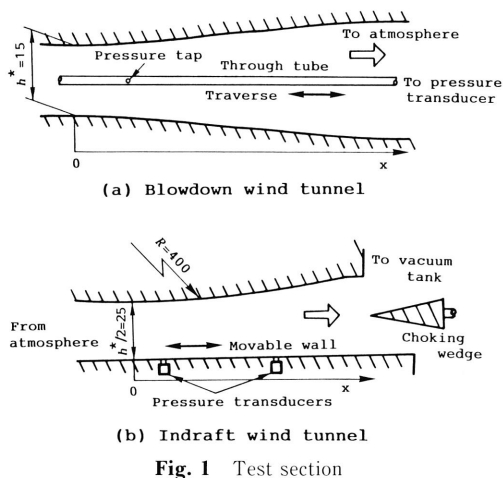


Fig. 1 Test section

2分)に設置したスロート高さ15mmのラバルノズルで、ノズル上流に取り付けたバルブを開閉することによって、衝撃波の位置をほぼ一定の位置に保ち、その状態で、通しピトー管²¹⁾をトラーパスすることによって、中心軸上の静圧分布を測定した。なお背圧 p_b は大気圧にはほぼ等しい。また Fig. 1 (b) は、大気状態の乾燥空気を真空タンクに吸い込む間欠式の吸い込み式風洞(持続時間約40秒)に設置した二次元の円弧ノズルで、その曲率半径 $R=400$ mm、スロート高さ h^* は48mm(ハーフノズルのスロート高さ $h^*/2$ は24mm)である。またノズル下流に取り付けたくさびによって第2スロートを作り、その位置を流れ方向に変化させ、第2スロートの面積を変えることによって衝撃波の発生する位置を調節し、流れ場を定常に保った状態で半導体圧力変換器が取り付けられたノズル中心軸に相当する下壁を移動させ、静圧分布を測定した。なお衝撃波と干渉する境界層の速度分布は測定してないが、シュリーレン写真から得られる境界層厚さより判断して乱流境界層である。

3. 実験結果と考察

3.1 光学観察

流れ場の代表的なシュリーレン写真を Fig. 2, Fig. 3 に示す。Fig. 2 は吹き出し式風洞、Fig. 3 は吸い込み式風洞で得られたもので、各写真に中心線上におけるスロートから衝撃波までの距離 x_{s1} を示している。

Fig. 2, Fig. 3 のいずれにおいても、 x_{s1} の小さい場合には、流れにはほぼ垂直の衝撃波が観察されるが、 x_{s1}

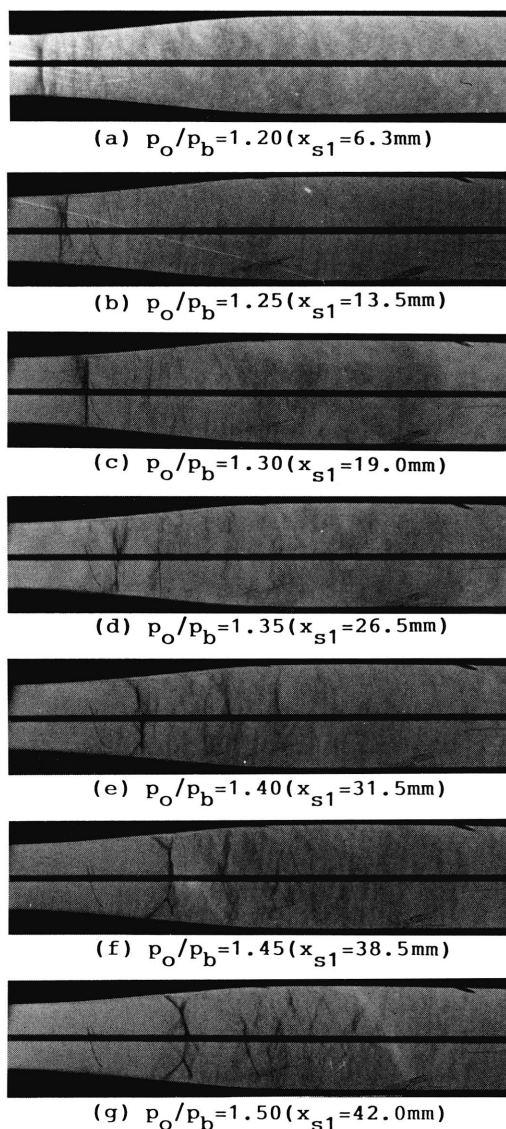


Fig. 2 Typical schlieren photographs of flows in blowdown wind tunnel

が大きくなると壁面に発達する境界層との干渉によって分枝衝撃波となっていることが分かる。また Fig. 2 (a) では、衝撃波下流にきわめて弱い圧力じょう乱が観察され、これは衝撃波が下流に移動するにつれて、徐々に強くなっていることがわかる。この先頭衝撃波のすぐ下流の第2の衝撃波は Fig. 3 においては明確

