

UDC 533.6.072  
533.6.011.55

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-622

極超音速流れにおけるスティング干渉の実験

橋本 登 ・ 穂積 弘一 ・ 小山 忠勇  
吉沢 昭 ・ 松崎 貴至

1980年8月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. まえがき .....	2
2. 実験方法および計測 .....	2
3. 実験結果 .....	5
3.1 スティング・フレアの影響のない場合(ケースⅠ) .....	5
3.2 スティング・フレアの影響のある場合 .....	10
3.2.1 スティング平行部の長い場合(ケースⅡ) .....	10
3.2.2 スティング平行部の短い場合(ケースⅢ) .....	14
4. 考 察 .....	19
4.1 模型表面上の境界層の遷移の影響 .....	19
4.2 スティング・フレア周りの流れ .....	20
4.3 ベース圧のコリレーション(フリーフライトのデータとの比較) .....	21
5. 結 論 .....	22
Appendix. ストラット, スティング・ポッドの影響(ケースⅣ) .....	25

# 極超音速流れにおけるスティング干渉の実験\*

橋本 登\*\* 穂積 弘一\*\* 小山 忠勇\*\*  
吉沢 昭\*\* 松崎 貴至\*\*

## An Investigation of Support-Interference Effects in Hypersonic Flow

Noboru HASHIMOTO, Koichi HOZUMI, Tadao KOYAMA,  
Akira YOSHIZAWA and Takashi MATSUZAKI

### ABSTRACT

Support-interference effects on hypersonic base pressure are investigated for various geometrical sting-support configurations in the NAL Hypersonic Wind Tunnel. Base pressure and pressure distribution on the sting surface in the flow having a free-stream Mach number of 7.1 and a free-stream Reynolds number based on the unit length from  $0.2 \times 10^5$  to  $2.0 \times 10^5/cm$  were measured. The oil flow observation on the sting surface was made at the same time.

The angle of attack of the model is  $0^\circ$ . The models are four spherically blunted cones with a semi-vertex angle of  $10^\circ$ , a nose bluntness radii of 0.3, 3, 8 and 15 mm and a base diameter of 100 mm. The support system consists of a strut, sting-pod and a sting. Three different stings having different lengths of 530, 252.5, and 127.5 mm are used to examine the sting-flare effect on the base pressure.

Avoiding the strong base pressure rise caused by the effect of strut, the sting-flare corner effect is investigated. The experimental results show that the base pressure depends upon the Reynolds number and is affected by the interaction of the base recirculating flow and the separated flow around the sting-flare corner. This effect of the sting-flare corner becomes smaller as the length of the sting increases and the standard length of a sting which has a sufficiently minimal effect on the base pressure is obtained.

Above a Reynolds number of about  $1.0 \times 10^5/cm$ , the base recirculating flow and the separated flow over the flare are independent of each other and the base pressure changes discontinuously at a Reynolds number of about  $1.0 \times 10^5/cm$  in many cases. It seems to be caused by the transition of the boundary layer on the model surface.

In order to predict the base pressure of the sting-mounted models, the correlation of the base pressure with local flow properties, immediately preceding the base, is discussed for those cases where there is little effect from the sting-flare and strut.

### 記 号

$C_0, C_2, C_5, C_7$  : 支持模型形状 (図4)

$h_w$  : 模型表面上の状態による静エンタルピ

$H_w$  : 模型表面上の状態による全エンタルピ

$M_\infty$  : 主流マッハ数

$M_e$  : 模型ベース端における境界層外縁のマッハ数

$l_s$  : ベース面からベース循環流の再付着点までの距離

$L_s$  : スティング平行部の長さ

$L_{sp}$  : スティングポッド平行部の長さ

$p_b$  : ベース圧

\* 昭和55年7月16日受付  
\*\* 空気力学第一部

- $p_e$  : ベース面直前の模型表面上の静圧  
 $p_0$  : 激み点圧力  
 $p_\infty$  : 主流静圧  
 $Re_\infty$  : 1 cmあたりの主流レイノルズ数  
 $(Re_{RB})_e$  : 模型ベース径に対する模型ベース端での  
 レイノルズ数  
 $R_B$  : 模型ベース径  
 $T_0$  : 激み点温度  
 $X$  : 主流方向への距離

## 1. ま え が き

風洞実験によって模型の抗力や動安定微係数の測定を行う場合、模型のベース圧が支持部の形状の影響を受けるため、支持干渉の問題は重要な問題であり、多くの関心が持たれてきた。亜音速から超音速の領域での支持干渉の研究は比較的多く行なわれているが、<sup>2),3),4),5),6)</sup> マッハ数が増す程ベース圧力係数が小さくなり全抵抗係数に占める割合が小さくなることなどから、極超音速流れでの支持干渉のデータは少ない、しかしながら、支持形状による擾乱の上流のベース圧に対する影響はその形状によっては静圧以上になることがあり、この支持干渉の効果は、特に前面抵抗の小さい模型に対しては、無視できないことが経験されている。

飛しょう体のベース面の圧力や熱伝達を求めるために、フリーフライトによる模型を使った風洞実験や実機による試験が多く行なわれている。<sup>7),8)</sup> この実機によるデータは、支持干渉のある場合の地上設備による実験結果の補正に役立つものであるが、マッハ数およびレイノルズ数の違い等があるため、当風洞の実験結果に適用できるデータが少ない。

スティングで支持された模型のベース圧は、当然ながらその模型形状で変わるが、スティングの形状、すなわち模型とスティング平行部の直径比(スティング径の効果)、支持模型ベース面からスティング・フレアまでのスティング平行部の長さ(スティング長さ効果)やスティング・フレアの開き角やその長さ等の影響を受ける。スティング形状の効果のうち、特に圧縮コーナ部による圧力上昇の上流のベース圧に対する影響は大きい。本実験の目的はこれ等コーナ部のベース圧に対する効果を調べ、スティング・フレアコーナ部の影響が十分小さいスティング形状の目安を得ることである。

実験は主流マッハ数 7.1 の流れに対して、半頂角  $10^\circ$  の円錐と数種の鈍頭円錐模型および 3 種類のスティングを用いて行なった。半頂角  $10^\circ$  の円錐模型に対しては、基本形状模型として当風洞で力試験を行っており、他

の既報の多くの空力特性およびベース圧に対する風洞試験およびフリーフライトのデータがあることから、この形状を支持模型に用いた。また、模型迎角は零迎角の場合に限って実験を行った。

これ等の模型とスティングの組合せについて、主流レイノルズ数を変えて、ベース圧の変化を調べた。同時にスティング上の表面圧力分布の測定とオイルフローによる観察を行い、ベース圧力変化とベース後方の流れとの相関関係を明らかにできた。また本実験のデータとフリーフライトによる他の既報のデータをリーブスとバスの理論によるパラメータを用いて比較し、スティングおよびスティング・フレアのベース圧に対する効果について述べる。

## 2. 実験方法および計測

### 実験条件

本風洞試験の実験条件は次の通りである。<sup>11),12)</sup>

マッハ数 ( $M_\infty$ ) : 7.1

激み点圧力 ( $p_0$ ) : 10 ~ 80 kg/cm<sup>2</sup>

激み点温度 ( $T_0$ ) : 500 ~ 600 °C

主流レイノルズ数 ( $Re_\infty$ ) :  $0.2 \times 10^5 \sim 2.0 \times 10^5$  /cm

### 模型支持系の構成

測定室内模型支持系の構成を図 1 に示す。支持系はストラット、スティング・ポッドおよびスティングから構成される。スティング・ポッドは、ストラットに支持され、その平行部の長さ ( $L_s$ ) は 0 ~ 300 mm の間で変える事ができる。通常の場合、このスティング・ポッドにスティングを装着し、模型はこのスティング先端に装着する。直径の異なるスティングとスティング・ポッドを滑らかに結ぶため、スティング・フレアと呼ばれるテーパ部を設ける。

なお本風洞は自由噴流式で測定部の周りは測定室に開放でノズル出口(出口径 50 cm)からベルマウスまでは 618 mm であり、ストラットまでは 1018 mm である。これらの値は模型支持部の構成を決める際の制限となる。

スティング(平行部の長さ)、スティングフレア(角度および長さ)、スティング・ポッド(平行部の長さ)の各寸法の決定。

この様な本風洞の支持系において、スティングとスティング・ポッドを結ぶスティング・フレアのコーナ部およびスティング・ポッド後方のストラットに続く部分の圧縮コーナ部が、模型ベース流れに影響を与える。スティング・フレアコーナ部のベース圧への影響を小さくするにはスティング平行部を長くし、スティング・フレアのテーパ角度を小さくすることが考えられるが、ストラッ

トによる大きな圧力上昇の影響を除くためにはスティング・ポッドの平行部にもある長さが必要であり、これ等の長さや圧縮強さを勘案して、測定部の寸法の制限内で、支持系の形状を決める必要がある。

まずスティング・フレアコーナの影響を除くため、スティング平行部をできるだけ長くして(平行部長さ 530 mm)スティング・フレアを後方へ持っていった場合の測定を行なった。図2にこの場合のスティング形状および圧力孔の位置を示す。圧力孔はスティング表面上に30点および模型のベース面になるスティング先端のフラン

ジ部上にベース圧測定用に4点設けた。この場合、スティング平行部の長さをできるだけ長くするため、スティング・フレア角をきつくして(45°)スティング・フレアの長さを短くした。またスティング・ポッド平行部の長さ( $L_{sp}$ )もそのために120mmと他のケースと比べて多少短くした。

次にスティング・フレア部の影響のある場合について、すなわち175mmの長さのスティング・フレアを持った長短2種類のスティングを装置して、実験を行った。図3にこの場合のスティング形状およびスティング表面圧

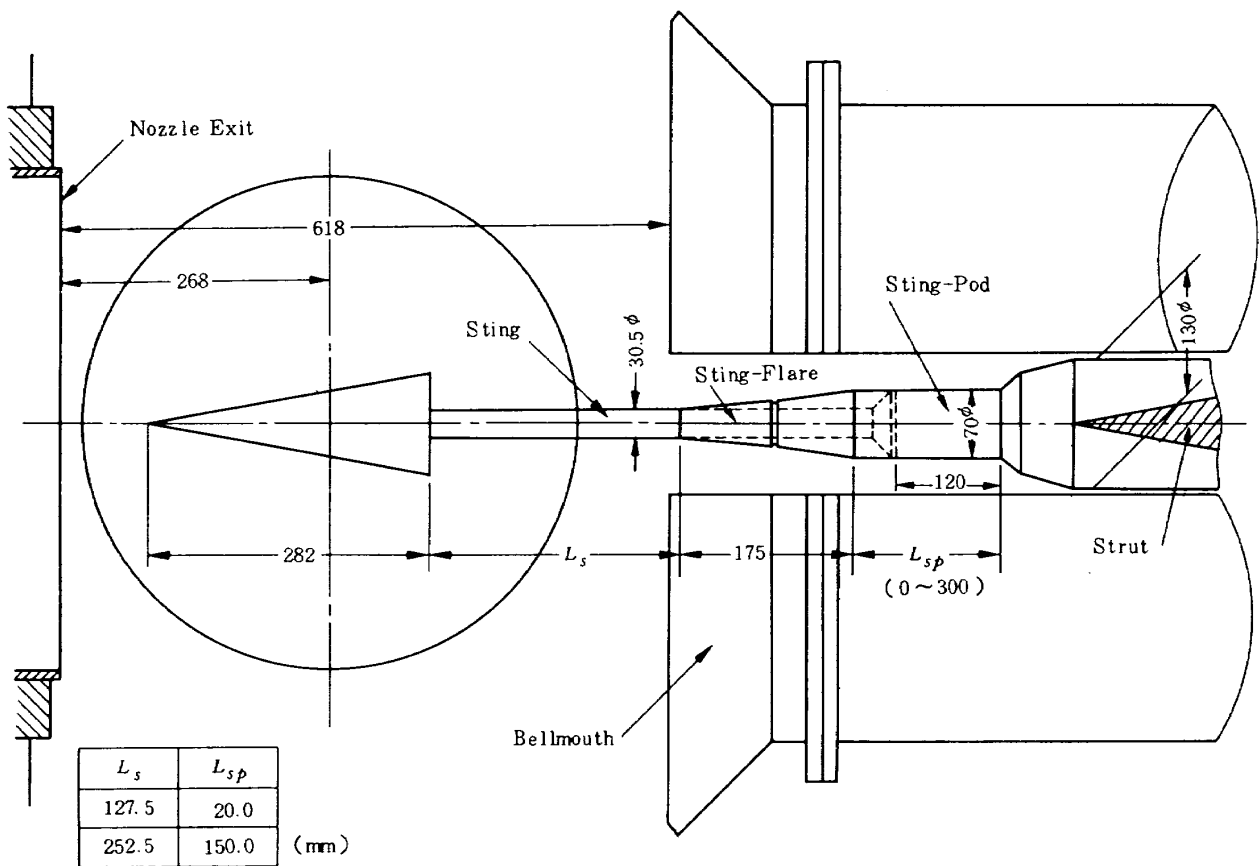


図1 模型支持部の構成

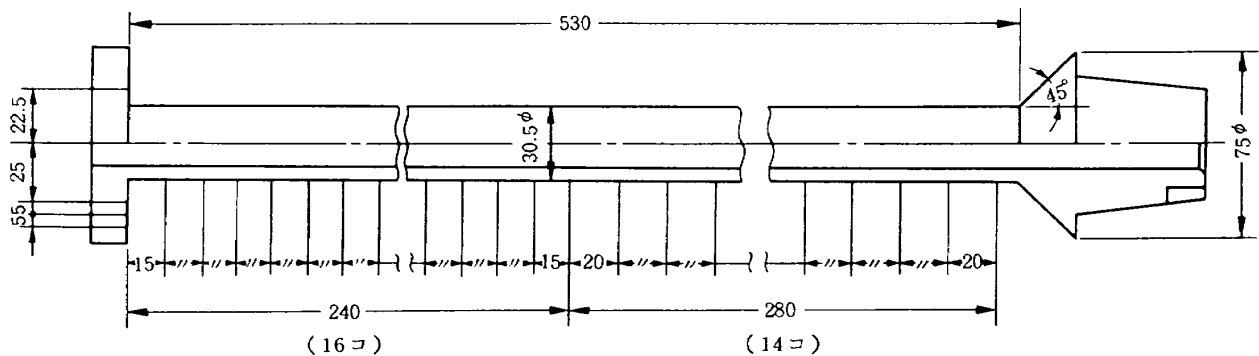


図2 平行部を長くしフレアの影響を除いたスティング

ベース圧測定用の圧力孔の位置を示す。この場合、後方のストラットからの影響を完全に除くため、スティング・ポッドの平行部の長さは 150mm とした。この長さは、予備的試験を行なって決めた最小のレイノルズ数でもベース圧への影響がない十分余裕のある長さである (Appendix 参照)。

支持模型

支持模型として、図 4 に示す様な 4 種類の異なる鈍頭度を持つ半頂角  $10^\circ$  の円錐を用いた。

実験ケース

上記の様なスティングとスティング・ポッドの組合せにより、表 1 の様に 4 つのケースについて、実験を行なった。スティング・ポッドの短い場合 (ケース IV) は、スティング・ポッドやストラットの圧縮コーナ部の周りの流れのベース流れに対する効果を調べるため、予備的に円錐模型についてのみ実験を行なった。

