

# 逆噴射ジェットの実験的研究

辛 島 桂 一 ・ 佐 藤 清

## An Experimental Study of an Opposing Jet

By.

Keiichi KARASHIMA and Kiyoshi SATO

**Abstract:** Present paper gives the results of an experimental study of the interaction between a supersonic main stream and an opposing jet flow exhausted from the forward stagnation point of a hemisphere-cylinder model of 40 mm $\phi$  in diameter. Mach number of the main stream is 2.0 while Mach numbers of the jet flow are 1.0 and 1.5 at the nozzle exit. Measurement of surface pressure distribution together with optical observation of the flow field is made for various values of stagnation pressure ratio of the jet flow to the main stream.

Detailed examination reveals that the flow field has three kinds of stability regimes such as slightly unstable, very unstable and stable states, depending upon the magnitude of the stagnation pressure ratio.

Shock detachment distance, location of Mach disk and surface pressure distribution are examined in detail in the stable regime and a comprehensive discussion is made on the dead-air pressure in the vicinity of the nozzle exit as well as location and strength of the recompression shock wave.

Finally, it is shown that frontal drag of the blunt bodies can be reduced considerably by use of an opposing jet.

### 概 要

この報告は半球-円柱模型の前方淀点から噴出する逆噴射ジェットと超音速主流との干渉に関する実験結果で、主流のマッハ数は2.0であり、ジェット流のマッハ数は1.0および1.5である。ジェット流と主流の総圧比を変化させて、流れ場の光学観測および模型の表面圧力分布の測定が行なわれている。

流れ場の安定性に関しては、総圧比の大きさによって少し不安定、非常に不安定および安定の3つの状態が実現することが明らかにされている。

安定な流れ場に対しては、離脱衝撃波やMach diskの位置および表面圧力分布と総圧比との間の関係が詳細に調べられ、噴射孔周辺に形成される環状死水領域の圧力および再圧縮

衝撃波の強さや位置と総圧比との関係が議論されている。

最後に、逆噴射ジェットによって鈍頭物体の前面抗力が、ジェットの推力を考慮に入れても、かなり大幅に減少することが示されている。

## 1. 諸 言

逆噴射ジェットの空気力学的研究の目的はジェットの発生する推力の効果を直接期待するよりはむしろ、ジェット流と主流との干渉を利用して物体の表面圧力分布や熱伝達特性を制御する可能性を探ることにあるように思われる。この種の研究は、古くは、遷音速流中に置かれた細長い回転楕円体の前方淀点より空気ジェットを噴射したLaptoff(1)の実験があり、その後、主流が超音速である場合の流れの可視的構造(離脱衝撃波やMach disk)、圧力分布や冷却効果に関して多くの実験的研究が行なわれた(文献2~11)。

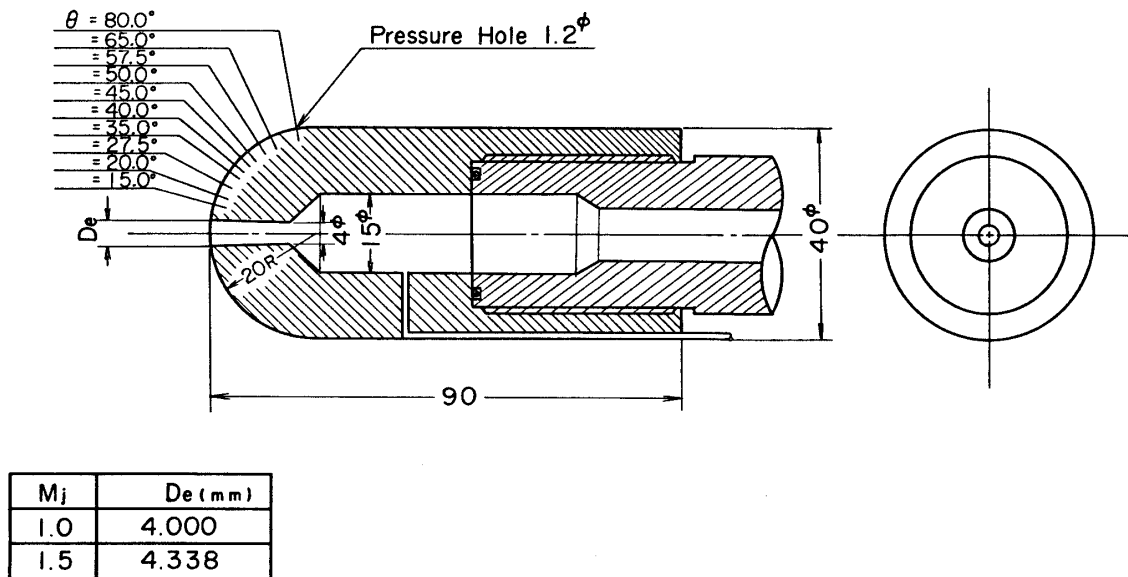
逆噴射ジェットの流れ場に対する種々のパラメタの効果に関する詳細な検討はRomeo et al(12), (13)によって実験的に行なわれたが、これらの実験は、模型の断面積に対してジェット噴射孔の面積が比較的大きく、従って、興味の重点はむしろ、ジェット流そのものの内部構造にあるように思われる。現象を支配する重要なパラメタはジェット流と主流の総圧の比であり、この値が小さくなると、流れ場が不安定になることがこれらの実験で指摘され、更に、安定な逆噴射ジェット流の内部構造はAdamson(14)やLove et al(15)によって解析された静止空気中に噴出する不足膨張ジェットのそれと定性的に一致することが明らかにされた。流れ場の不安定現象に関しては、Barbar(16), Finley(17), Peterson et al(18)等によっても報告されており、いずれも粘性消散によるものであろうと推論されている。