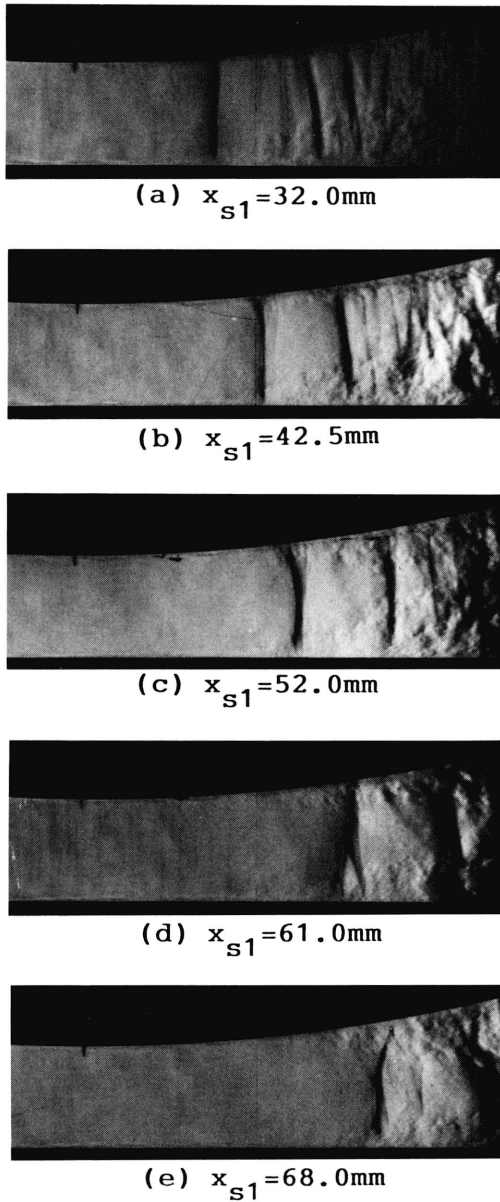


Fig. 3 Typical schlieren photographs of flows in in-draft wind tunnel

に観察される。このようにして垂直衝撃波は、境界層との干渉により、分枝衝撃波、さらに擬似衝撃波と移行する。

3.2 中心軸上の静圧分布

Fig. 1 (a) の通しピトー管で測定した中心軸上の静

圧分布を Fig. 4 に示す。図の横軸はスロートからの距離 x 、縦軸は局所の静圧 p を上流のよどみ点圧力 p_0 で無次元化した値で、実験点を明確にするため縦軸を 0.1 ずつずらしてある。また、図中に示した数字は、静圧が最小となる点における圧力比 p/p_0 より等エントロピーの関係を用いて計算したマッハ数 M_1 で、Fig. 4 の曲線 (a)~(g) はそれぞれ Fig. 2 (a)~(g) のシュリーレン写真に対応しており、写真から得られた衝撃波の位置を Fig. 4 に矢印で示している。

さて、Fig. 4 の曲線 (a) の $M_1=1.21$ の場合、衝撃波による静圧の急激な上昇の下流では、静圧はゆるやかに増加しているが、マッハ数 $M_1=1.29$ の曲線 (b) では衝撃波直後の静圧分布は約 10mm の区間一定に保たれ、その後ゆるやかに上昇する。これは、衝撃波が曲線 (a) の場合に比べ強くなり、境界層との干渉が激しくなって境界層が剥離し、流れの有効断面積が上述の区間ではほぼ一定となるためと考えられる。さらに $M_1=1.34$ の曲線 (c) では衝撃波による急激な上昇の直後で、静圧はわずかに減少している。これが前述の Post-shock expansion に相当するものと考えられる。この圧力の減少の程度は曲線 (d)~(g) から明らかな