圧力測定

圧力の測定は応答性および加熱による温度の影響を考

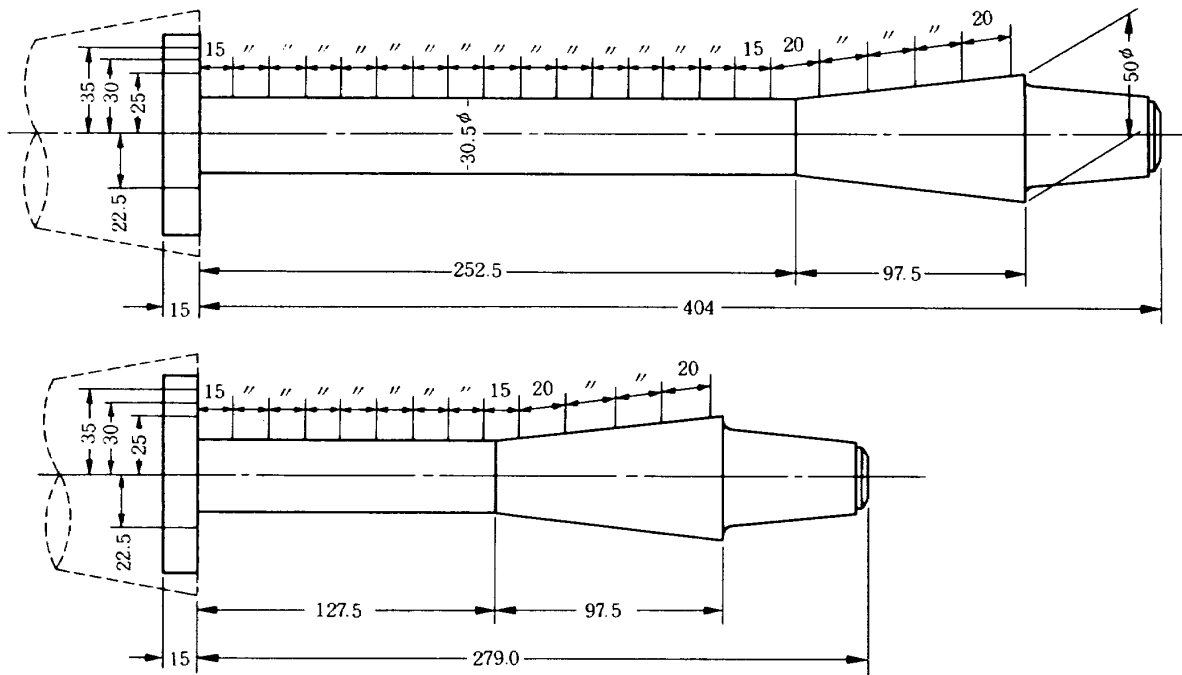
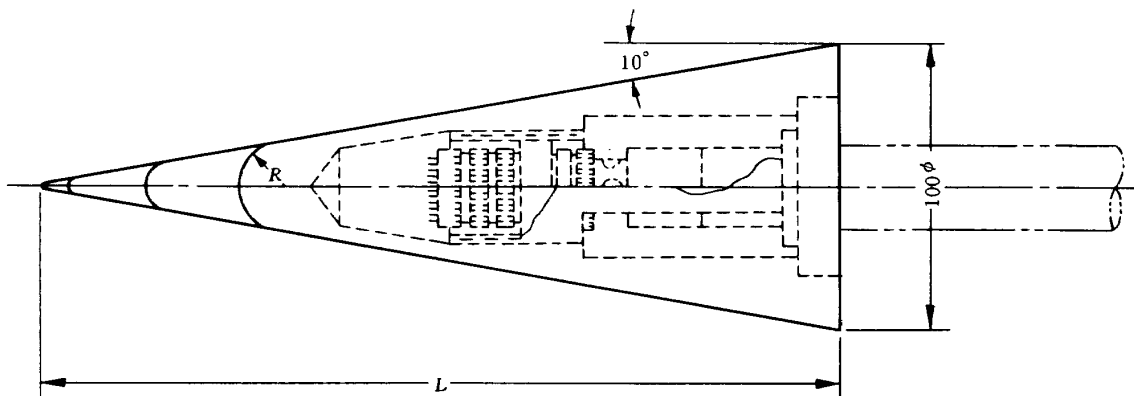


図 3 フレアコーナの影響を調べるためのスティング形状と圧力孔位置



	$C_0$	$C_2$	$C_5$	$C_7$
$R$	$0.3R$	$3R$	$8R$	$15R$
$L$	283.6	269.3	245.5	212.2

(mm)

図 4 支持模型形状

表1 実験ケース

	スティング	スティングポッド	模 型
ケースⅠ	$L_s = 530.0\text{mm}$	$L_{sp} = 120\text{mm}$	$C_0, C_2, C_5, C_7$
ケースⅡ	$L_s = 252.5\text{mm}$	$L_{sp} = 150\text{mm}$	$C_0, C_2, C_5, C_7$
ケースⅢ	$L_s = 127.5\text{mm}$	$L_{sp} = 150\text{mm}$	$C_0, C_2, C_5, C_7$
ケースⅣ	$L_s = 252.5\text{mm}$	$L_{sp} = 20\text{mm}$	$C_0,$

慮して、水ジャケットで冷却保護された小型圧力走査器（スキュニバルブ、24-S2V型）を模型内部に装置し、測定を行なった。使用した圧力変換器はバリアブルレクタンス型のもの（SCANCO社製、PDCR±0.2 psi）であるが、測定圧の範囲が約0.015～0.001 kg/cm<sup>2</sup>と低いため、その校正法、ドリフトの補正および過圧からの保護に注意した。ドリフトによる誤差をなるべく小さくするため、通風直前に校正圧力源より校正圧力を変換器およびあらかじめ校正した基準圧力計（Baldwin社製ストレーンゲージタイプ差圧計±500mm aq）に印加して、圧力変換器の感度およびオフセットを決定した。この校正圧は通風時にも測定され、測定中の圧力変換器の感度の変化やドリフトのない事を確かめるとともに、各測定点について2回サンプリングして、2回の値にズレのない事を確かめることにより、限られた時間内に（通常通風時間60～120秒）、低い圧力を精度よく測定することができた。

#### オイルフローによる表面流れの観察

スティング表面の流れの様子を調べるため、オイルフローによる観察を行なった。オイルには真空油（ネオパックR-100）に硫化鉛（白色）を混ぜたものを使用した。通常よく行なわれる表面に様に塗る油膜法では、流れが弱く観察が困難なため、スティング表面に点状にオイルを塗る油点法により観察を行い、その変化を測定室内に装置した遠隔操作カメラで撮影すると同時に、測定部窓から目視による観察も併せて行なった。このオイルフローによる観察例を各実験ケースに対して示す（図6, 9, 14, 17）。オイルフローにより明瞭に分る再付着点Rと剥離点Sの位置は後に示す圧力分布の図上に示すが、これ等の位置は圧力分布とよく対応し、流れの様子を理解するのに非常に役立った。なお以降に示す表面圧力の図中に、圧力分布から推定される剥離点・再付着点のうち、オイルフローでは確認できなかった点を(S), (R)で示した。

### 3. 実験結果

スティングに支持された模型のベース圧はスティング

の形状（平行部の長さおよびその直径、フレアの開き角（長さ））による影響を受ける。スティング・フレアの影響のある場合についての結果は参考文献1に既に報告しているが、ここではその結果と共に、ベース圧へのスティング・フレアコーナの影響を除くためスティング平行部を長くした場合（ケースⅠ）の結果を加えて、スティング・フレアの影響のある場合（ケースⅡ, Ⅲ）との比較を行い、そのコーナの効果をより詳しく調べた。これによってフレアの影響の少ないスティング形状の決定に際しての目安を得た。

支持模型として使用した鈍頭円錐の鈍頭度の模型囲りの流れ場におよぼす影響（特に模型表面上の境界層に与える影響による境界層の遷移、表面摩擦係数、熱伝達に対する効果）は多くの人が調べている。<sup>13),14)</sup> これ等の効果は当然ながらベース領域のShear Layerの振舞いにも影響を与えていると考えられ、本実験でも最小の鈍頭度の模型C<sub>2</sub>と円錐模型C<sub>0</sub>の間には、スティング干渉のレイノルズ数による影響およびベース面からの再付着距離などに本質的な違いが見られた。

#### 3.1 スティング・フレアの影響のない場合（ケースⅠ）

##### 円錐模型

図5に円錐模型に対するケースⅠの場合のスティング表面上の圧力分布の代表的な例を示す。図中にオイルフローによって観察された再付着点と剥離点の位置をRとSで示す。通常の場合この圧力分布は、模型ベース端から剥れたShear Layerのスティング上の再付着点後では、滑らかな圧力上昇を示すが、主流レイノルズ数 $Re_\infty$ が約 $1.0 \times 10^5/\text{cm}$ 付近の場合は再付着後の圧力分布に凹凸があった（図5, Run No.1338）。この場合後述の図11に示す様にベース面から再付着点までの距離が最小になっている。いずれのレイノルズ数に対しても、スティング後方部で非常に大きな圧力上昇のある分布を示しているが、これはスティング・フレア部に発生した垂直衝撃波による強い圧力上昇に誘起された剥離流のためである。次に示す図6のオイルフローの観察と図7の主流レイノルズ数とベース圧の関係から、この圧力上昇のベース圧に対する影響は、最小のレイノルズ数付近の場合を除いて、ないと考えられる。

図6にオイルフローによる観察の例を示す。模型ベース端からのShear Layerの再付着点とフレアコーナによって誘起された剥離流の剥離点が明瞭に分る。写真の上流側のRはベース循環流の再付着点を示し、下流側のS, Rはフレアコーナ周りの剥離流の剥離点・再付着点を示

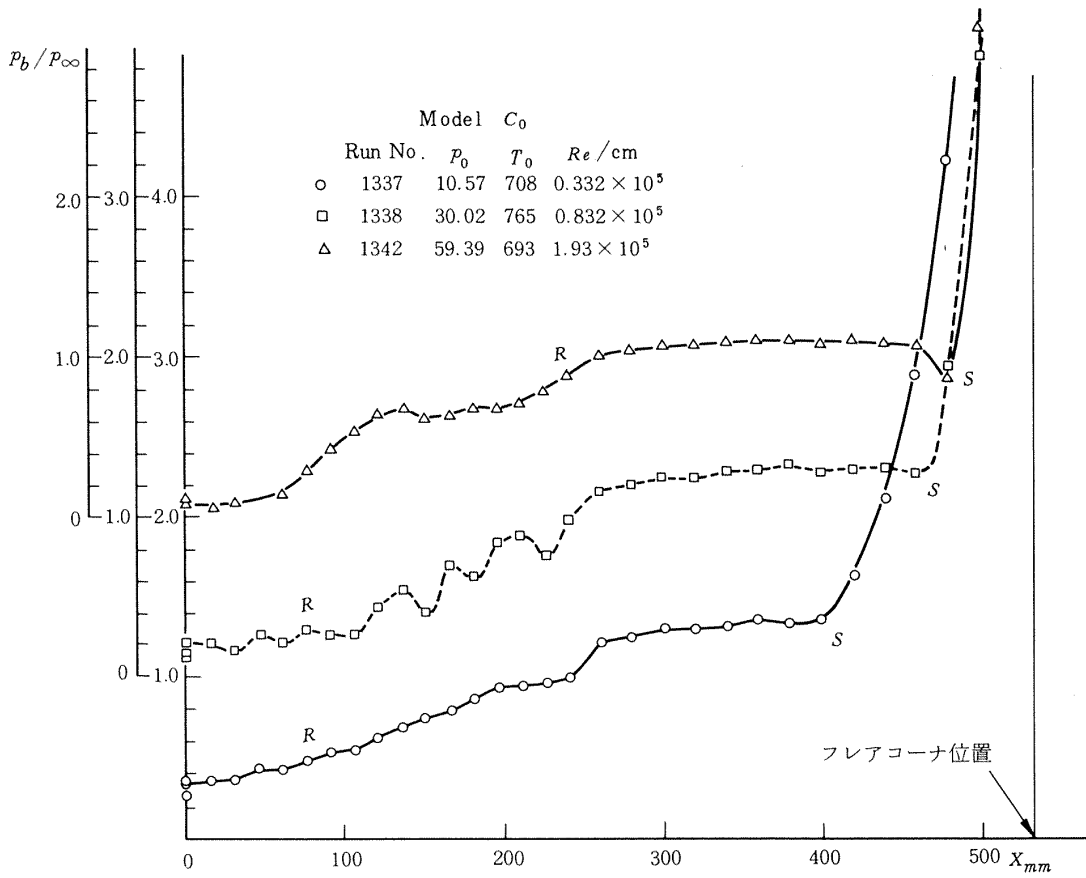
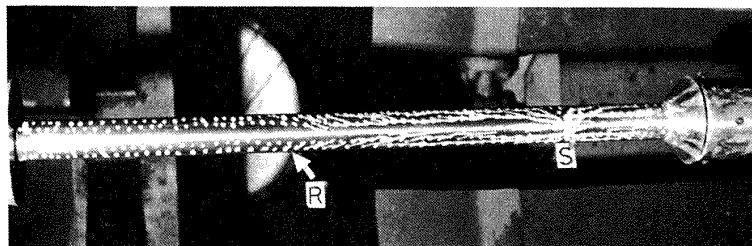
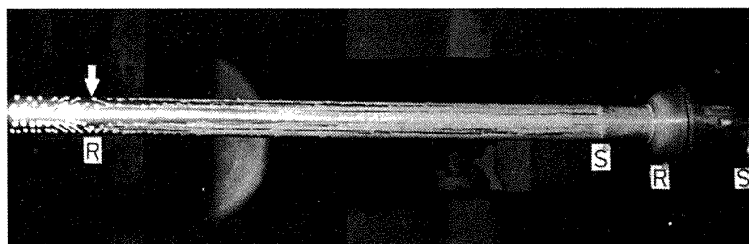


図5 表面圧力分布 (ケース I, 円錐模型)



C<sub>0</sub> : Run No.1335, p<sub>0</sub> = 10.0 kg/cm<sup>2</sup>, T<sub>0</sub> = 773° K,  
Re<sub>∞</sub> = 0.270 × 10<sup>5</sup>/cm



C<sub>0</sub> : Run No.1369, p<sub>0</sub> = 69.1 kg/cm<sup>2</sup>, T<sub>0</sub> = 760° K,  
Re<sub>∞</sub> = 1.94 × 10<sup>5</sup>/cm

図6 オイルフローによる観察例 (ケース I, 円錐模型 C<sub>0</sub>)



す。

図7にベース圧比  $P_b/P_\infty$  の主流レイノルズ数による変化を示す。これからレイノルズ数の小さい程  $P_b/P_\infty$  の値は大きくなることが分る。この図で最小レイノルズ数近傍以下で、非常に大きな  $P_b/P_\infty$  の値を示す。これは、低いレイノルズ数の時は、本スティングの平行部の長さでも不十分で、スティング・フレア前方に生じた衝撃波による剥離流とベース循環流とが、干渉を起す可能性のあることを示している。

なお一般にベース圧は半径方向に圧力の勾配があり、中心部近くが高くなっている。<sup>15),16)</sup> またベース循環流中に2次的な剥離が出来ている時は、ベース面上でベース圧の分布に凹凸がある。<sup>17)</sup> 図7以降の図中のベース圧の測定値の幅はその様な圧力分布のためであるが、通常その差は本実験の範囲内では小さかった。

#### 鈍頭円錐模型

図8に鈍頭円錐の場合のスティング表面圧力分布の例として  $C_5$  についてのみ示す。他の鈍頭円錐でも同様な圧力分布を示すが、 $C_2$  については、 $Re_\infty \approx 0.8 \times 10^5 / \text{cm}$  付近で圧力分布に多少凹凸を示す。図8の  $C_5$  では、

$Re_\infty \approx 0.6 \times 10^5 \sim 0.95 \times 10^5 / \text{cm}$  の範囲で、再付着点で圧力ピークのある圧力分布を示した。(この場合オイルフローによる再付着点の位置と圧力ピークの位置はよく一致した。)  $C_7$  の場合は圧力分布は全体に滑らかであり、 $C_0$ 、 $C_2$ 、 $C_5$  の様な圧力分布の凹凸は示めさなかった。(この実験でしばしば圧力ピークのある圧力分布が現われたが、どの様な場合この様なピーク値が現われるか調べることは本実験のベース圧の振舞いを理解する上で重要であると思われる。)

図9に鈍頭円錐模型 ( $C_7$ ) の場合のオイルフローの観察例を示す。ベース循環流の再付着点の位置は明瞭に分るが、フレアコーナ前方の剥離点Sの前方で、図からも分る様に特にレイノルズ数が低い時、オイルの動かない領域がありフレア前方の剥離流が複雑な構造をしていることを示していると考えられる。このことは図8のフレアコーナ前方の圧力分布からも分る。しかしながらこの剥離流は円錐模型の場合と同様に前方のベース圧に影響を与えていないと考えられる。