超音速主流に対する逆噴射ジェットの流れ場は、離脱衝撃波、主流とジェット流との接触面、ジェット流の作るMach disk、噴射孔の周辺に形成される環状死水領域およびその下流の再圧縮衝撃波等の存在により、非常に複雑で、その内部構造を詳細に記述し得るような有効な解析法は現在のところ見当らない。流れ場の詳細な構造に直接立ち入らずに、離脱衝撃波やMach disk等の可視的構造を近似的に評価する簡単な解析法がWang(19), Casanova(20), Finley(17)等によりわずかに展開されているに過ぎない。然し、前述の如く、逆噴射ジェットの興味が物体の表面圧力分布や熱伝達特性の制御にある以上、環状死水領域の圧力および再圧縮衝撃波の強さやその位置等を評価し得る解析法の提案が望まれる。

この報告は、上述の解析法を展開するのに必要な情報を得るために行なわれた実験結果に関するもので、測定重点是流れ場が安定な場合の表面圧力分布や再圧縮衝撃波の位置・強さ等に置かれている。

## 2. 模 型

使用した模型は直径40mmφの不銹鋼製の半球とそれに接続する長さ70mmの円柱より成り、その断面図を第1図に示してある。半球の先端には模型の中心軸を同軸とする逆噴射のための錐状ノズルが設けられており、ノズルの設計出口マッハ数は1.0および1.5の2種類である。空気ジェットを大気中に噴出させてノズルの出口での総圧を測定した結果、設計マッ



第1図 模型

ハ数はほぼ実現できていることが確認された。

模型の表面には直径1mmφの静圧孔が母線に沿って10個設けられており、その配置は特に再圧縮衝撃波が発生すると推定される位置の附近に密に配分されている。

ジェットのための2次空気は小型圧縮機付貯気槽の高圧常温空気を減圧弁を通して供給され、実験中は模型内に設けられたsettling chamberの圧力を一定に保つように減圧弁が制御された。

実験は測定室が40cm×40cmの正方形断面をもつ吹き下し型超音速風洞を用いて行なわれた。一様流の状態は下記の通りである。

$$M_{\infty} = 2.0$$

$$P_{0\infty} = 1.8 \text{ kg-wt/cm}^2$$

$$T_{0\infty} = 290 \text{ }^{\circ}\text{K}$$

$$Re = 2.2 \times 10^5 / \text{cm}$$

ただし、 $M_{\infty}$ 、 $P_{0\infty}$ 、 $T_{0\infty}$ 、 $Re$ はそれぞれ一様流のマッハ数・淀点圧力・淀点温度および一様流の状態に参照した単位長さ当りのレイノルズ数である。

### 3. 流れ場の不安定性

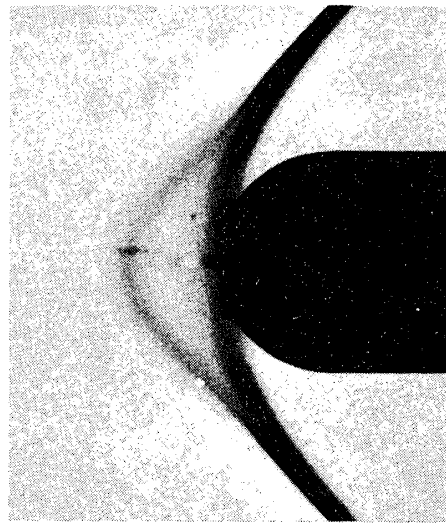
ジェット流の総圧 $P_{0j}$ と主流の総圧 $P_{0\infty}$ との比 $K = P_{0j} / P_{0\infty}$ が比較的小さい範囲では流れ場が不安定になることは既に文献(12, 13, 16~18)に指摘されているが、この不安定現象をより詳しく明らかにするため $K$ を細かく変化させて表面圧力分布を測定し、同時にシュリーレン法を用いて流れ場の観察を行なった。シュリーレンによる観察結果によれば、

$K \approx 1$  の範囲では、最初は、対称軸附近の離脱衝撃波面が僅かに上流に張り出し、然も中立的に安定な位置の前後で微小振巾の振動をしている。然し、この不安定現象は対称軸附近の極く限られた範囲に限定され、軸より遠い場所の離脱衝撃波の位置および形状は no jet のそれと大差ない。