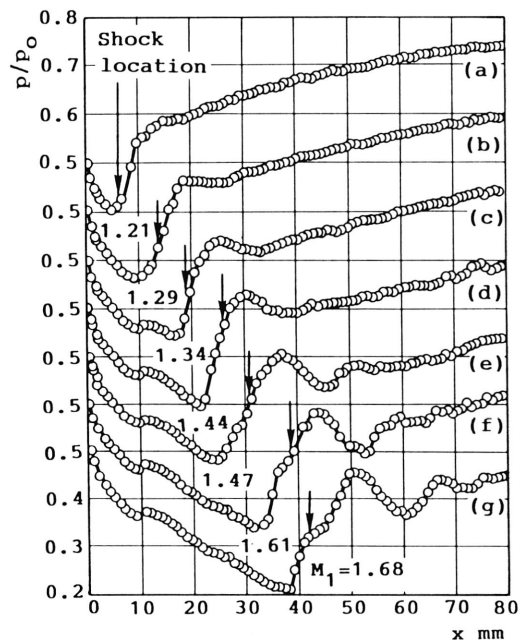


Fig. 4 Static pressure distributions in blowdown wind tunnel

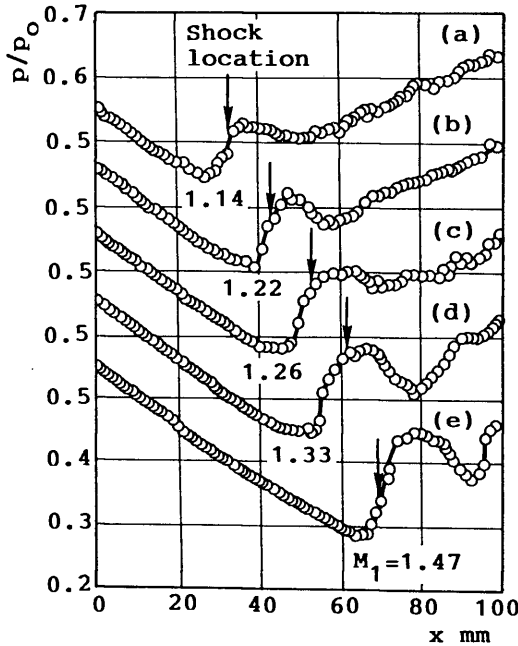


Fig. 5 Static pressure distributions in indraft wind tunnel

ように、干渉直前のマッハ数 M_1 が大きいほど大きい。また衝撃波背後の膨張がある程度強くなると、Fig. 2 のシュリーレン写真に示したように、衝撃波の下流に新たに別の衝撃波が発生し、Fig. 4 (e)~(g) から明らかかなように、この新たな衝撃波による圧力上昇が観察されるようになる。

次に、Fig. 1 (b) の下壁面上で測定した静圧分布を Fig. 5 に示す。図の曲線 (a)~(e) はそれぞれ Fig. 3 (a)~(e) のシュリーレン写真に対応しており、写真から得られた衝撃波の位置と、衝撃波上流マッハ数 M_1 を図中に示している。Fig. 5 の曲線 (a) より、 $M_1 = 1.14$ においてきわめて弱い Post-shock expansion が観察される。この場合のマッハ数 M_1 は吹き出し式風胴のそれよりも小さく、吸い込み式風胴ではかなり小さいマッハ数で Post-shock expansion が起こることが分かる。これは、Fig. 2 と Fig. 3 から明らかかなように、吹き出し式風胴に比べ吸い込み式風胴の方が衝撃波との干渉による境界層のはく離が大きいとためと考えられる。また Fig. 4 と同様に、Fig. 5 においても Post-shock expansion の程度は M_1 の増加とともに大きくなり、ある程度以上になると、その下流に衝撃波によ

る急激な圧力上昇の領域が現れる。

3.3 Post-shock expansion と衝撃波の位置及びマッハ数の関係

Fig. 4 の静圧分布から、Fig. 6 の上部の模式図に定義している点 x_{p1} , x_{p2} , x_{p3} , x_{p4} , 及び x_{p5} を求め、これらを風胴圧力比 p_0/p_0 に対して Fig. 6 に示す。図にはシュリーレン写真より求めた先頭衝撃波の位置 x_{s1} と第 2 衝撃波 x_{s2} の位置も記入してある。図に斜