図10に示した鈍頭円錐の場合のベース圧 ( $P_b/P_\infty$ ) の主流レイノルズ数による変化は、極超音速の他の既報の

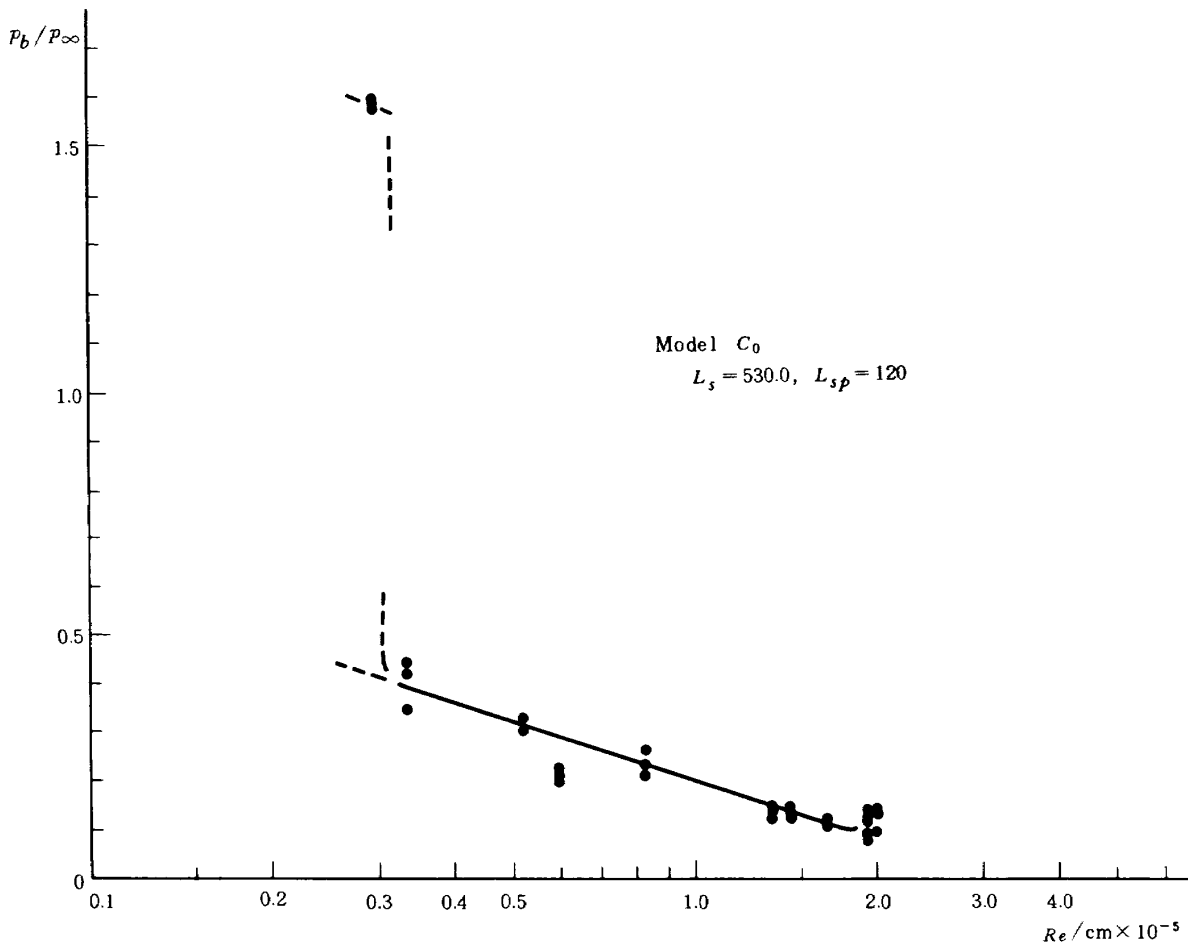


図7 ベース圧と主流レイノルズ数の関係 (ケース1, 円錐模型)

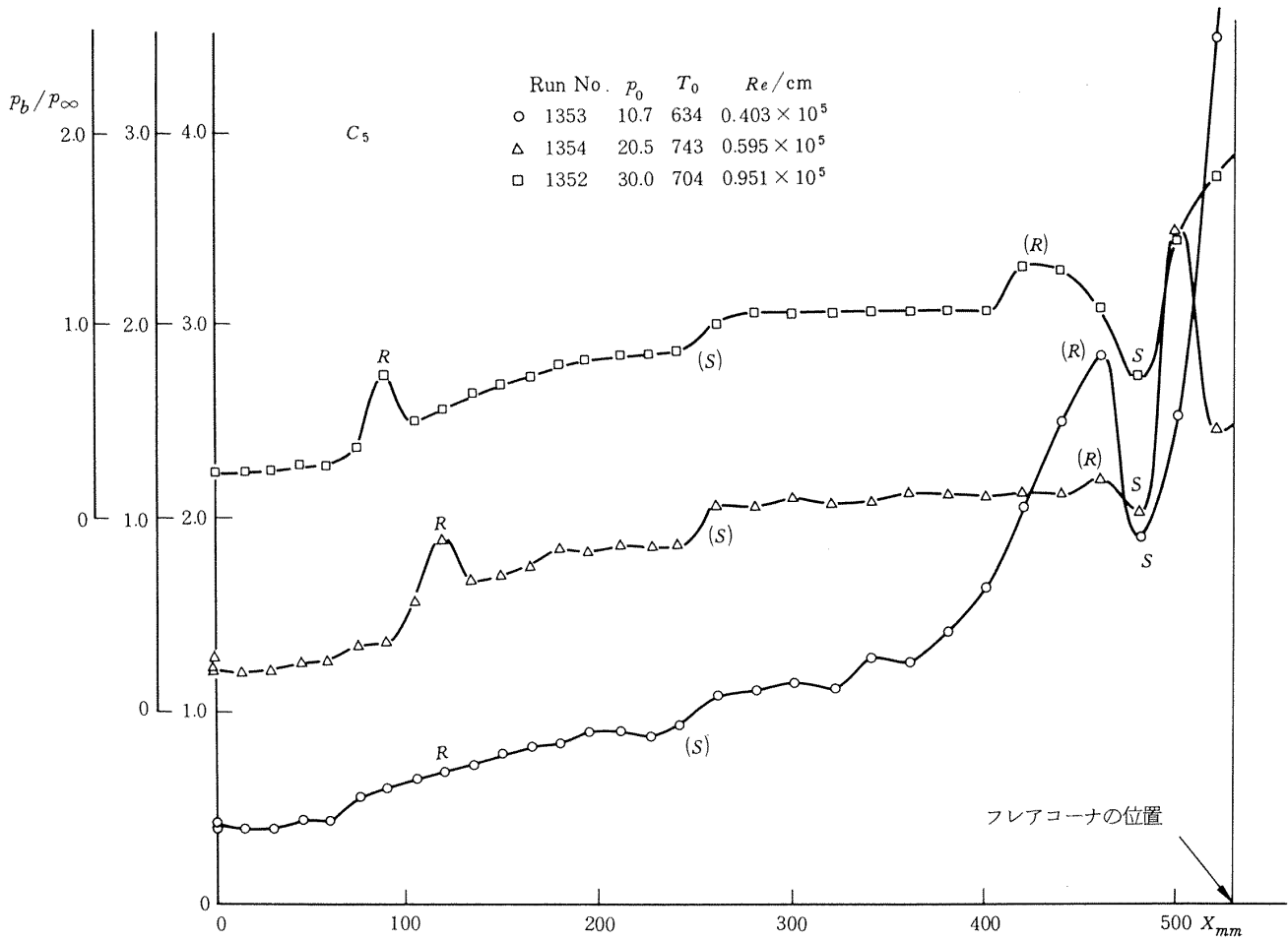
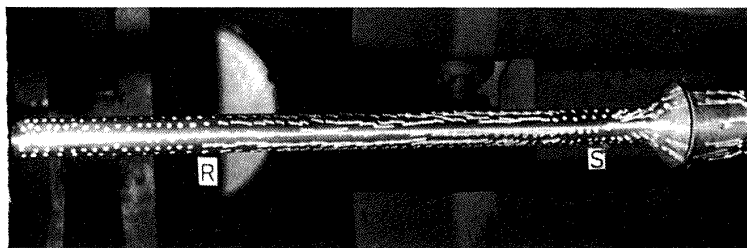
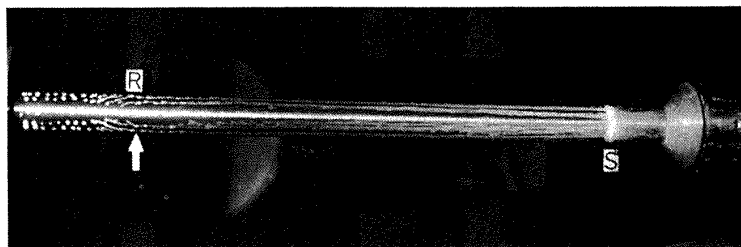


図8 表面圧力分布 (ケース I, 鈍頭円錐模型 (C<sub>5</sub>))



Run No. 1346,  $p_0 = 10.9 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 708^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 0.341 \times 10^5 / \text{cm}$



Run No. 1350,  $p_0 = 59.5 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 777^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 1.61 \times 10^5 / \text{cm}$

図9 オイルフローによる観察例 (ケース I, 鈍頭円錐模型 (C<sub>7</sub>))

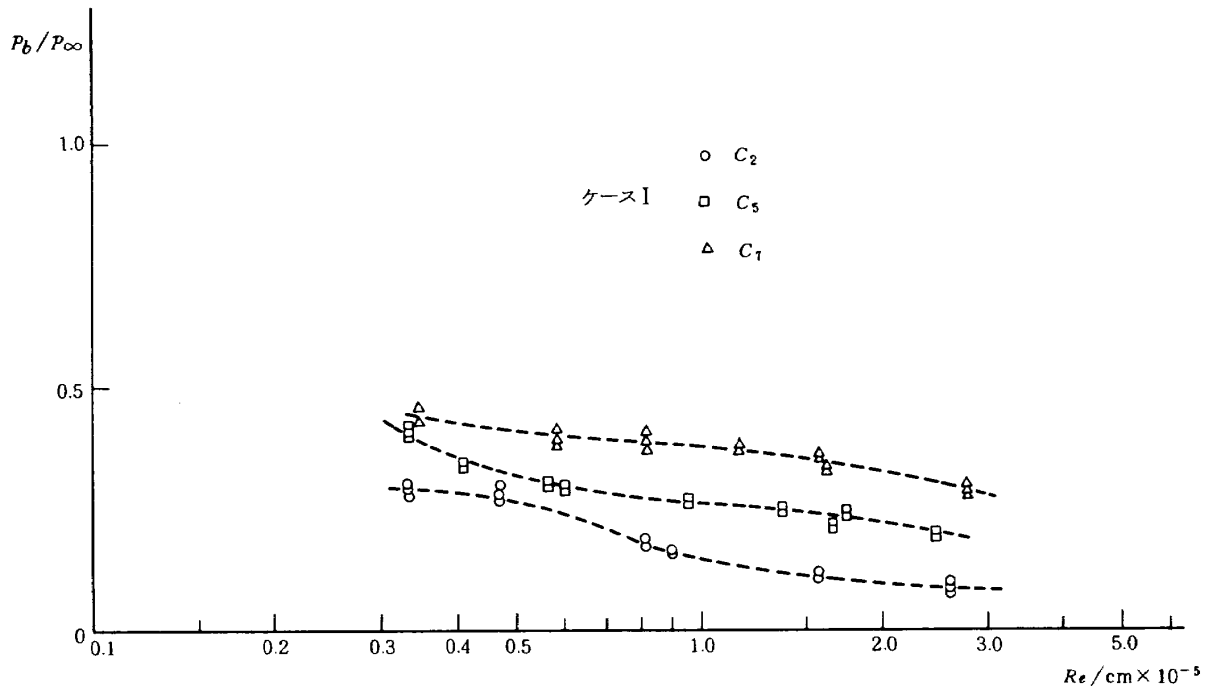


図10 ベース圧と主流レイノルズ数の関係(ケースI, 鈍頭円錐模型)

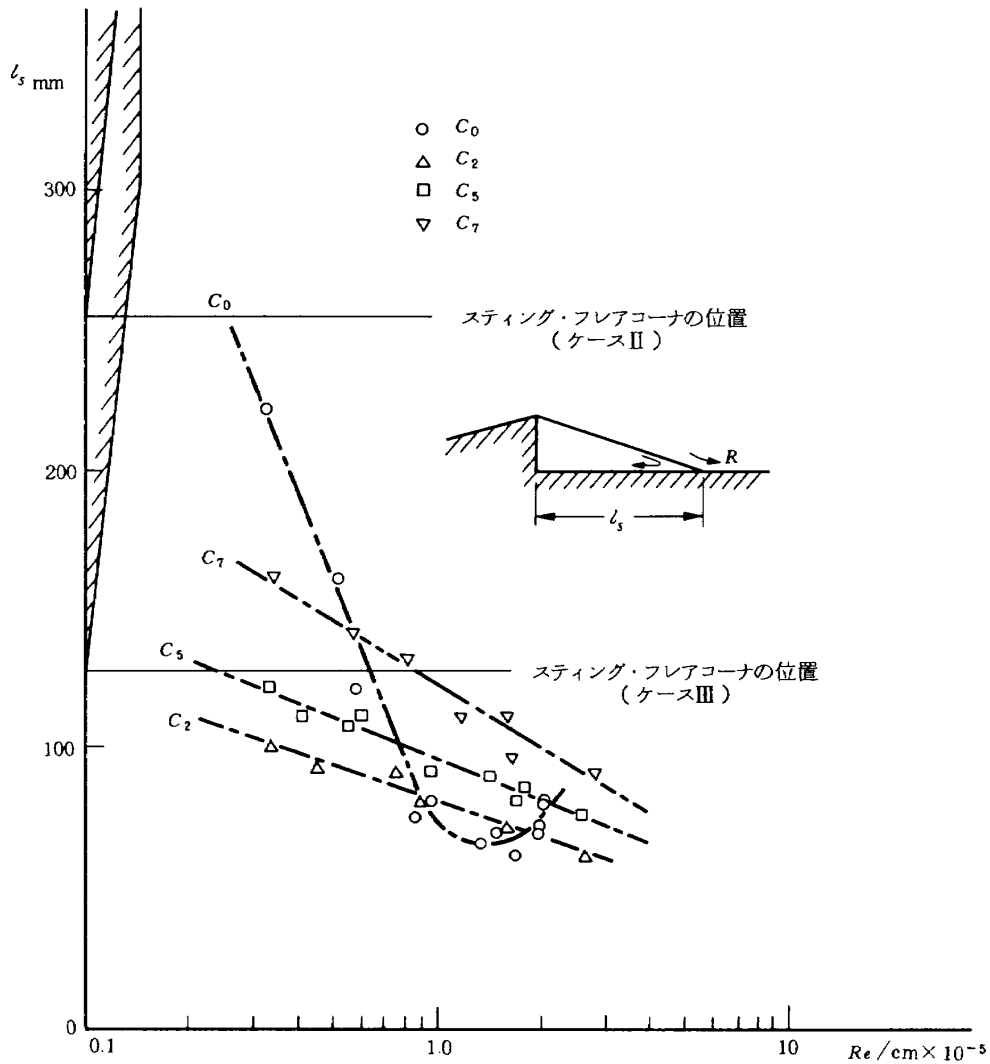


図11 ベース面から再付着点までの距離と主流レイノルズ数の関係(ケースI)

結果<sup>8),10)</sup>からも期待できる様に、レイノルズ数が小さい程  $P_b/P_\infty$  は大きく、また同じレイノルズ数に対しては、鈍頭度が増す程  $P_b/P_\infty$  は大きくなっていることが分る。

ベース面から再付着点までの距離

オイルフローから決めたケースⅠの場合のベース面から再付着点までの距離 ( $l_s$ ) の  $Re_\infty$  に対する変化を図11に示す。 $l_s$  は、円錐模型の  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  の場合を除いて、主流レイノルズ数  $Re_\infty$  に対して単調に減っていることが分る。円錐模型の  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  の場合には逆にレイノルズ数が大きくなると徐々に長くなる変化を示している。鈍頭円錐の  $l_s$  の変化は、同じレイノルズ数に対しては、鈍頭度が増すに従ってベース循環流の領域が大きくなることを示している。なお、図11の縦軸にケースⅡ、Ⅲのスティング・フレアコーナーの位置を比較のために示す。

図11と図7,10のベース圧とレイノルズ数の関係から、図12に示す様に、 $C_0$ の  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  の時を除いて、ベース圧が増すに従ってベース循環流の領域が大きくなることが分る。図11,12から  $C_0$ と鈍頭度を有する  $C_2, C_5, C_7$  の場合を比較すると、僅かな鈍頭度がベース流れの性質に大きな違いを与えることが分る。

3.2 スティング・フレアの影響のある場合

直径の異なるスティングとスティング・ポッドの間を

滑らかに継ぐため、スティング・フレア部が支持系の構造上必要である。このフレアコーナーによって生ずる圧力上昇によるベース圧に対する影響を調べるため、ケースⅡ、ケースⅢの実験を行なった。ケースⅡの場合は、模型によって多少違いはあるが、ケースⅠの再付着点の位置がスティング平行部にくる様にスティング平行部の長さを充分長く  $L_s = 252.5mm$  とした場合で、ケースⅢの場合はフレアコーナーが再付着点付近にあるように  $L_s = 127.5mm$  とした場合である。

3.2.1 スティング平行部の長い場合(ケースⅡ)

円錐模型： $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$  と  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  の場合のスティング表面上の圧力分布の例を各々図13-1, 2に示す。 $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$  の場合、図13-1に示される様に、スティング上に明瞭な圧力分布のへこみが観測された。これは次章で示す様に、ベース循環流とスティング・フレア周りの剥離流が干渉している場合の圧力分布を示している。また  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  の場合の図13-2の圧力分布は両者が互いに独立している場合の圧力分布を示している。図13-2の場合、シャドウグラフによってベース面近くの模型表面上の境界層は遷移を起している事が観察されたが、スティング・フレア周りの圧力分布は典型的な層流剥離流の圧力分布<sup>19)</sup>を示している。さらにレイノルズ数が大きくなると乱流剥離流の圧力分布を示した。このことは後に4.1で考察する。