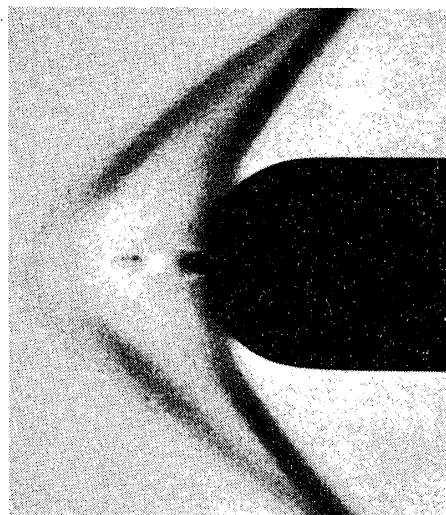
$K$  の値が増加すると、対称軸附近の衝撃波面はそれにつれて次第に前進する。結果として不安定領域が増大し振巾も増加するけれども、依然として、小振巾の不規則振動に止まっており、ジェット流中に Mach disk の形成は明確に確認できない。このような小振巾の流れ場の不安定性を示す範囲を *slightly unstable regime* と呼ぶことにし、シュリーレン写真の一例を第2図に示してある。

これに対応して表面圧力の時間的変化を測定すると、中立的に安定なまわりで小振巾の不規則振動が得られ、その中立的に安定な圧力分布を第3図に示してある。図で分る如く、中立的に安定な圧力値は  $K$  の増加と共に漸次減少する。

$K$  の値が増加して或る一定値  $K_{cr}$  を越えると離脱衝撃波は、軸附近で上流に極めて突出して小振巾の振動をする変形波面をもつ不安定な位置と、物体により接近しかつ滑らかな単調波面に戻り、更にジェット流内部に Mach disk が明らかに形成されて流れが安定する位置との間を往復するようになり、極めて不安定な流れ場が実現する。このような状態を *very unstable regime* と呼ぶことにする。 $K$  を変化させて細かく光学観測すると、 $K$  が比較的小さい場合には *slightly unstable regime* での滞留時間が永く、 $K$  が大きくなると逆に *stable regime* での滞留時間の方が永くなって行くことが判明し、この結果は注目に値する。



第2図(a)



第2図(b)