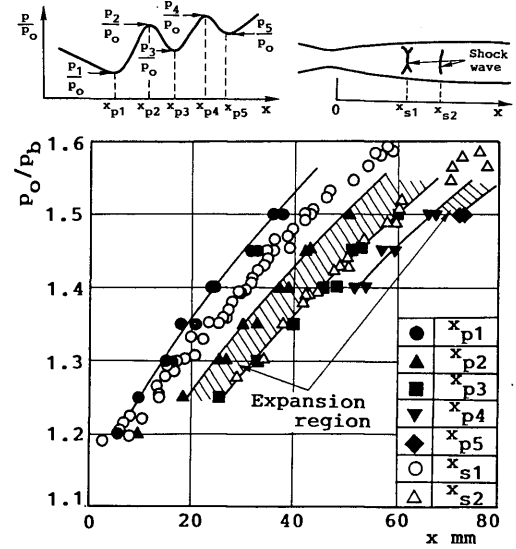


Fig. 6 Wind tunnel pressure ratio and shock location in blowdown wind tunnel

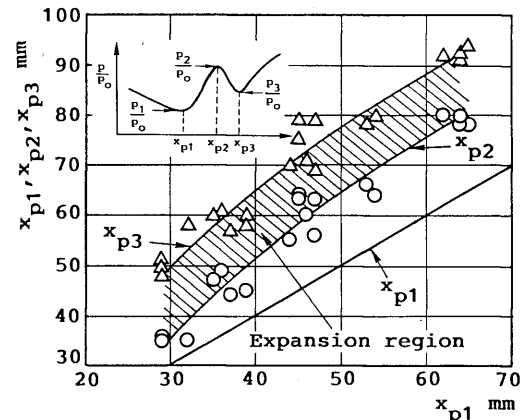


Fig. 7 Relation between maximum and minimum points in pressure distribution along nozzle center line

線で示した x_{p2} と x_{p3} の間、及び x_{p4} と x_{p5} の間の部分が膨張領域を表しており、これらの膨張領域は衝撃波とともに下流に移動し、その幅は下流にいくほどわずかに広がる傾向が認められる。また x_{p1} は x_{s1} より上流側にあり、静圧が上昇し始める点はシュリーレン写真で観察される衝撃波の位置より常に上流にある。これに対し、第2衝撃波の位置 x_{s2} とそれによる圧力上昇の開始点を示す x_{p3} はほぼ一致している。

次に吸い込み式風洞で得られた Fig. 5 の静圧分布より各 x_{p1} に対する x_{p2} と x_{p3} を求め、その関係を Fig. 7 に示す。図より x_{p1} の値に対する x_{p2} と x_{p3} の値はかなりばらついているが、斜線で示す範囲において、流れの膨張が起こっており、その幅は、本実験では、 x_{p1} にほとんど依存せずほぼ一定である。

次に Fig. 4 と Fig. 5 の静圧分布より、Fig. 8 の挿入図に示す圧力の極大値と極小値の比 p_2/p_1 , p_3/p_2 , p_4/p_3 , 及び p_5/p_4 の関係を求め、これらを衝撃波直前のマッハ数 M_1 に対して Fig. 8 に示す。図の縦軸の値が1より大きい場合は下流方向に静圧の上昇、1より小さい場合は静圧の減少すなわち膨張を意味する。また膨張の程度を定量的に正確に示すため、1より小さい縦軸は、1より大きい縦軸よりもスケールを拡大して書いてある。図のシンボルの意味は図中に示しており、実線で示す右上がりの曲線は、垂直衝撃波の前後の圧力比 $(p_2/p_1)_{NS}$ とマッハ数 M_1 の関係を示している。

図より、いずれの風洞においても、すべてのマッハ数の範囲において圧力比 p_2/p_1 は垂直衝撃波で計算さ

れる圧力比 $(p_2/p_1)_{NS}$ より小さく、その差はマッハ数が大きい程大きくなっている。また吹き出し式風洞と吸い込み式風洞では、常に吸い込み式風洞の p_2/p_1 の方が小さいことから、この場合、衝撃波下流のはく離による有効断面積の減少が著しいと考えられる。これはまたその直後の膨張にも影響を及ぼしており、 p_2/p_1 が小さい場合の方が、 p_3/p_2 が小さく、膨張が強いということができる。また、Post-shock expansion の程度すなわち p_3/p_2 は M_1 が大きいほど大きい。さらにこの膨張が発生する最小のマッハ数を、実験点を外挿することによって見積ると、吹き出し式風洞では $M_1=1.28$ 、吸い込み式風洞では $M_1=1.11$ である。この違いは、レイノルズ数の違いによる初期のはく離が起こるマッハ数の違い、流れの乱れ度の違いなどが原因であると思われる。