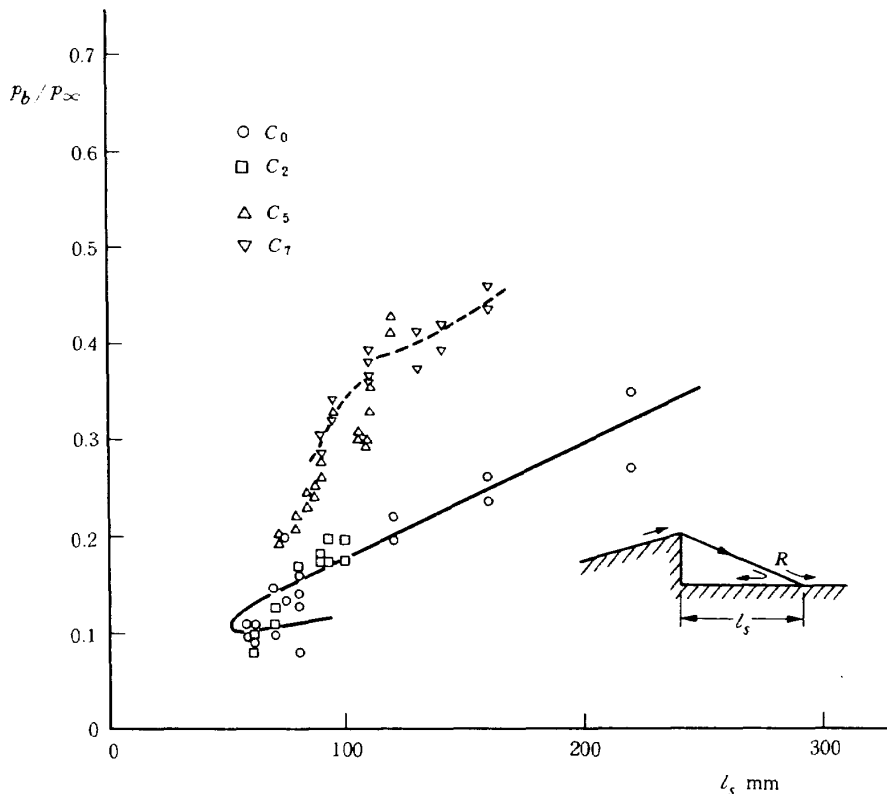


図12 ベース圧とベース面から再付着点までの距離の関係(ケースⅠ)

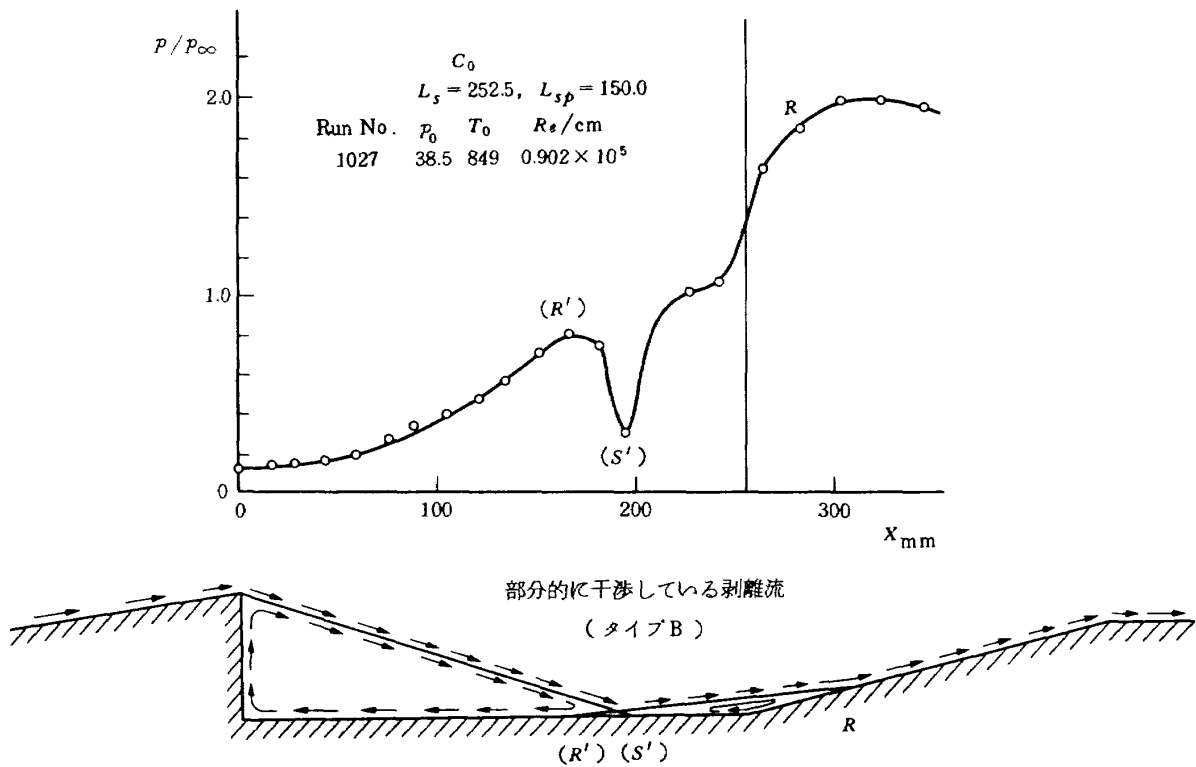


図 13 - 1 典型的な表面圧力分布 (ケース II, 円錐模型,  $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$ )

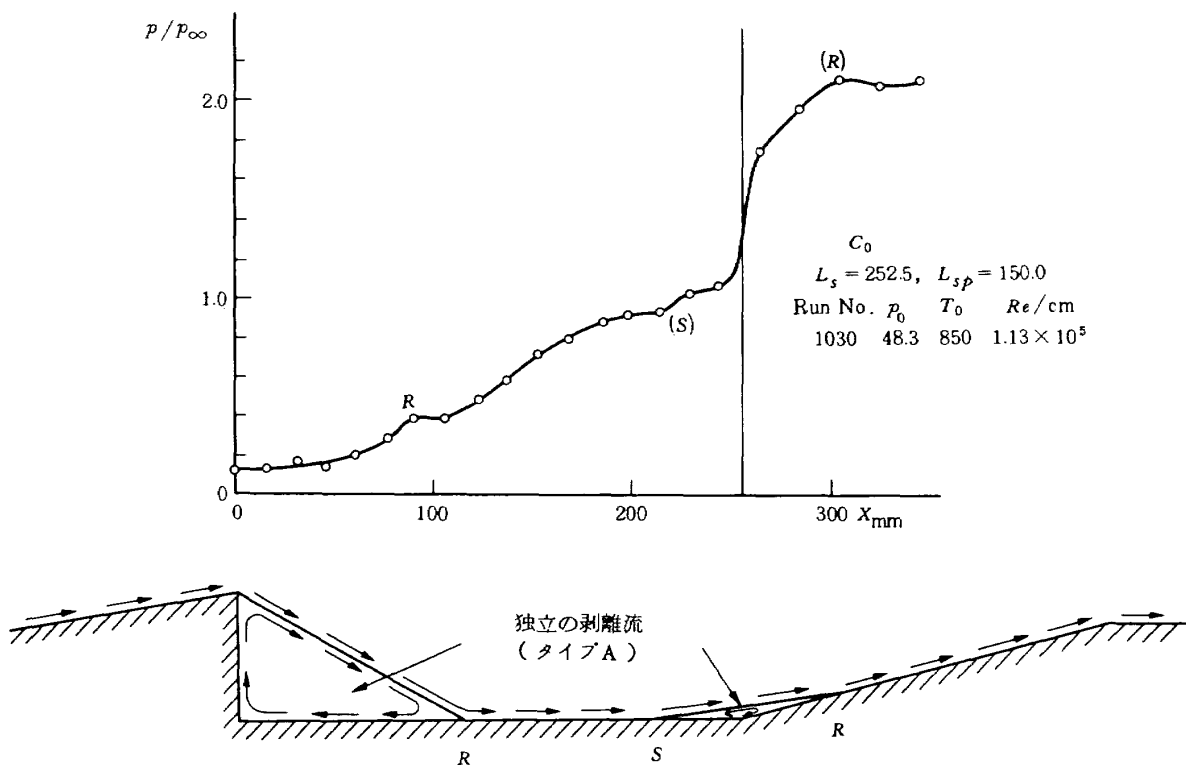


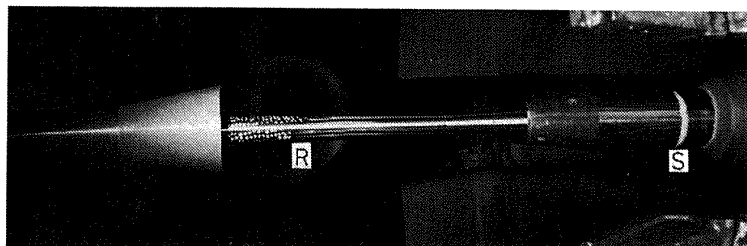
図 13 - 2 典型的な表面圧力分布 (ケース II, 円錐模型,  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ )

上記の図 13-1, 2 の圧力分布に対応して, ベース循環流の再付着点 R は, 主流レイノルズ数  $Re_\infty$  がおよそ  $1.0 \times 10^5/cm$  より大きい場合には, 図 14 に示す様に, オイルフローによりスティング平行部上にはっきり観察さ

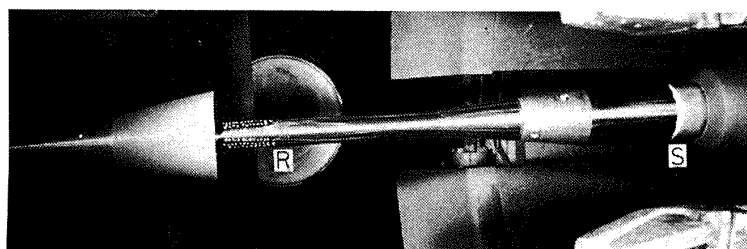
れたが,  $Re_\infty$  がそれより小さい場合は再付着点の位置ははっきり分らなかった。図 14 の  $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$  の場合は, 再付着点 R がスティング・フレア上にあり, これはフレアコーナ周りの剥離流の再付着点と考えられ



Run No. 1026,  $p_0 = 10.7 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 878^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 0.238 \times 10^5 / \text{cm}$



Run No. 1027,  $p_0 = 38.4 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 849^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 0.902 \times 10^5 / \text{cm}$



Run No. 1029,  $p_0 = 57.4 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 866^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 1.30 \times 10^5 / \text{cm}$

図 14 オイルフローによる観察例 (ケース II, 円錐模型)

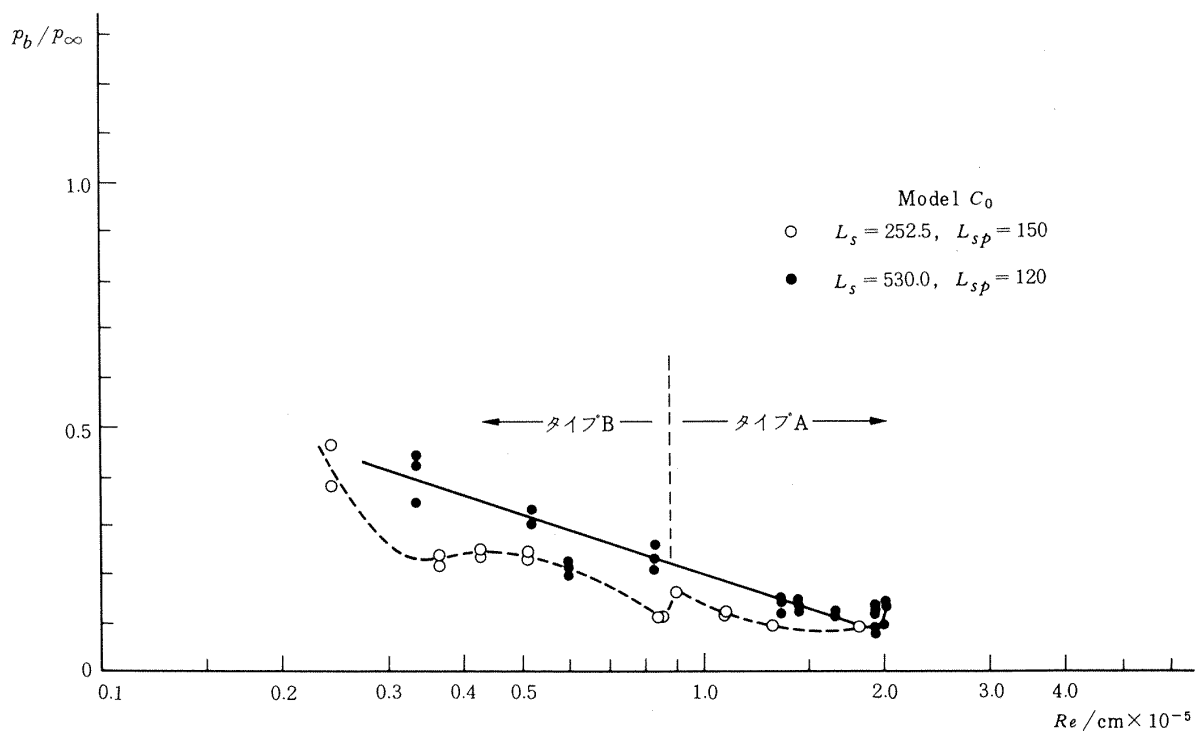


図 15 ベース圧と主流レイノルズ数の関係 (ケース II, 円錐模型)

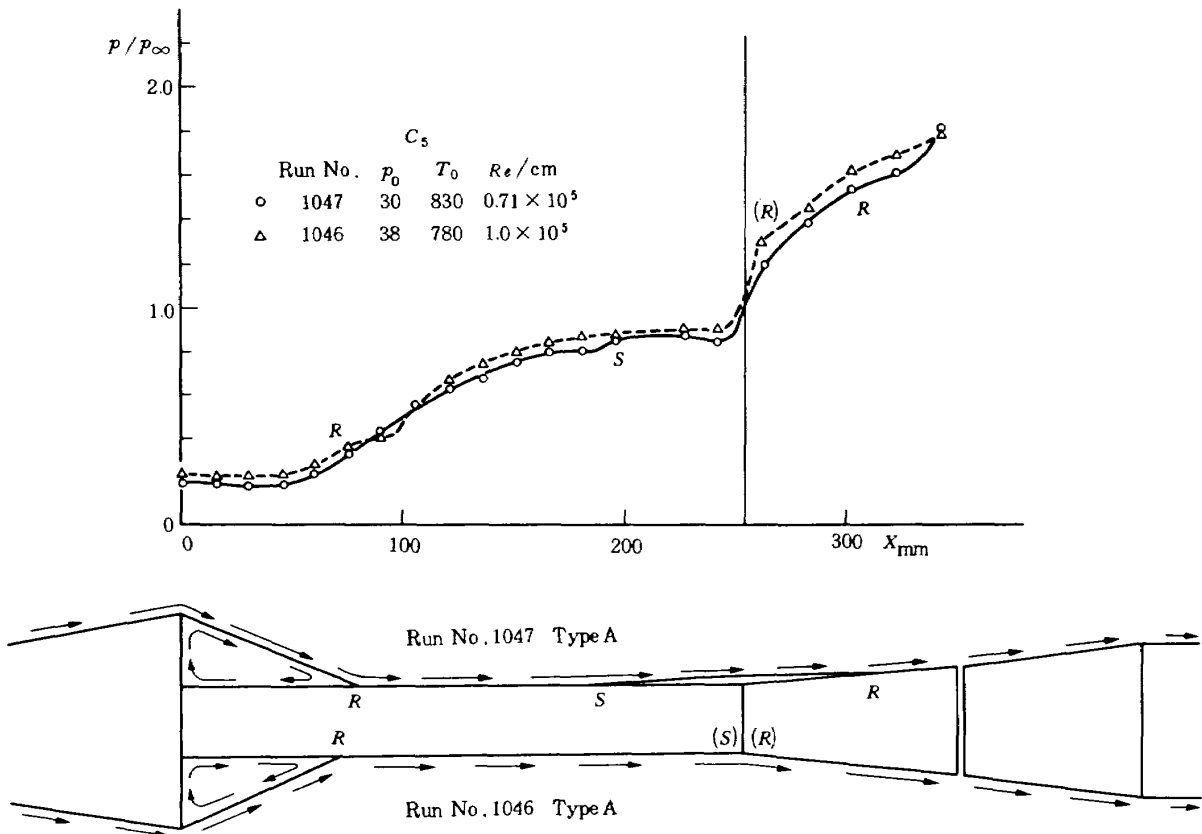


図 16 - 1 典型的な表面圧力分布 ( ケース II , 鈍頭円錐模型 ( $C_5$ ),  $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$  )