第2図(a) 不安定流れ場のシュリーレン写真。

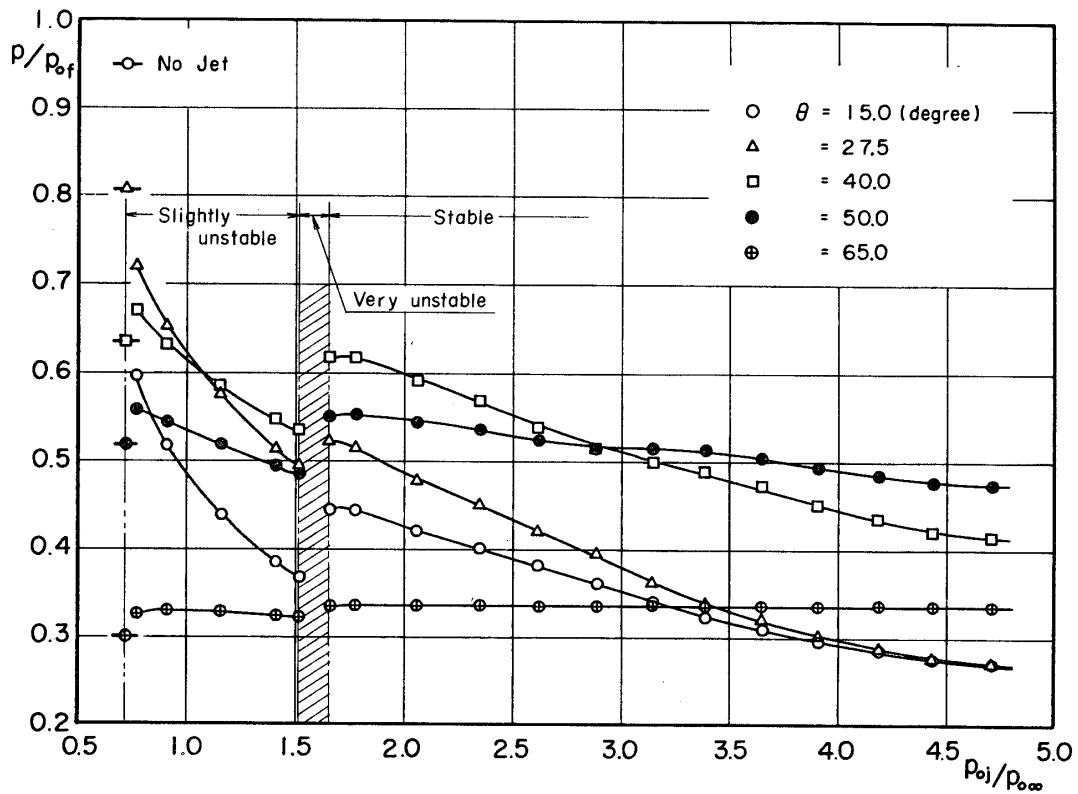
$$M_{\infty} = 2.0, M_j = 1.0,$$

$$P_{oj}/P_{o\infty} = 1.163$$

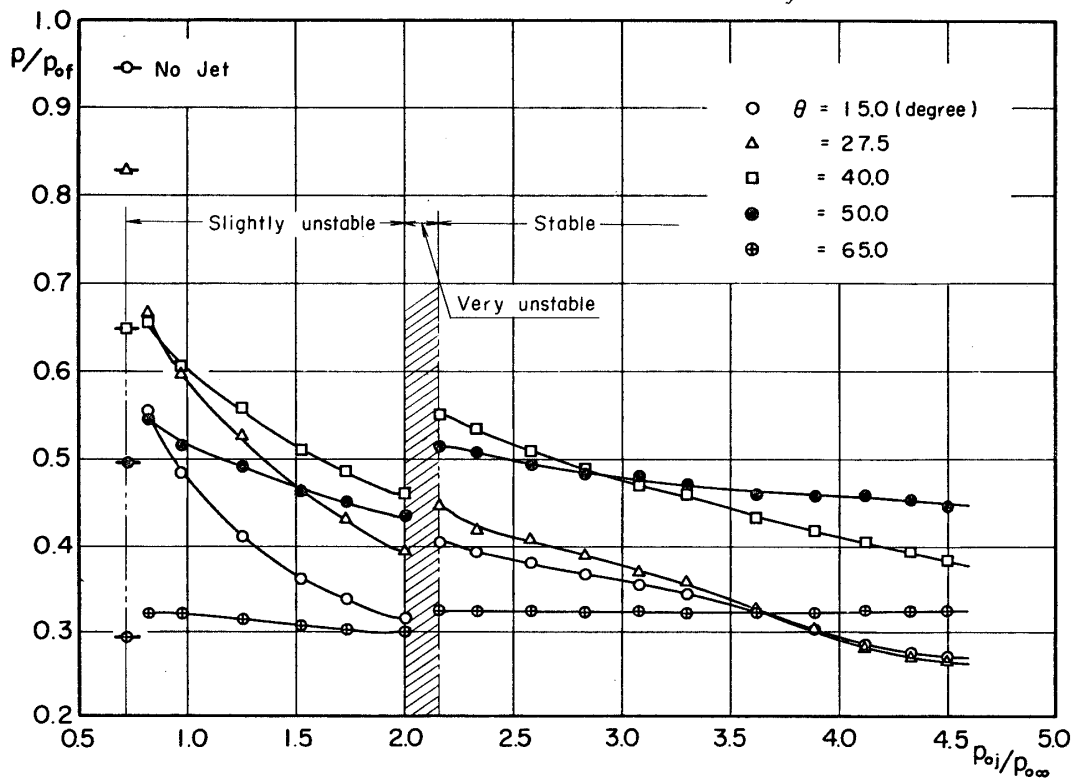
(b) 不安定流れ場のシュリーレン写真。

$$M_{\infty} = 2.0, M_j = 1.5,$$

$$P_{oj}/P_{o\infty} = 1.838$$



第3図(a) 表面圧力と総圧比の関係。  $M_\infty = 2.0$ ,  $M_j = 1.0$



第3図(b) 表面圧力と総圧比の関係。  $M_\infty = 2.0$ ,  $M_j = 1.5$

$K$ の値が更に増加して或る一定値 $K_s$ を越えると流れ場は完全に安定になる (stable regime)。第4図は安定な流れ場のシュリーレン写真の一例であり、圧力分布は第3図に示してある。図で分る如く、very unstable regime は流れ場が slightly unstable から stable へ移行する遷移領域として存在し、その際表面圧力は遷移によって増加する。また、この遷移領域を他と区別する $K$ の境界値、即ち $K_{cr}$ および $K_s$ の値はかなり明確であるように思われる。

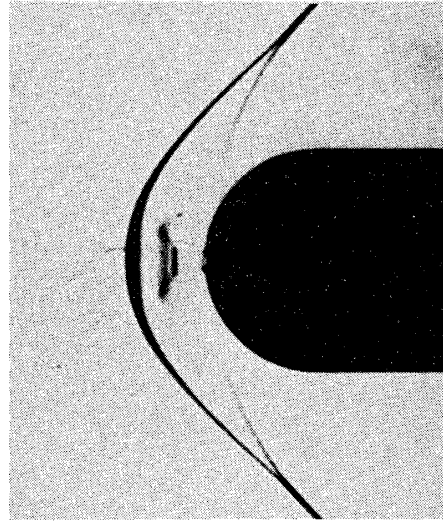
$$(1) M_j = 1.0$$

$$K_{cr} = 1.52, K_s = 1.66$$

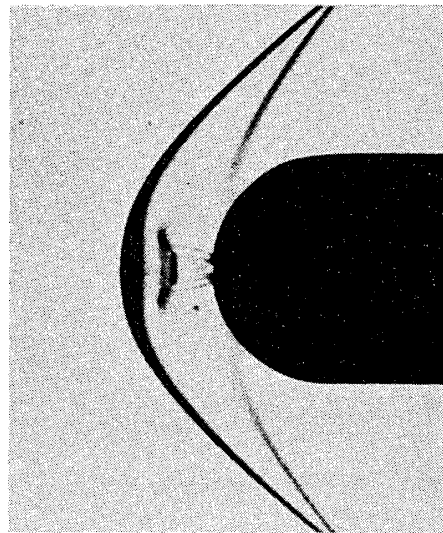
$$(2) M_j = 1.5$$

$$K_{cr} = 2.00, K_s = 2.16$$

すなわち $K_{cr}$ の値は $M_j$ の増加と共に増加し、かつvery unstable regime の中 ( $K_s - K_{cr}$ ) も増加する。



第4図(a)



第4図(b)