4. 結 論

吹き出し式風洞と吸い込み式風洞の二つの風洞を用いて、弱い衝撃波と乱流境界層の干渉について実験を行った。得られた結果を要約すると以下の通りである。

(1) 衝撃波直前のマッハ数 M_1 が1に近い場合には、ノズル中心線上の圧力分布において、衝撃波下流の圧力は単調に増加するが、 M_1 が大きくなるにつれて、衝撃波のすぐ下流に圧力の減少する領域が現れる。

(2) 前項の結果は、従来の翼周りの遷音速流れにおける Post-shock expansion と同じ現象がノズル流れにおいても生じることを示している。

(3) 上述の衝撃波のすぐ下流の膨張の程度は M_1 の増加とともに強くなる。またこの膨張がある程度強い場合にはその下流に新たな別の衝撃波が発生する。

(4) 同じマッハ数 M_1 に対し、吹き出し式風洞の場合の衝撃波による圧力上昇は、吸い込み式風洞の場合の圧力上昇より常に大きい。また、この膨張が起こる最小のマッハ数の値は吹き出し式風洞と吸い込み式風洞で異なる。これは、レイノルズ数や流れの乱れ度が両風洞で異なるためと思われるが、詳細な説明は今後の重要な課題である。

参 考 文 献

- 1) 生井・松尾, 衝撃波の力学1 (昭58), 75, コロナ社.
- 2) Ackeret, J.・ほか2名, NACA TM, No. 1113 (1947).
- 3) Oswatitsch, K. and Zierep, J., ZAMM, 40 (1960), 143.

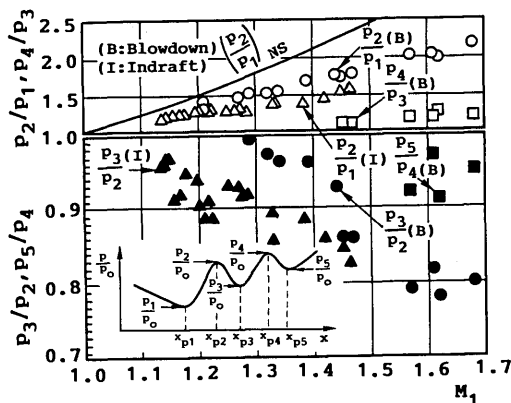


Fig. 8 Relation between pressure ratio $(p_2/p_1, p_3/p_2, p_4/p_3, p_5/p_4)$ and Mach number M_1

- 4) Melnik, R. E. and Grossman, B., Symposium Transsonicum II (1976), 262., ed. by Oswatitsch, Springer-Verlag.
- 5) Bohning, R. and Zierep, J., ZAMP, **27** (1976), 225.
- 6) Inger, G. R. and Mason, W. H., AIAA J., **14-9** (1976), 1266.
- 7) Inger, G. R., AIAA J., **15-8** (1977), 1198.
- 8) Bohning, R. and Zierep, J., ZAMP, **29** (1978), 191.
- 9) Bohning, R. and Zierep, J., ZAMP, **58** (1978), 249.
- 10) Inger, G. R. and Sobieczky, H., ZAMP, **58** (1978), 333.
- 11) Bohning, R., Recent Developments in Theoretical and Experimental Fluid Mechanics, (1979), 39.
- 12) Messiter, A. F., ZAMP, **31** (1980), 204.
- 13) Panaras, A., ZFW, **5-6** (1981), 382.
- 14) Bohning, R. and Zierep, J., ZFW, **6-2** (1982), 68.
- 15) Inger, G., R. Aircraft, **20-6** (1983), 571.
- 16) Panaras, A., ZFW, **7-7** (1983), 400.
- 17) Inger, G. R., Computational Methods in Viscous Flow, **3** (1984), 475.
- 18) Bohning, R. and Zierep, J., Turbulent Shear Layer/Shock Wave Interaction IUTAM Symposium Palaseau, ed. by Delery, (1985), 105.
- 19) Gadd, G. E., ARC R & M, No. 3262 (1962).
- 20) Kooi, J. W., AGARD Conference Proceedings 168 on Flow Separation, (1975), 30-1.
- 21) 松尾・ほか4名, 九州大学総合理工学研究科報告, **10-1** (1988), 45.