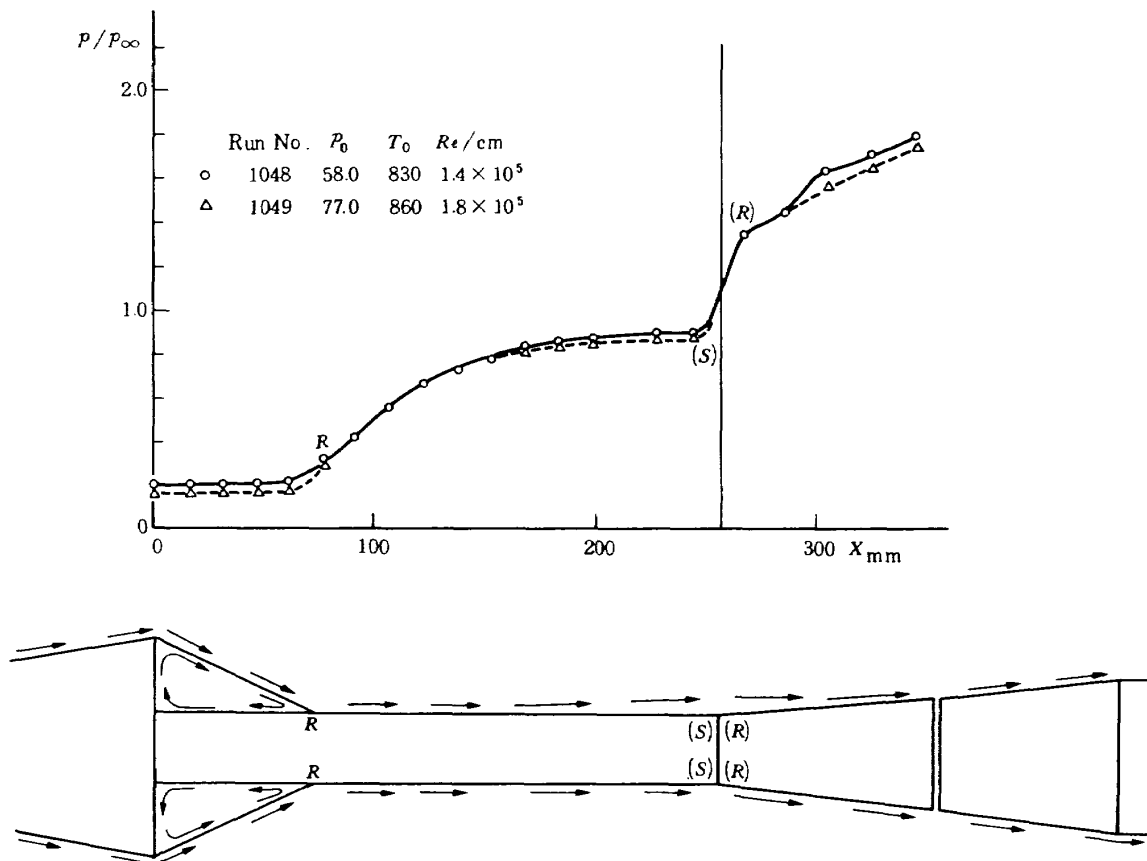


図 16 - 2 典型的な表面圧力分布 ( ケース II , 鈍頭円錐模型 ( $C_5$ ),  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  )

る。なおスティング・ポッド平行部上にある剥離点はストラットの影響による圧力上昇により引き起されたストラット前方の剥離流によるものであり、ストラットの影響がスティング・ポッド上に留まっていることが分る。

ケースⅡの場合の主流静圧で基準化したベース圧  $P_b/P_\infty$  の主流レイノルズ数  $Re_\infty$  に対する変化を図 15 に示す。ケースⅠの場合と同様に、この場合もベース圧比は主流レイノルズ数  $Re_\infty$  が増すにつれて徐々に減ってゆく傾向を示している。図上に同時に示したスティング・フレアの影響のないケースⅠの場合と比べると、ベース圧は同じレイノルズ数に対して幾分低い値を示し、 $Re_\infty \approx 0.8 \sim 0.9 \times 10^5/cm$  付近でその変化が不連続で、特に低い値を示している。これは後に 4.1 で考察する様にベース端近くの模型表面上で境界層の遷移が起きた時、フレアが存在することによって、フレアのない場合と比べて、ベース流れの様子が違ってくることによるものと考えられる。

鈍頭円錐模型：鈍頭円錐に対するスティングおよびスティングフレア上の圧力分布の例、 $C_5$  に対する各々  $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$ ,  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  の場合、を図 16-1, 2 に示す。この場合、全ての試験レイノルズ数範囲で、ベース循環流とフレア周り剥離流は互いに独立に形成されているが、図 16-1 の場合は層流剥離、図 16-2 の場合は乱流剥離の圧力分布を示めしている。

図 16 に対応するオイルフローの写真を図 17 に示す。レイノルズ数が高い時はスティング平行部上の再付着点がはっきり分る。レイノルズ数が低い時は、再付着点が

フレア上で観察されることが多かったが、この再付着点はフレアコーナ周りの剥離流の再付着点を示し、ベース循環流はスティング平行部上で再付着していると考えられる。なお、円錐の場合にあらわれた図 13-1 の様な圧力分布のへこみは、鈍頭円錐の場合、鈍頭度の小さい  $C_2$  モデルで狭いレイノルズ数範囲を除いて、観測されなかった。

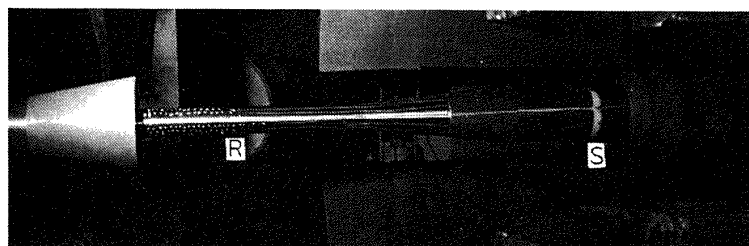
ケースⅡの鈍頭円錐模型に対するベース圧 ( $P_b/P_\infty$ ) の主流レイノルズ数による変化を図 18 に示す。図 10 に示したケースⅠの鈍頭円錐の場合と同様に、主流レイノルズ数は滑らかに減り、同じレイノルズ数に対しては鈍頭度が増すにつれてベース圧が増す傾向を示した。またこの場合も円錐模型の場合と同様に、ベース圧はケースⅠの場合のベース圧と比べると幾分低い値を示し、 $Re_\infty \approx 1.0 \times 10^5$  付近で特に低くなり、不連続的に変わっていると思われる。

### 3.2.2 スティング平行部の短い場合(ケースⅢ)

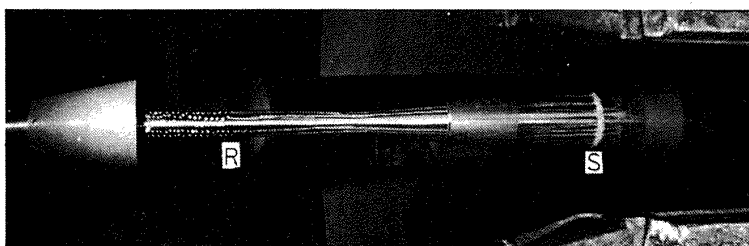
この場合は、ケースⅡと比べると、フレア効果が大きく、ベース圧の値やスティング表面圧力分布の様子はレイノルズ数に依存して複雑な変化を示し、またそれ等は支持模型の鈍頭度によっても異なった変化のしかたを示した。

#### 円錐模型：

図 19 に  $C_0$  に対するスティング表面上の圧力分布を示す。この場合の表面圧力は  $Re_\infty \approx 1.0 \times 10^5/cm$  を境いにはっきり違った分布を示す。図 19 に示す様に、 $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$  の時の圧力分布は比較的平坦な分布を



Run No. 1045,  $P_0 = 20.0 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 830^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 0.48 \times 10^5/cm$



Run No. 1046,  $P_0 = 38.0 \text{ kg/cm}^2$ ,  $T_0 = 780^\circ \text{ K}$ ,  
 $Re_\infty = 1.0 \times 10^5/cm$

図 17 オイルフローによる観察例(ケースⅡ, 鈍頭円錐模型( $C_5$ ))



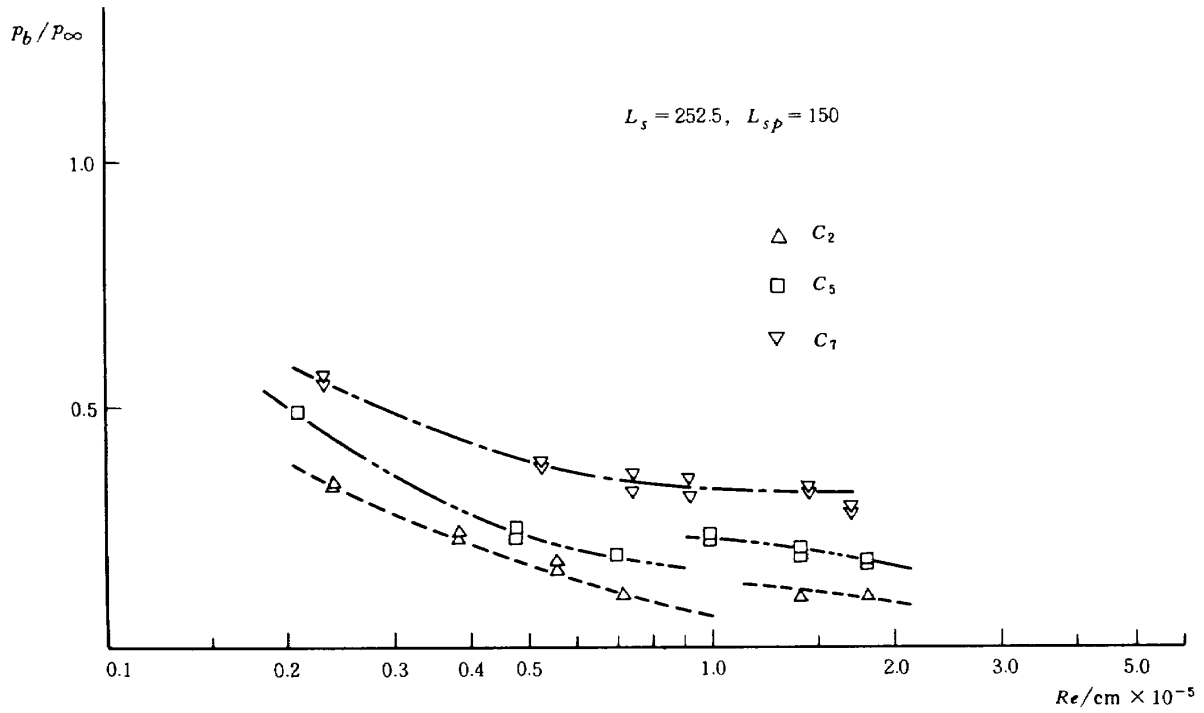


図18 ベース圧と主流レイノルズ数の関係(ケースⅡ, 鈍頭円錐模型)

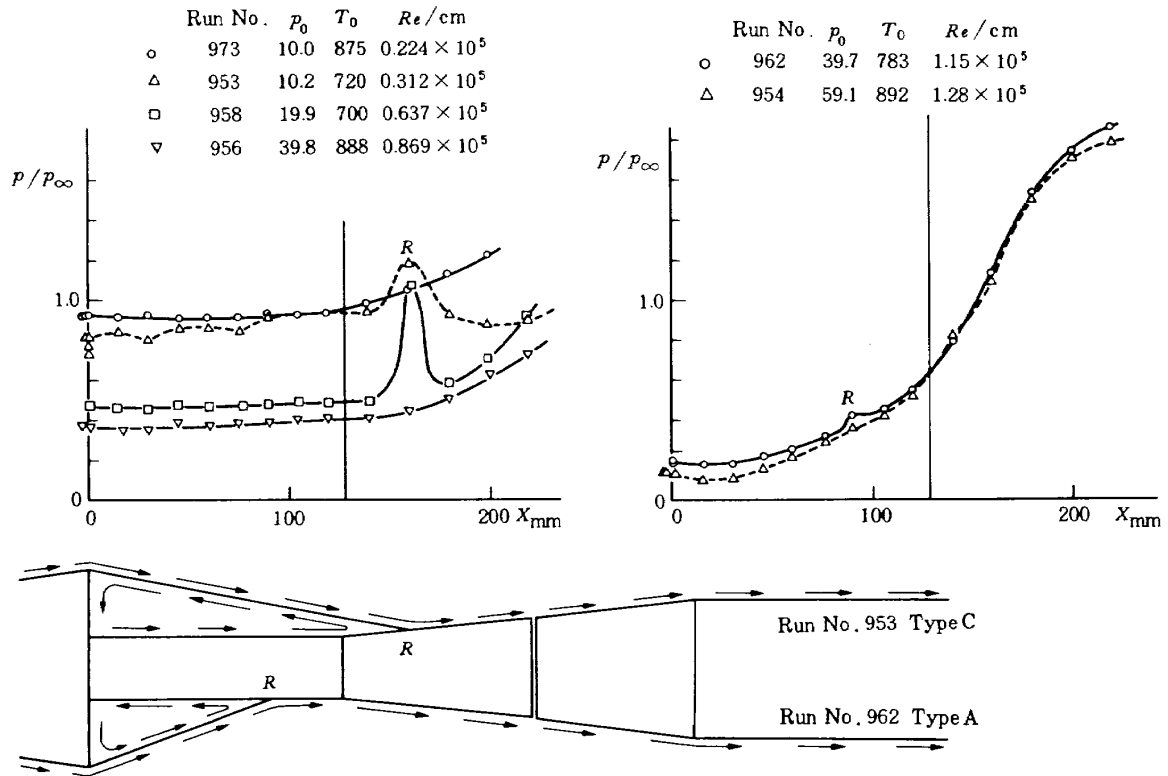


図19 典型的な表面圧力分布(ケースⅢ, 円錐模型)

しておりオイルフローにより観察された再付着点はフレア部上にあった。これはベース循環流の領域がフレアコーナも含み、その再付着点がフレア部上にあらわれていると考えられる。 $Re_\infty > 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  の場合には、圧力分布は下流方向に大きな圧力上昇を示し、再付着点はスティング平行部上にあった。

短いスティングを用いた場合の円錐に対するベース圧比  $P_b/P_\infty$  と主流レイノルズ数の関係を図 20 に示す。この場合もレイノルズ数が減るにつれて  $P_b/P_\infty$  が増える傾向はケース I, II と同じだが、その変化の割合は大きく、低いレイノルズ数ではケース I, II と比べて倍近くの値を示している。主流レイノルズ数が  $0.1 \times 10^5 \sim 0.6 \times 10^5 / \text{cm}$  まではレイノルズ数を増すと  $P_b/P_\infty$  は単調に減り、 $0.6 \times 10^5 \sim 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  付近ではほぼ一定の値を示し、 $1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  以上で再び減るベース圧変化を示した。 $Re_\infty = 0.6 \times 10^5 / \text{cm}$  はケース I の時の再付着位置がほぼフレアコーナの位置にくる時のレイノルズ数で、主流レイノルズ数が  $0.6 \times 10^5 / \text{cm} \sim 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  ではベース循環流とフレアコーナ周りの剥離流は干渉を起していると考えられるが、どのような流れを形成しているかは推測の範囲をこえなかった。

#### 鈍頭円錐模型：

ケース III の場合、模型鈍頭度によってそれぞれ違ったレイノルズ数によるベース圧変化、表面圧力分布を示す

ので、各鈍頭円錐の結果を分けて示す。

最小の鈍頭部を持つ  $C_2$  の場合は、3つの異なるグループの表面圧力分布を示した。この表面圧力分布を図 21-1, 2, 3 に示す。 $Re_\infty < 0.3 \times 10^5 \sim 0.4 \times 10^5 / \text{cm}$  (図 21-1) では、表面圧力は平坦で大きな値 (ケース II の約 3 倍の  $P_b/P_\infty$ ) を示した。 $0.4 \times 10^5 / \text{cm} < Re_\infty < 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  (図 21-2) では、ベース圧は比較的高い値 ( $P_b/P_\infty = 0.5$ ) でスティング平行部上で平坦な圧力分布を示し、フレア上で流れの方向に徐々に圧力上昇を示した。この場合はオイルフローによる再付着点は、スティングフレア上に認められた。 $Re_\infty > 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  (図 21-3) では、他のケースの  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  の場合と同様な圧力分布を示し、フレア周りの剥離流とベース循環流とは互いに独立している場合と考えられる。主流レイノルズ数に対するベース圧  $P_b/P_\infty$  の変化は、図 22 に示す様に、上記表面圧力分布のグループに対応して 3つのグループのベース圧変化を示している。

$C_5$  に対するスティング表面圧力分布例および主流レイノルズ数に対するベース圧 ( $P_b/P_\infty$ ) 変化を図 23-1, 2 および図 24 に示す。 $C_7$  に対する同様の関係を図 25-1, 2 および図 26 に示す。図 23 および図 25 から分る様に、表面圧力の分布の様子は、 $C_5, C_7$  共に  $Re_\infty = 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  を境に明瞭な違いがあり、流れのタイプの違いを示していると考えられる。主流レイノルズ数に対す