第4図(a) 安定流れ場のシュリーレン写真。

$$M_\infty = 2.0, M_j = 1.0,$$

$$P_{oj} / P_{o\infty} = 2.693$$

(b) 安定流れ場のシュリーレン写真。

$$M_\infty = 2.0, M_j = 1.5,$$

$$P_{oj} / P_{o\infty} = 3.302$$

#### 4. 安定な流れ場

前節で言及した如く、 $K \geq K_s$  に対して流れ場は完全に安定になり、ジェット流中にMach diskが明確に形成される。第5図は $M_j = 1.0$  に対する表面圧力分布の結果であり、比較のためno jet の場合の圧力分布の結果および次式で与えられるmodified Newtonian theoryの結果も示してある。

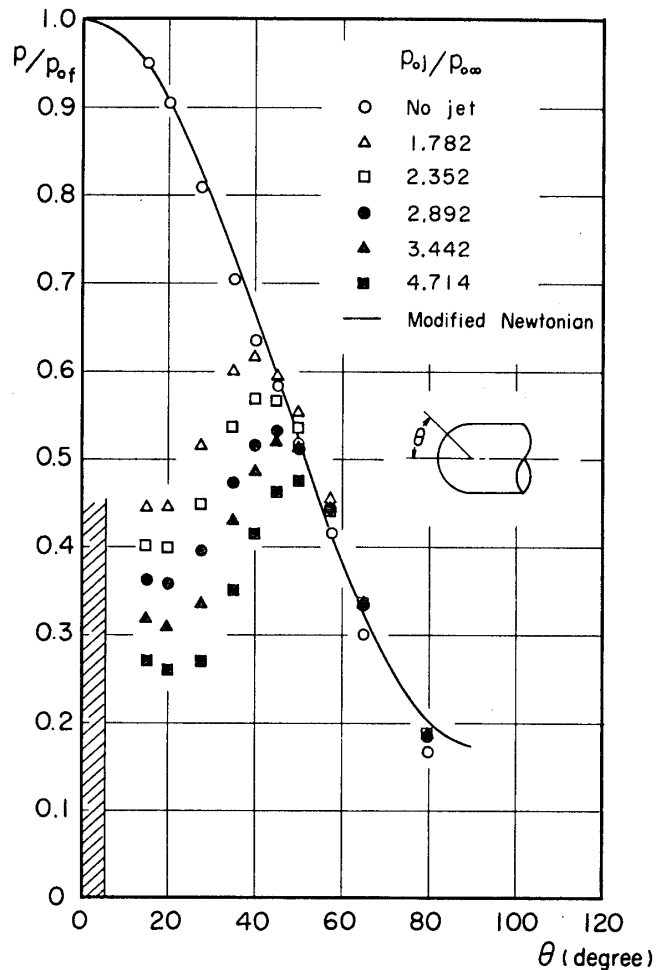
$$\frac{P}{P_{of}} = \frac{P_\infty}{P_{of}} + \left(1 - \frac{P_\infty}{P_{of}}\right) \cos^2 \theta$$

ただし $P_\infty$ および $P_{of}$ はそれぞれ主流の静圧およびno jetの場合の模型の淀点圧力であり、 $\theta$ は淀点から測った円周角を意味する。図で分る如く、no jetの場合の圧力分布の実験値と理論値の一致は極めてよい。

逆噴射を行なうと、噴射孔の近傍の圧力はno jetの場合に比較して大巾に減少し、かつ、 $\theta$ く $20^\circ \sim 30^\circ$ の範囲では、ほぼ一定である。 $\theta$ が増加すると表面圧力は急速に増加してno jetの値に達し、以後は僅かに高めであるが、ほぼno jetの圧力分布に沿って減少する。表面圧力分布のこの定性的な傾向は $K$ が増加しても保存されるが、噴射孔の近傍の圧力は $K$ の増加と共に低くなり、かつ圧力上昇の位置は漸次後流へ移動する。 $M_j=1.5$ に対する表面圧力分布に関する結果は第6図に示してあり、 $M_j=1.0$ に対するそれと定性的に同じである。

噴射孔下流の圧力一定の領域の存在は噴射孔をとりまく環状死水領域の存在を意味し、かつ、その後流における急激な圧力上昇は再圧縮衝撃波によるものと考えられる。このような流れ場の特性は後向きステップをよぎる超音速流におけるステップからの剥離境界層の再付着の空気力学的過程に極めて類似しており、そこでは接触面の内側を流れるジェット流が剥離境界層と同じく、実質的に再付着粘性流の役割を演じているものと推論される。従って、環状死水領域の圧力はこの再付着粘性流と再圧縮衝撃波との干渉によって決定されると考えられる。