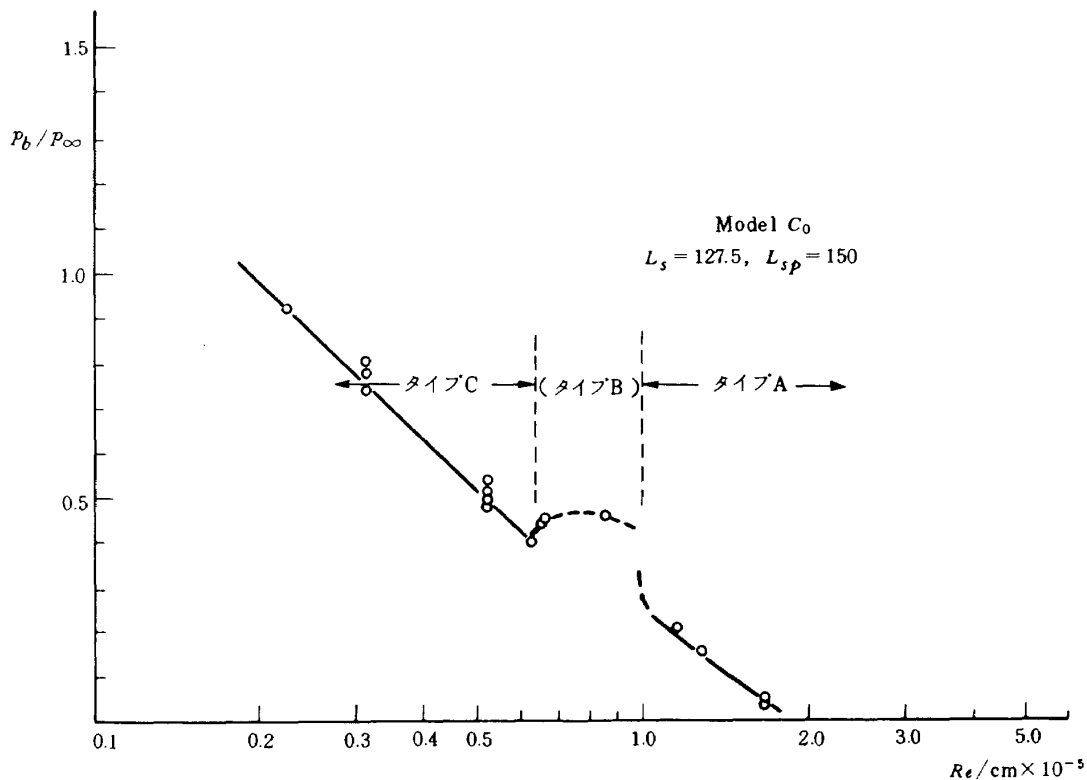


図 20 ベース圧と主流レイノルズ数の関係 (ケース III, 円錐模型)

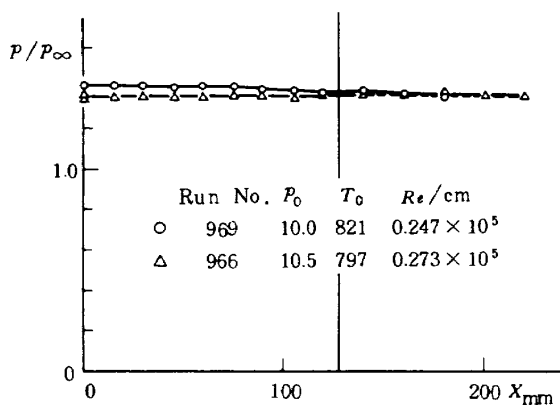


図 21 - 1 表面圧力分布 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_2$ ),  $Re_\infty < 0.3 \sim 0.4 \times 10^5/cm$ )

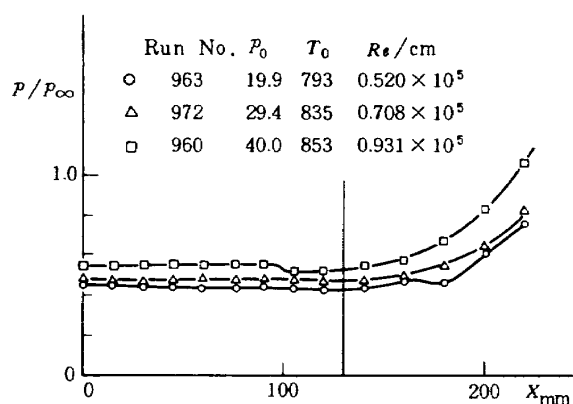


図 21 - 2 表面圧力分布 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_2$ ),  $0.4 \times 10^5/cm < Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$ )

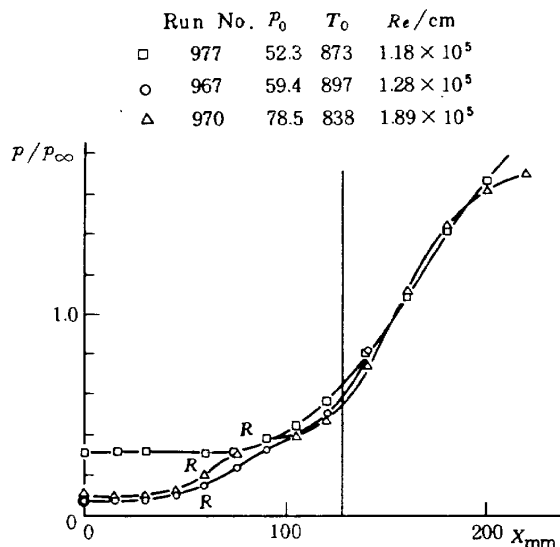


図 21 - 3 表面圧力分布 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_2$ ),  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ )

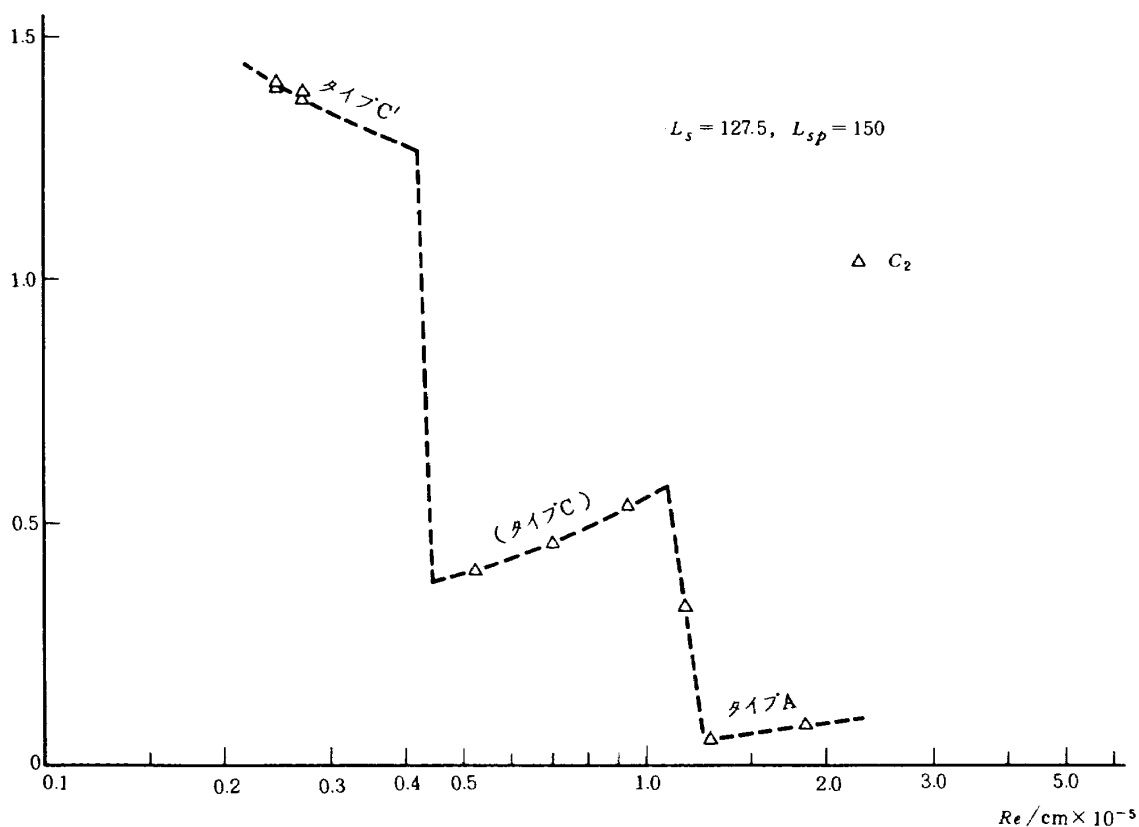


図 22 ベース圧と主流レイノルズ数の関係 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_2$ ))

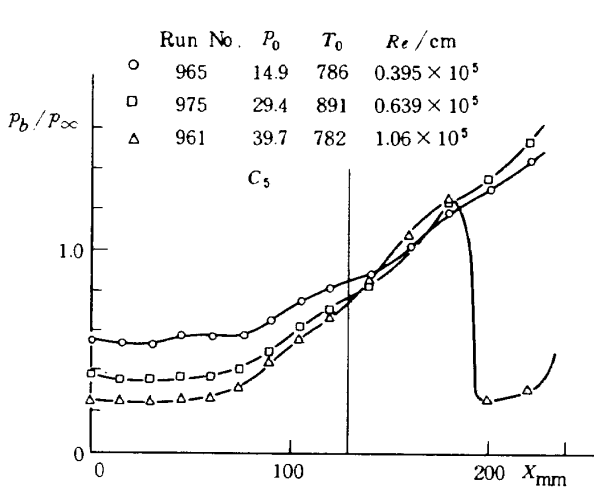


図 23 - 1 表面圧力分布 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_5$ ),  $Re_\infty \leqq 1.0 \times 10^5/cm$ )

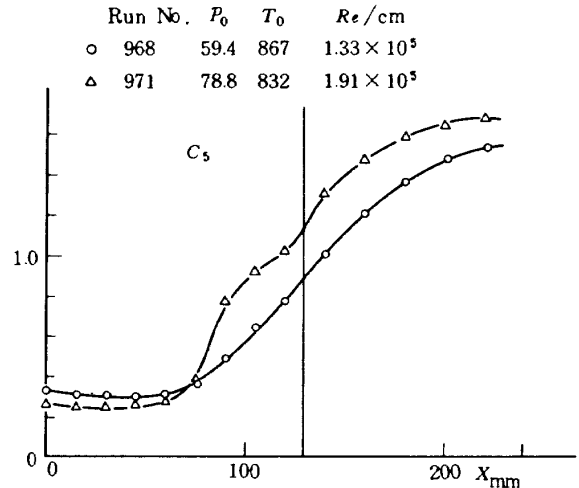


図 23 - 2 表面圧力分布 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_5$ ),  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ )

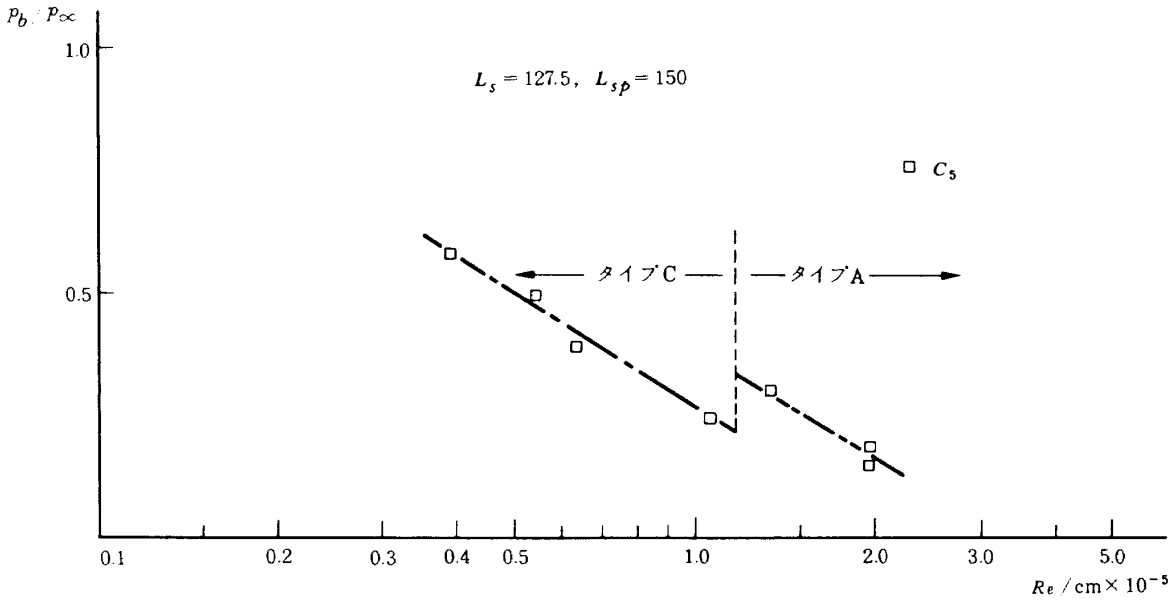


図 24 ベース圧と主流レイノルズ数の関係 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_5$ ))

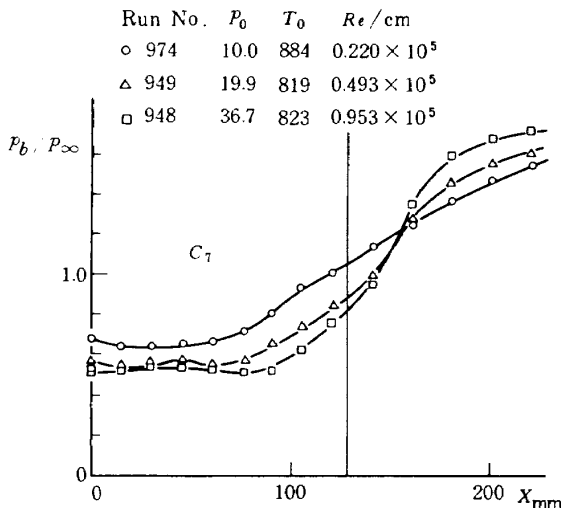


図 25 - 1 表面圧力分布、ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_7$ ),  $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$ )

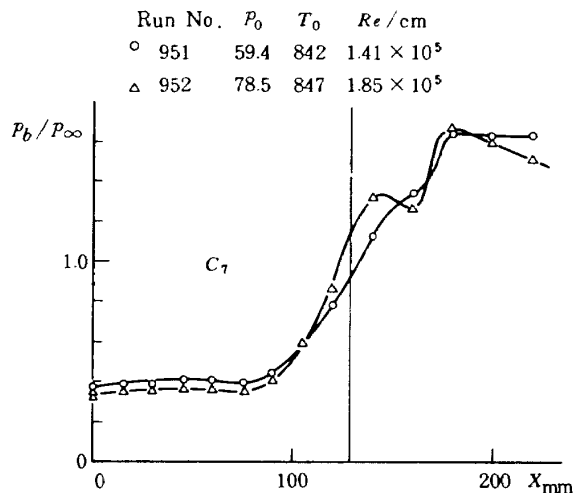


図 25 - 2 表面圧力分布 (ケースⅢ, 鈍頭円錐模型 ( $C_7$ ),  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ )

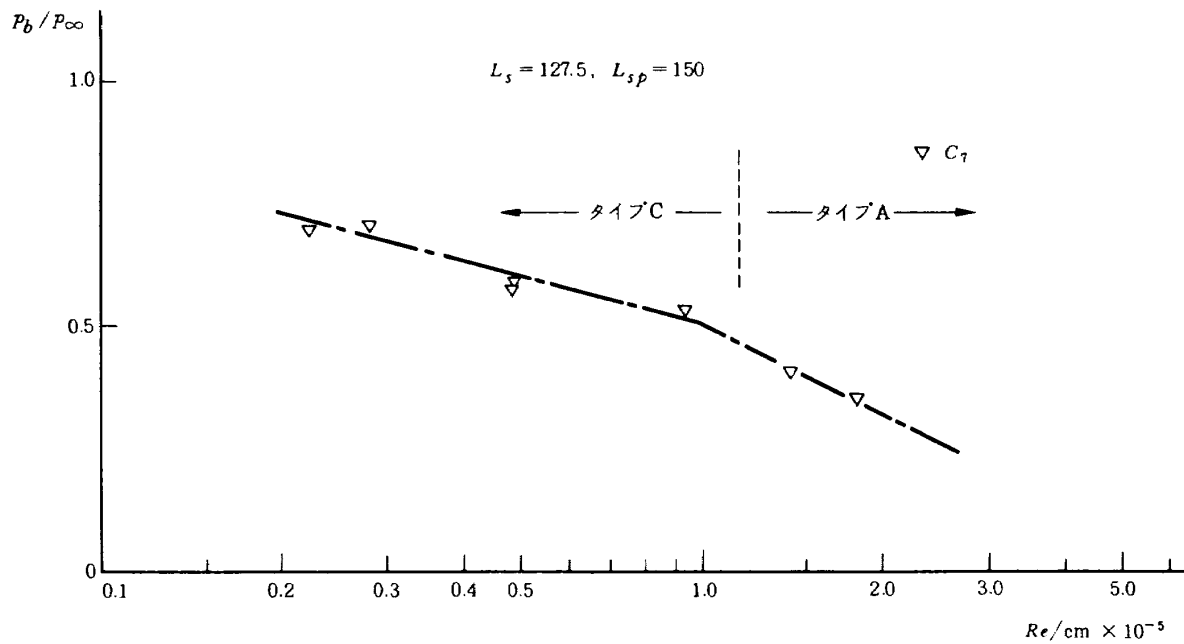


図26 ベース圧と主流レイノルズ数の関係(ケースⅢ, 鈍頭円錐模型( $C_7$ ))

るベース圧変化は $C_2$ の場合(図22)と比べ, 鈍頭度が大きくなると( $C_5, C_7$ の場合)単調な変化を示している。

これまでに示したベース圧 $P_b/P_\infty$ と主流レイノルズ数の関係から, 短いスティングの場合(ケースⅢ)にはベース圧はフレアの影響のないケースⅠと比べて全体に圧力レベルが高くなっているが, ケースⅡの場合は圧力レベルは上昇でなくて僅かではあるが低下を示す結果を示している。またケースⅡおよびケースⅢのフレア剥離流とベース循環流が独立にできているタイプAの場合のベース圧は, ケースⅠのベース圧(図7, 10)と比較して違いのあることが分る。これから剥離流どうし独立していても, フレアコーナはベース圧に影響を与えていることを示している。スティング平行部の長いケースⅡではケースⅠより全体に幾分低いベース圧を, 平行部の短いケースⅢではケースⅠより高いベース圧を示している。このような結果は後方の擾乱のベース圧におよぼす影響を考慮する場合, 興味あることで, さらにもっと詳しい(文献20の様な)実験を行う事は有意義であると考えられる。

#### 4. 考 察

##### 4.1 模型表面上の境界層の遷移の影響

本風洞でシャドウグラフより求めた円錐模型 $C_0$ のベース端で境界層の遷移が起り始めるレイノルズ数は,  $Re_\infty \approx 1.0 \times 10^5/cm$ であった。本実験の各実験ケース

に対し, このレイノルズ数を境にしてベース流れの様子が違っていることが分る。

主流レイノルズ数とベース圧比 $P_b/P_\infty$ の関係と表面圧力分布を調べると, フレアの影響のあるケースⅡ, Ⅲではそのことが明瞭に分る。主流レイノルズ数を増していった場合, 各支持模型に対して, ケースⅡではベース圧は $Re_\infty \approx 1.0 \times 10^5/cm$ で不連続的に変わり, ケースⅢでは, 流れのタイプの違う事が表面圧力分布から分る。 $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ ではベース循環流れとフレア周りの剥離流が互いに独立で, 次節に示すこの2つの流れが干渉を起している場合はなかった。

フレアの影響のないケースⅠの場合はケースⅡ, Ⅲほど遷移による影響ははっきりしないが,  $C_0$ のベース圧とベース面から再付着点までの距離の $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ の範囲でのレイノルズ数に対する依存性(図7でベース圧は $Re_\infty = 1.0 \times 10^5/cm$ より大きい場合も減り $Re_\infty \approx 1.7 \times 10^5/cm$ 付近で最小になること, 図11における $l_s$ の $Re \approx 1.0 \times 10^5/cm$ 付近からのレイノルズ数に対する変わり方)が変ることはこの遷移現象に関係していると考えられる。

なおフレアコーナ周りの圧力分布は,  $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ では, 大抵の場合乱流剥離流の圧力分布<sup>19)</sup>を示したが, 模型表面上の境界層が遷移を起している事が確認できた $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$ の場合でも, フレアコーナの周りの圧力分布が層流剥離流の圧力分布<sup>19)</sup>を示している場合があった(例えばケースⅡの円錐の場合(図13-

2))。これは模型表面上の境界層が乱流であっても、ベース端から剥離した Shear Layer が、流れの膨張の影響によって、層流に戻る現象 (Relaminarization, Reverse Transition)<sup>18)</sup> によるものと考えられる。しかしながらこの様な場合でも、さらに高いレイノルズ数では、乱流剥離の圧力分布を示した。

#### 4.2 スティング・フレア周りの流れ

スティングで支持された模型のベース圧は、ベース面から後方の圧縮コーナ部 (圧力上昇部) の影響を特に大きく受けるが、その様な影響は、当然ながらスティング平行部が十分長く、スティング・フレアによる圧力上昇が小さければ、ベース圧へ伝わることはない。即ちベース面より或る距離以上離れた位置に擾乱があり、その強さがある強さ (圧力変化) 以内であれば、ベース圧はその影響を受けないと考えられる。本実験の場合、後方の圧縮コーナ周りの流れと干渉のある場合は層流の場合であるが、層流の場合のこの圧縮強さと平行部の長さのベース圧へおよぼす影響の定量的関係を調べた実験はみあたらない。乱流の場合には、Sirieux, Mirande および Delery (1966) がその様なベース循環流後方の圧力上昇の影響について調べている。<sup>20)</sup> 彼らは図 27 に示す様な再付着点の後方のある距離に位置する Critical Point ( $K_2$ ) より後方では、点線で示す様なある圧力範囲なら、圧力変化は上流に伝わらず擾乱がない時と同じで、上流ベース循環流の状態も変わらないという事を示した。

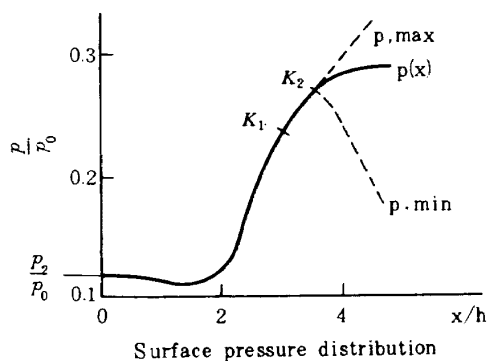
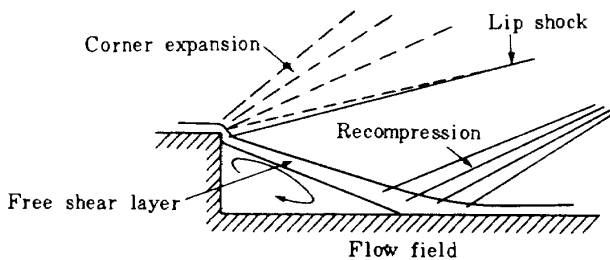


図 27 後ろ向きステップを過ぎる流れ (Sirieux et al.<sup>20)</sup> による。)

後方の擾乱が大きい場合上流側のベース循環流の影響がおよぶ場合は擾乱がない場合とは全く違った流れが形成されると考えられる。本実験の様な後向きステップ (第 1 コーナ) の後方にある圧縮コーナ (第 2 コーナ) の周りの流れについてはいくつかの論文で扱われている。<sup>21), 22)</sup> 本実験の支持構成においても、ベース循環流とスティング・フレア周りの剥離流は、コーナ間の距離や後方のコーナの擾乱の強さに依存して、互いに干渉する。本実験において、両コーナの間に行ける干渉流れは次の様に類別できると考えた。

- A. 干渉のない流れ (2つの独立な剥離流ができる。)
- B. 部分的干渉のある流れ (2つの剥離流の間で部分的干渉をしている流れ)
- C. 完全に干渉している流れ (1つの合成された循環流が出来る。)

2つの剥離流れが部分的に干渉するタイプ B の流れはロケット等の飛しょう体が高空で高速で飛行する際その尾部付近に起る "プルームに誘起された剥離流"<sup>23), 24)</sup> と同様な構造をした干渉流れと考えられる。この場合、ベース端からの剪断流とフレア周りの剥離剪断流が合わさって図 13-1 の様な 3つの循環流れが出来ていると考えられる。

本実験で模型のベース領域の流れの様子はシュリーレン法等の光学的な方法からは、気流の密度が薄いため、観察できなかった。また高レイノルズ数で、圧縮コーナからの干渉のある様なベース流れの数値計算は大変難しい。そのため上記のベース領域の流れのパターンを見分けるにはオイルフローと表面圧力分布の測定が頼りうる方法であり、流れのパターンは圧力分布の様子とオイルフローによる再付着の位置から推定した。この様にして決めた流れのパターンはベース圧とレイノルズ数の関係を示す各図 (図 15, 18, 20, 22, 24, 26) および各ケースの表面圧力分布の例を示す図中に示した。

これ等の図から流れのパターンとベース圧の変化の仕方が対応していることが分る。

ケース II の場合、円錐模型  $C_0$  の低いレイノルズ数の場合 ( $Re_\infty < 1.0 \times 10^5/cm$ ) を除いて、タイプ A の流れであった。 $C_0$  の低レイノルズ数の場合には、スティング平行部上で大きな圧力分布のへこみがあり (図 13-1)、タイプ B の流れの圧力分布を示していると考えられる。この圧力のへこみは干渉によって生じた剥離点付近の流れによるものと考えられる。

ケース III の場合には、 $Re_\infty \approx 1.0 \times 10^5/cm$  以下では各模型に対して、ほとんどの場合タイプ C の干渉流れであり、 $Re_\infty > 1.0 \times 10^5/cm$  ではタイプ A の流れである。

この両タイプの流れの境界のレイノルズ数は、前節で述べた様に、模型表面上の境界層がベース端付近で遷移を起し始めるレイノルズ数と一致する。タイプCの流れの場合の表面圧力分布はスティング平行部上で平坦な分布を示し、オイルフローによる再付着点はスティング・フレア上にあった。

また上記の流れのいずれのタイプかはっきりしない場合やより複雑な流れができていいると考えられる場合があった。1) ケースⅢの $C_0$ で $0.6 \times 10^5 / \text{cm} < Re_\infty < 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$ の場合、2) ケースⅢの $C_2$ で $Re_\infty < 0.4 \times 10^5 / \text{cm}$ および $0.4 \times 10^5 / \text{cm} < Re_\infty < 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$ の場合および3) ケースⅡ、Ⅲの $C_2$ 、 $C_5$ で、スティング・フレア上で大きな圧力分布のへこみを示す場合である。

1) および2) の $0.4 \times 10^5 / \text{cm} < Re_\infty < 1.0 \times 10^5 / \text{cm}$ の場合、ケースⅠの再付着点がフレアコーナ付近のスティング平行部上にくる場合でベース圧もほぼ一定(又はレイノルズ数が増すと増す)で、タイプCよりむしろタイプBの流れができていいることも考えられる。2) の場合、 $C_2$ の $Re_\infty < 0.4 \times 10^5 / \text{cm}$ では、非常に高いベース圧を示し圧力分布も平坦である(図21-1)ことからベース循環流はスティング・フレアコーナ部だけでなくもっと後方のスティング・ポッドフレア部等の周りの流れと干渉して大きな循環流を形成していることが考えられる。(図22でこの場合をタイプC'として示した。)

3) の場合はベース循環流とスティング・フレア周りの剥離流とは干渉していない場合(タイプA)であるが、Run No.961(図23-1)の様なフレア1の圧力分布はフレアコーナ周りの剥離流とフレア上にあるスティングとスティング・ポッドの継ぎ目による剥離流が干渉しているためと考えられる。

#### 4.3 ベース圧のコリレーション(フリーフライトのデータとの比較)

前述の様に再付着領域はベース流れに大きな影響を与えるが、もう一方のベース流れの決定に重要な役割をしているのはベースコーナ付近の流れ場すなわち、ベースコーナ端からの粘性剥離と渦度を有する非粘性流の急激な膨張である。すなわち、後方の条件を一定とすると、鈍頭円錐のベース圧は、ベース端直前の模型表面上の局所的な円錐流れの条件に依存すると考えられる。ベース面直前の境界層外縁における流れの条件( $M_e$ 、 $Re_e$ 、 $P_e$ 等)が後流の物体近くの流れ場を決めるのに重要な役割を果していることは既存の論文に示めされている。<sup>25),26),27)</sup>ここでもその様な局所流れの条件を用いたベース圧のコリレーションを試みた。

鈍頭円錐の境界層外縁における局所的な流れの条件は、頭部前方の離脱衝撃波によって生ずるエントロピレイヤと模型表面に沿った表面圧力によって決まる。<sup>28),29)</sup>本報では、Willsonの方法<sup>29)</sup>を拡張して、エントロピレイヤの境界層への流入効果だけでなく球状頭部から円錐部への流れの膨張による流線方向に沿った表面圧力変化も考慮にいて、境界層の外縁の条件の計算を行った。すなわち、鈍頭円錐上の非粘性流れの圧力分布は文献30の方法による結果を用いた。この表面圧力変化を考慮しながら流れ方向に沿って一ステップごとに境界層に流入する流量を積分して境界層の厚みを求め、境界層外縁の局所的流れの状態の変化を一ステップごとに次々計算した。なお円錐表面上のエントルピ $h_w$ は壁温が $300^\circ\text{K}$ と仮定した。

この様にしてベース面直前の境界層外縁における流れの諸量を求めた。それ等の値から決めたリーブスとバスの理論によるパラメータ $\chi$ を用いて整理した本実験のベース圧の結果を図28に示す。図中に参考文献7に示めされた円錐やわずかに鈍頭度を有する半頂角 $9^\circ$ と $10^\circ$ の円錐に対するフリーフライトによるデータのコレクション結果を同時に示す。本実験の円錐模型 $C_0$ と最小の鈍頭度を有する鈍頭円錐模型 $C_2$ のデータはこのフリーフライトの結果とおおよそ一致することが分る。

本実験の鈍頭度のベース圧比に対する効果は、前章で述べた様に、同じレイノルズ数に対して鈍頭度が増すとベース圧比が増える傾向にある。一方フリーフライトの場合のベース圧比は、主流マッハ数が大きい場合( $M_e \approx 20$ )についてのデータであるが、鈍頭度が増すと逆に小さくなる傾向を示している(参考文献7, Fig. 12)。この鈍頭度によるベース圧への効果は、主流マッハ数が同じ場合局所マッハ数 $M_e$ は頭部鈍さが増せば減る関係にあり、一つの頭部鈍さに対して $M_e$ はほぼ一定値なので、模型ベース端の局所マッハ数によるベース圧比のレベルに対する効果と考えられる。

この様な本実験とフリーフライトのデータの鈍頭度の効果の違いは、再付着条件の違い(スティングの存在することによる後方の条件の違い)によるものと思われる。またカサント<sup>25)</sup>は局所条件によるパラメータ $M_e^2(Re_\infty)$ で整理して、フリーフライトによる層流の鈍頭円錐のデータは鈍頭度が変わってもおおよそ一つの曲線になることを示したが、本実験のデータに対しては成り立たなかった。

なお図28にケースⅡの場合のベース圧コリレーション結果を同時に示す。3.2.1で述べた様にこの値はフレア効果のないケースⅠと比べると各模型に対して全体的に

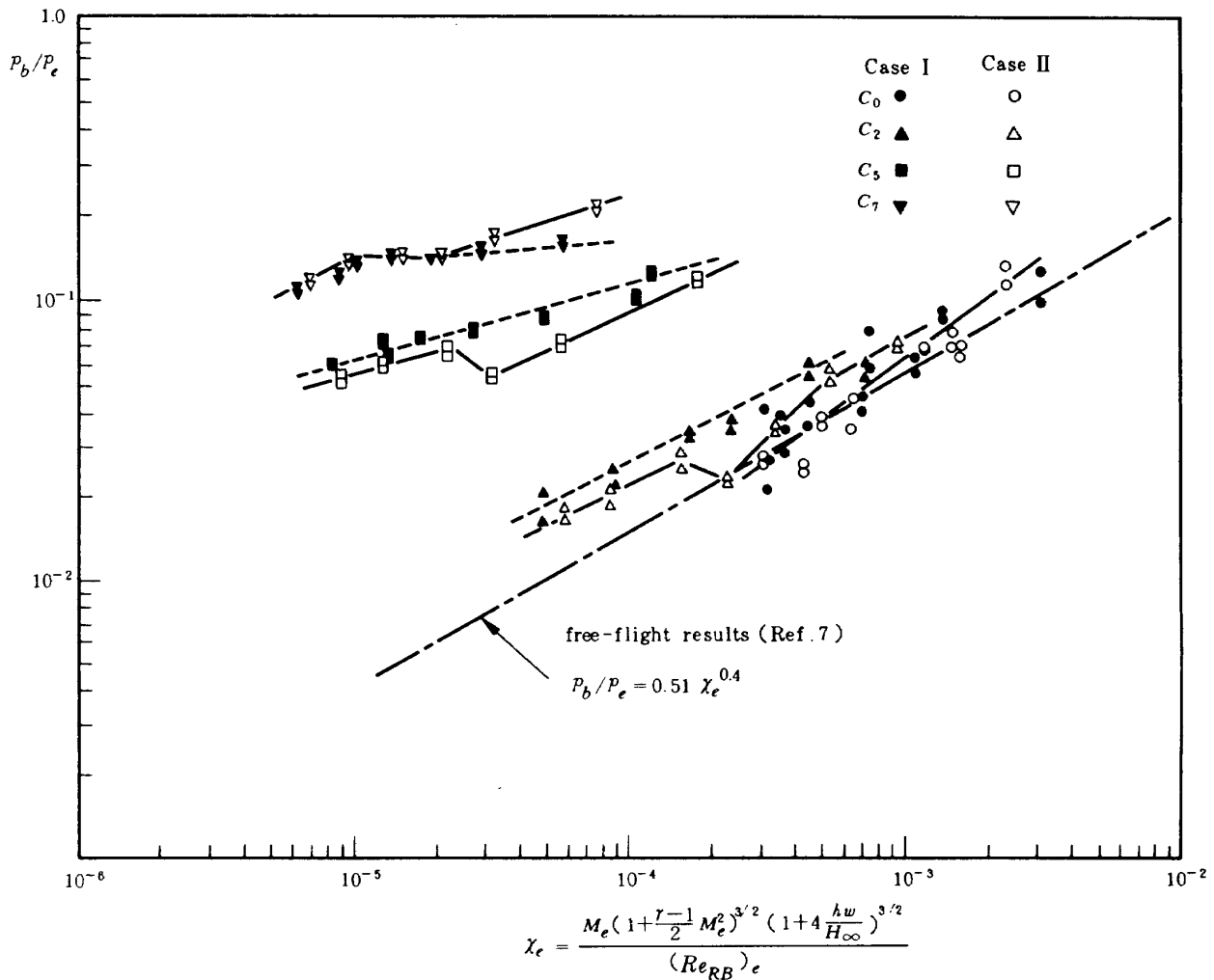


図 28 ベース圧のコリレーション

圧力レベルが幾分低くなっており、途中で不連続性を示す。

### 5. 結 論

当所極超音速風洞におけるベース圧に対する支持干渉についての実験から、次の様な結論が得られた。

スティング・フレアコーナ部の周りにできる剥離流とベース循環流の干渉によって、本実験で用いた支持形状に対しては、次の3つのタイプのベース流れが観察された。

- A. 無干渉流れ (2つの独立な剥離流のある場合)
- B. 部分干渉流れ (2つの剥離流の間で部分的な干渉がある場合)
- C. 完全干渉流れ (1つの合成された循環流が出来る場合)