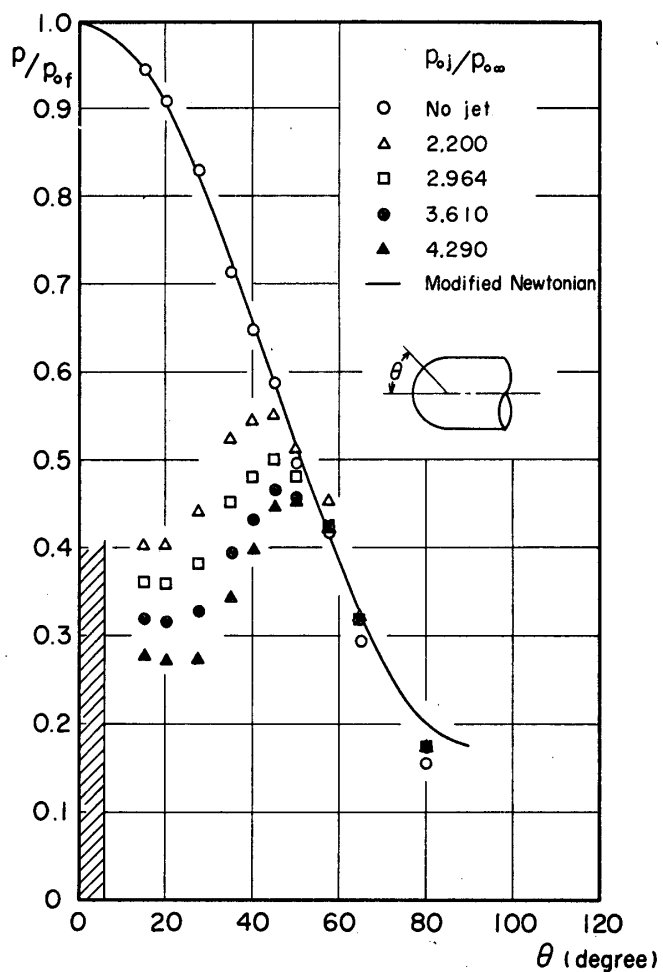
更に注目すべき点は圧力分布に関する干渉領域の終端条件がno jetの場合の圧力分布で与えられ、そしてそれはmodified Newtonian theoryでかなり精度よく近似し得ると云う実験事実である。この観点に立脚して、死水領域の圧力 $P_d$ および再圧縮衝撃波直後の圧力 $P_m$ を第7図に示す。ここで $P_m - P_d$ は再圧縮衝撃波の強さに対応している。以上の表面圧力分布に関する実験結果は、死水領域の圧力、再圧縮衝撃波の位置と強さを評価する解析法を展開するために重要な実験的情報を与えるものであると考えられる。



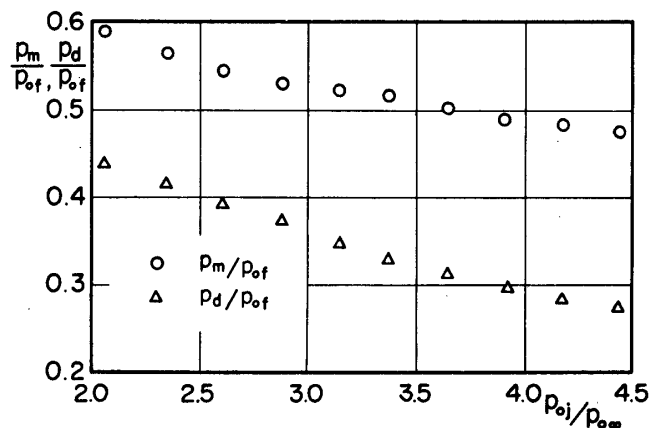
第5図 表面圧力分布。 $M_\infty = 2.0$ ,  $M_j = 1.0$

第8図は離脱衝撃波およびMach diskの位置である。離脱衝撃波およびMach diskの位置は $K$ の増加と共に僅かに前進する。主流とジェット流の接触面は主流に対しては実質的には固体壁のような役割を演じており、Finley (17)の推定によれば、その形状はおおよそspherically blunted cone となっていると考えられる。従って、接触面の対称軸近傍の曲率半径は $K$ が大きくなると共に増大することを実験結果は意味している。一方、対称軸と接触面の交点は淀点となり、そこでは主流とジェット流との淀点圧力が均衡するという条件が要求される。Mach diskを近似的に垂直衝撃波と考え、 $M_j = 1.0$ に対してはOwen et al (21)の特性曲線法を用いた音速噴流の解を、また、 $M_j = 1.5$ に対してはAdamson et al (14)の近似解を用いてMach diskの位置を計算することができ、その結果を第8図に比較のために示してある。図で分る如く、理論値と実験値の一致は極めてよい。

第9図は逆噴射ジェットに起因する表面圧力分布の変化による前面半球部分の抗力係数と $K$ の関係を示している。図中、 $C_{Ds}$ は噴射孔を除いた半球表面に作用する圧力抗力を、 $C_{Dj}$ はジェットによる推力を、 $C_{DT}$ は全抗力を意味し、参照面積は球の前面投影面積をとってある。no jetの場合の抗力係数はmodified Newtonian theoryを用いて



第6図 表面圧力分布。 $M_\infty = 2.0$ ,  $M_j = 1.5$



第7図(a) 死水圧力および再圧縮圧力。  
 $M_\infty = 2.0$ ,  $M_j = 1.0$



$$C_{D0} = \frac{1}{\gamma M_\infty^2} \left( \frac{P_{of}}{P_\infty} \right) + 1$$

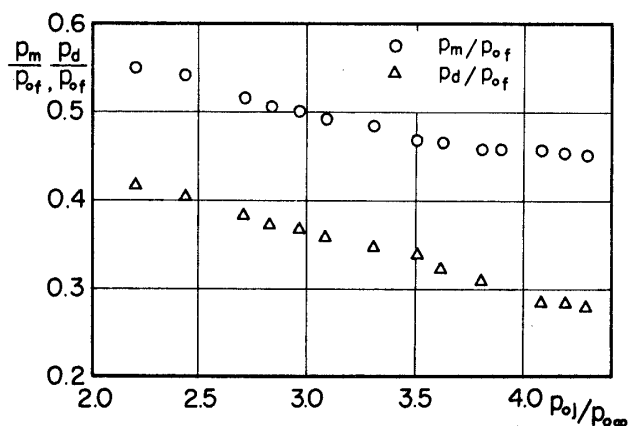
と表示され、 $M_\infty = 2.0$  に対しては  $C_{D0} = 1.186$  を得る。従って逆噴射ジェットによってかなり大巾に抗力を減らすことができる。逆噴射ジェットの流量は  $P_{oj}$  に比例するので、第9図の横軸はジェットの流量に対応すると考えられることに注意を要する。

### 5. 結 論

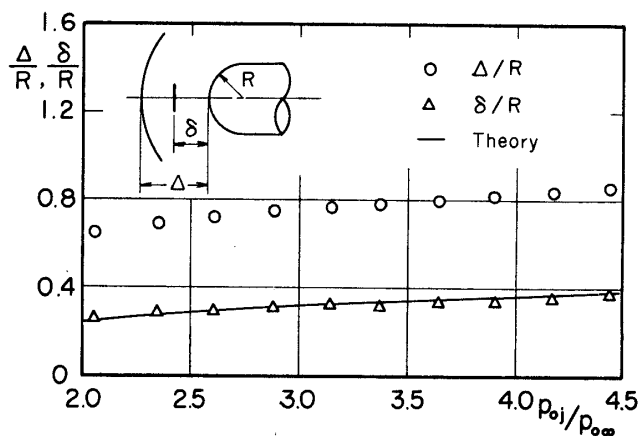
超音速流中に置かれた半球の前面淀点からの逆噴射ジェットの流れ場が、ジェット流と主流の総圧比  $K$  に関して実験的に調べられた。流れ場の安定性に関しては  $K$  の値の大きさによって3つのタイプの流れ場が存在することが定性的に明らかにされた。即ち、slightly unstable regime ( $K \leq K_{cr}$ ), very unstable regime ( $K_{cr} < K < K_s$ ) および stable regime ( $K_s \leq K$ ) である。

slightly unstable regime では流れ場は中立的に安定な状態のまわりで小振巾の不規則振動をしており、また、very unstable regime は stable regime への遷移過程として存在し、そこでは、流れ場は slightly unstable state と stable state との間を往復振動し、その振巾はかなり大きい。

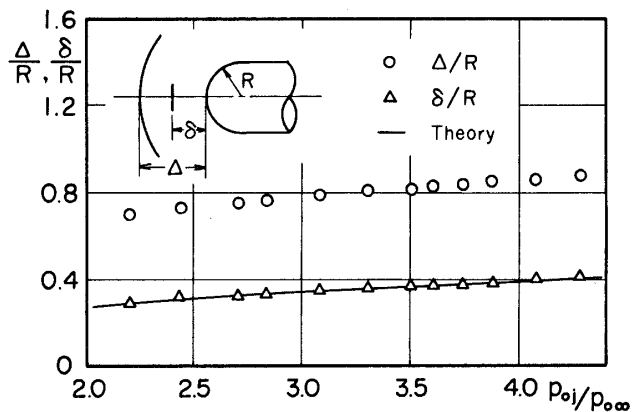
stable regime では流れ場は完全に安定であり、ジェット流中かなり強い Mach disk が明確に形成される。噴射孔近傍には圧力がほぼ



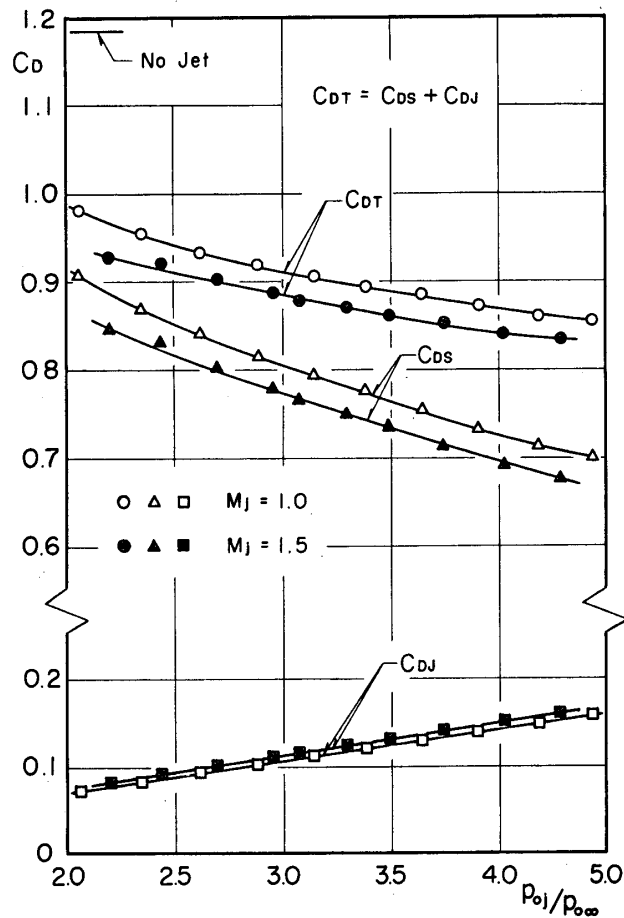
第7図(b) 死水圧力および再圧縮圧力。  
 $M_\infty = 2.0, M_j = 1.5$



第8図(a) 離脱衝撃波およびMach diskの位置。  
 $M_\infty = 2.0, M_j = 1.0$



第8図(b) 離脱衝撃波およびMach diskの位置。  
 $M_\infty = 2.0, M_j = 1.5$



第9図 前面抗力係数と総圧比との関係

一定である環状死水領域が形成され、その値は no jet の場合の淀点近傍の圧力に比較して大幅に減少する。環状死水領域の後流には再圧縮衝撃波の存在に起因する急激な圧力上昇が起り、no jet の圧力分布に接続する。このような表面圧力分布の定性的な振舞は超音速流中に置かれた後向きステップ後流のそれと類似しており、このことは流れ場の解析的取扱に関する重要な実験的情報を提供するものである。

噴射孔周辺の表面圧力の大巾な減少は鈍頭物体の前面抗力を20パーセント以上減少させ得る。

1974年12月5日 航空力学部

### 参考文献

- [1] Laptoff, M. : Wingflow Study of Pressure Drag Reduction at Transonic Speed by Projecting a Jet from the Nose of a Prolate Spheroid of Fineness ratio 6. NACA RM No. L51E09, 1951.

- [2] Watts, G.A. : An Experimental Investigation of Sonic Jet Directed Upstream Against a Uniform Supersonic Flow. UTIA TN No. 7, 1956.
- [3] Love, S.E. : The Effect of a Small Jet of Air Exhausting from the Nose of a Body of Revolution in Supersonic Flow. NACA RM No. L52119a, 1952.
- [4] Love, E.S. : A Re-examination of the Use of Simple Concepts for Predicting the Shape and Location of Detached Shock Wave. NACA TN No. 4170, 1957.
- [5] Stalder, J.R. and Inouye, M. : A Method of Reducing Heat Transfer to Blunt Bodies by Air Injection. NACA RM No. A56B27a, 1956.
- [6] McMahon, H.M. : An Experimental Study of the Effect of Mass Injection at the Stagnation Point of a Blunt Body. GALCIT Hypersonic Project Memo. No. 42, 1958.
- [7] Warren, C.H.E. : An Experimental Investigation of the Effect of Ejecting a Coolant Gas at the Nose of a Bluff Body. Jour. Fluid Mech. Vol. 8, 1960.
- [8] Baron, J.R. and Alzner, E. : An Experimental Investigation of a Two-Layer Shock Cap due to Blunt Body Nose Injection. Jour. Fluid Mech. Vol. 15, 1963.
- [9] Gollnick, Jr. A.F. : Blunt Body Experiments with Central Injection. AIAA Jour. Vol. 4, 1966.
- [10] Charczenko, N. and Hennessy, K.W. : Investigation of a Retrorocket Exhausting from the Nose of a Blunt Body into a Supersonic Free Stream. NASA TN D-751, 1961.
- [11] Hayman, Jr. L.O. and McDearmon, K.W. : Jet Effects on Cylindrical Afterbodies Housing Sonic and Supersonic Nozzles Which Exhaust Against a Supersonic Stream at Attack from 90° to 180°. NASA TN D-1016, 1962.
- [12] Romeo, D.J. and Sterrett, J.R. : Exploratory Investigation of the Effect of a Forward-Facing Jet on the Bow Shock of a Blunt Body in a Mach number of 6 Free Stream. NASA TN D-1605, 1963.
- [13] Romeo, D.J. and Sterrett, J.R. : Flow Field for Sonic Jet Exhausting Contour to a Hypersonic Main Stream. AIAA Jour. Vol. 3, 1965.
- [14] Adamson, T.C. and Nicholls, J.A. : On the Structure of Jets from Highly Under Expanded Nozzle into Still Air. JAS Vol. 26, No. 16, 1959.
- [15] Love, E.S., Grigsby, C.E., Lee, L.P. and Woodling, M.J. : Experimental and Theoretical Studies of Axisymmetric Free Jets. NASA TR No. 6, 1959.
- [16] Barbar, Jr. E.A. : An Experimental Investigation of Stagnation Point Injection. Jour. Spacecraft Vol. 2, 1965.
- [17] Finley, P.J. : The Flow of a Jet from a Body Opposing a Supersonic Free Stream. Jour. Fluid Mech. Vol. 26, 1966.
- [18] Peterson, V.L. and McKenzie, R.L. : Effect of Simulated Retrorockets on the Aerodynamic Characteristics of a Body of Revolution at Mach Numbers from 0.25 to 1.90. NASA TN D-1300, 1962.
- [19] Wang, C.Y. : Contours for Stagnation Point Mass Injection in Hypersonic Flow. AIAA Jour. Vol. 2, 1964.
- [20] Casanova, R.A. and Wu Ying-Chu, L. : Flow Field of a Sonic Jet Exhausting Contour to a Low Density Supersonic Airstream. Phys. Fluid. Vol. 12, 1962.

- [21] Owen, P.R. and Thornhill, C.K. : The Flow in a Axially Symmetric Supersonic Jet from a Nearly Sonic Orifice into a Vacuum. ARC R&M No. 2616, 1952.