この様なスティングフレア部により誘起される流れの干渉はベース圧力に影響を与え、低レイノルズ数で、短い平行部のスティングを用いた場合、特にその影響は大

きかった。模型のベース圧に対するスティングフレアの干渉を除く (又は小さくする) ためには、フレアコーナによる圧力上昇をなるべく小さくするのももちろんだが、スティング平行部の長さも選ばなくてはならない。

上記のタイプ A の流れの場合でも、フレアの影響のない場合 (ケース I) と比べるとベース圧に違いのあることが分った。このことは、ベース循環流とフレア周りの剥離流が独立に出来ている場合でも、スティングフレアは模型ベース後方の流れ全体に影響を与え、ベース圧にも影響を与えているを示していると思われる。しかしながらケース II の場合 ( $d \approx 1/3 D$ ,  $L_s = 2.5 D$ ,  $d$ : スティング直径,  $D$ : 模型ベース直径) のこの効果は比較的小さく、また流れのタイプによるベース圧の変化も小さく、通常の方試験等に対しては十分許容できるものと考えられる。(これから AGARD の標準模型 HB-1, HB-2 の試験で定められているスティング形状 ( $d = 1/3 D$ ,  $l_s = 3 D$ ) はよい目安であることが分る。)

スティングフレアの影響のないケース I の円錐および



鈍頭円錐に対するベース圧の結果をリーブスとバスの理論によるパラメータを用いたバルマーのフリーフライトの実験結果と比較した。円錐模型  $C_0$  と鈍頭度の小さい鈍頭円錐模型  $C_2$  に対するベース圧は、スティングで支持されているにもかかわらずバルマーの結果とほぼ一致した。しかしながらベース圧に対する鈍頭度による効果は両者の間で逆になっていることが分った。この違いはスティング支持システムの有無の差にあると考えられる。この様にスティングで支持された模型のベース圧を予想するためには、さらに多くの実験的、理論的研究を行い模型ベース面より後方からの影響を十分調べ、模型後方の流れのメカニズムを明らかにする必要がある。

本実験で模型表面上の境界層が模型ベース端で遷移を起す時の主流レイノルズ数はおよそ  $1.0 \times 10^5 / \text{cm}$  であったが、ベース圧やベース後方の流れのパターンは、レイノルズ数を変えていくと、このレイノルズ数を境にはっきり変ることが分った。力試験を行う場合、本風洞のレイノルズ数範囲 ( $0.2 \times 10^5 \sim 2.0 \times 10^5 / \text{cm}$ ) では、模型の形状、大きさにかかわらず、常にこの様な境界層の遷移が起ると考えられ、本風洞の遷移レイノルズ数について十分調べておく必要があると思われる。

強い圧力上昇を引き起すストラットからのベース圧に対する影響は、もし干渉の起った場合、非常に大きいので、この様な干渉の起る支持構成はさげなければならないが、通常の場合スティング・ポッドの平行部の長さを 10 cm 以上にすれば十分その影響を除けることが分った。しかしながら、支持模型の形状(大きさ、長さ)によっては、スティング平行部およびスティング・ポッド平行部の長さを、後方からの大きな擾乱を除くために十分にとれない場合も予想され、本風洞のノズル径、測定部の大きさに対しては、ノズル出口からストラットまでの距離は現構成の長さ (101.8 cm) より幾分長い方が望ましいと考えられる。

最後に、本報告のまとめおよび執筆は穂積弘一が担当したが、本報告をまとめるに当たって和田勇空気力学第一部部长に貴重な助言をいただいたことを感謝いたします。

### 参 考 文 献

1. K. Hozumi; Support-interference Effects on Hypersonic Base Pressure, Proceedings of the Twelfth International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 1977.
2. J. P. Reding and L. E. Ericsson; Dynamic Support Interference-Fact or Fiction?, AIAA Paper No. 71-277, 1971.
3. E. W. Perkins; Experimental Investigation of the Effects of Support Interference on the Drag of Bodies of Revolution at a Mach Number of 1.5, NACA TN 2292, 1951.
4. J. O. Reller, Jr. and F. M. Hamaker; An Experimental Investigation of the Base Pressure Characteristics of Nonlifting Bodies of Revolution at Mach Numbers from 2.73 to 4.98, NACA RM A52E20, 1952.
5. D. R. Chapman; An Analysis of Base Pressure at Supersonic Velocities and Comparison with Experiment, NACA Rep. 1051, 1951.
6. L. L. Kavanau; Base Pressure Studies in Rarefied Supersonic Flows, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 23, No. 3, March 1956, pp. 193 ~ 207.
7. B. M. Bulmer; Study of Base Pressure in Laminar Hypersonic Flow: Reentry Flight Measurements, AIAA paper No. 74-537, 1974.
8. J. M. Cassanto; Base Pressure Results at  $M = 4$  Using Free-flight and Sting-supported Models, AIAA J., Vol. 6, No. 7, July 1968, pp. 1411 ~ 1414.
9. E. P. Muntz and E. J. Softly; A Study of Laminar Near Wakes, AIAA J., Vol. 4, No. 6, June 1966, pp. 961 ~ 968.
10. E. J. Softly and B. C. Graber; An Experimental Study of the Pressure and Heat Transfer on the Base of Cones in Hypersonic Flow, Fluid Physics of Hypersonic Wake, Vol. 1, AGARD Cp. 19, May 1967.
11. 極超音速風洞建設グループ, 50 cm 極超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-116 (1966/6).
12. 橋本登, 吉沢昭, 穂積弘一, 極超音速風洞 M7 ノズル校正試験, 航技研資料 TM-155 (1969/2).
13. J. F. Muir and A. A. Trujillo; Experimental Investigation of the Effects of Nose Bluntness, Free-stream Unit Reynolds Number and Angle of Attack on Cone Boundary Layer Transition at Mach Number of 6, AIAA paper No. 72-216, January 1972.
14. R. H. Rogers; Boundary Layer Development in Supersonic Shear Flow, AGARD Report 269, April 1960.
15. J. M. Cassanto; Radial Base-pressure Gradients in Laminar Flow, AIAA J., Vol. 5, No. 12, December 1967, pp. 2278 ~ 2279.
16. J. M. Cassanto; Flight Test Base Pressure Re-

- sults at Hypersonic Mach Numbers in Turbulent Flow, *AIAA J.*, Vol. 10, No. 3, March 1972, pp. 329 ~ 331.
17. L. D. Kayser and J. E. Danberg; Experimental Study of Separation from the Base of a Cone at Supersonic Speeds, *AIAA J.* Vol. 12, No. 11, November 1974, pp. 1607 ~ 1609.
  18. R. H. Page and V. Sernas; Apparent Reverse Transition in an Expansion Fan, *AIAA J.*, Vol. 8, No. 1, January 1970, pp. 189 ~ 190.
  19. D. R. Chapman, D. M. Kuehn and H. K. Larson; Investigation of Separated Flows in Supersonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition, NACA TN 3869, 1957.
  20. M. Sirieix, J. Mirande and J. Delery; Basic Experiments on the Reattachment of a Supersonic Stream, AGARD Cp. No. 4, Pt. 1, pp. 353 ~ 391, 1966.
  21. Yu. L. Karpov, Yu. P. Semenkevich and A. Ya. Cherkez; Calculation of Separated Flow between Two Bodies, *Fluid Dynamics* (translated from Russian: *NAUK SSSR-MEKHANIKA ZHIDKOSTI I GAZA*), Vol. 3, No. 3, May-June 1968, pp. 58 ~ 62.
  22. W. J. Burns; Free-flight Wind Tunnel Test of Hypersonic Decelerators, *AIAA paper No. 70-587*, 1970.
  23. J. M. Klinkerg, T. Kubota and L. Lees; Theory of Exhaust-Plume/Boundary-Layer Investigations at Supersonic Speeds, *AIAA J.* Vol. 10, No. 5, May 1972.
  24. J. S. Draper; Plume Separated Regions as a Flame Holder, *AIAA J.*, Vol. 14, No. 3, March 1976.
  25. J. M. Cassanto, N. S. Rasmussen and J. D. Coats; Correlation of Free-flight Base Pressure Data for  $M = 4$  to  $M = 19$ , *AIAA J.* Vol. 7, No. 6, June 1969, pp. 1154 ~ 1157.
  26. B. L. Reeves and H. M. Buss; Theory of the Laminar Near Wake of Axisymmetric Slender Bodies in Hypersonic Flow, AVMSD-0122-69-RR, February 1969.
  27. W. K. Lockman; Free-flight Base Pressure and Heating on Sharp and Blunt Cones in a Shock Tunnel, *AIAA J.*, Vol. 5, No. 10, October 1967, pp. 1898 ~ 1900.
  28. V. Zakkay and E. Krause; Boundary Conditions at the Outer Edge of the Boundary Layer on Blunted Conical Bodies, *AIAA J.*, Vol. 1, No. 7, July 1963, pp. 1671 ~ 1672.
  29. R. E. Wilson; Laminar Boundary-layer Growth on Slightly-blunted Cones at Hypersonic Speeds, *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 2, No. 4, July-Aug. 1965.
  30. 吉沢昭, 野村茂昭, 三次元非粘性超音速流の一差分数值解, 航空宇宙技術研究所資料 TM-316, 1976年10月.

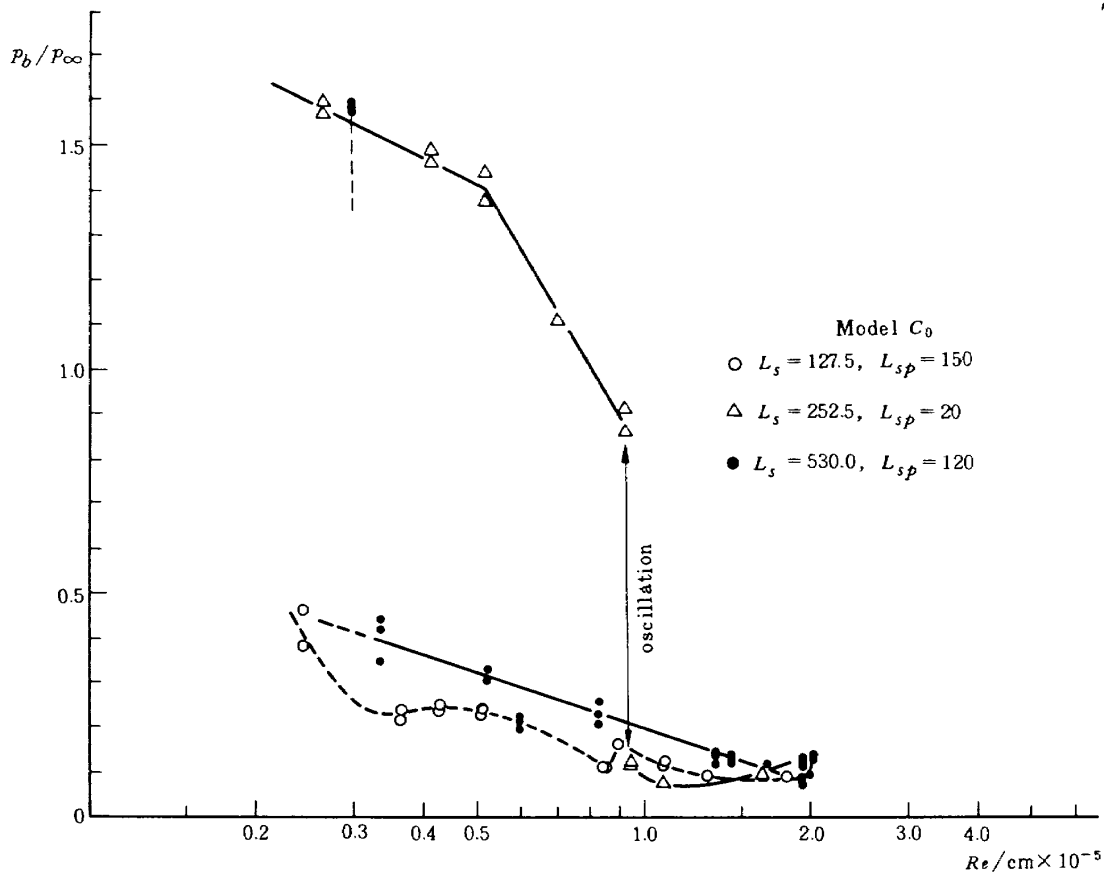
Appendix : ストラット, スティング・ポッドの影響 (ケースⅣ)

スティング・ポッドの平行部の長さを短くした場合 (ケースⅣ) の円錐模型に対するベース圧  $p_b/p_\infty$  を, ケースⅠとケースⅡの場合と同時に図A-1に示す。これから分る様にレイノルズ数の低い時, 非常に強いスティング・ポッドコーナ部およびストラット部による干渉を示す。レイノルズ数  $Re_\infty > 0.9 \times 10^5/cm$  の時は, ストラットによる影響はなくなり, ベース圧はスティング・ポッド平行部を長くした場合 (ケースⅡ) とおおよそ同じ圧力を示すが, レイノルズ数が臨界レイノルズ数 ( $Re_\infty = 0.9 \times 10^5/cm$ ) より小さくなるとストラットの効果が現われ, 非常に大きな値となる。臨界レイノルズ数の付近では, ベース圧は周期的にストラットの影響のある状態とない状態の値をとって振動した (周期は約1秒から数秒の範囲)。

図A-2に振動を起している場合のスティング上の表面圧力分布を示す。ベース循環流の表面圧力は最大値と最小値をプロットした。ベース循環流中のベース圧力, 表面圧力の値が振動していることがよく分る。ベース循環流れの外では, 表面圧力は一定の値を示し, 振動は示めさなかった。レイノルズ数が大きくなって, 後方から

の影響がベース循環流へおよばなくなった場合は, スティング平行部上では, ケースⅡ, Ⅲと同じ様な圧力分布を示すが, スティング・フレア周りの剥離流は後方からの影響を受けているため, フレア近傍の圧力上昇は依然, 非常に大きい値を示した。

スティング平行部を非常に長くして, スティング・フレア部を短く (従って大きな圧力上昇部となる) した場合 (ケースⅠ) もスティング・ポッド平行部を短くすると (2 cm), レイノルズ数が低い場合, ストラットとスティング・ポッドフレアの強い圧力上昇の影響によって大きなベース圧の値を示した。この様に後方の大きな圧力上昇部と支持模型のベース循環流と干渉を起した場合は, そのベース圧 (ベースドラッグ) に対する影響は大きく, その様な支持系の構成はさげなければならない。予備的な実験を行ってストラットによる強い圧力上昇のベース圧への影響をさけるためには, スティング・ポッド平行部にある長さが必要であることが分った。すなわち, 本風洞の支持系では, ベース流れに対するストラットの影響は, スティング・ポッドを長くして ( $L_{sp} > 80mm$ ), ストラット圧力上昇部の影響による剥離領域をスティング・ポッド平行部上に留めることによってさけることができた。



図A-1 ストラット部からの影響のある時のベース圧 (ケースⅣ, 円錐模型)

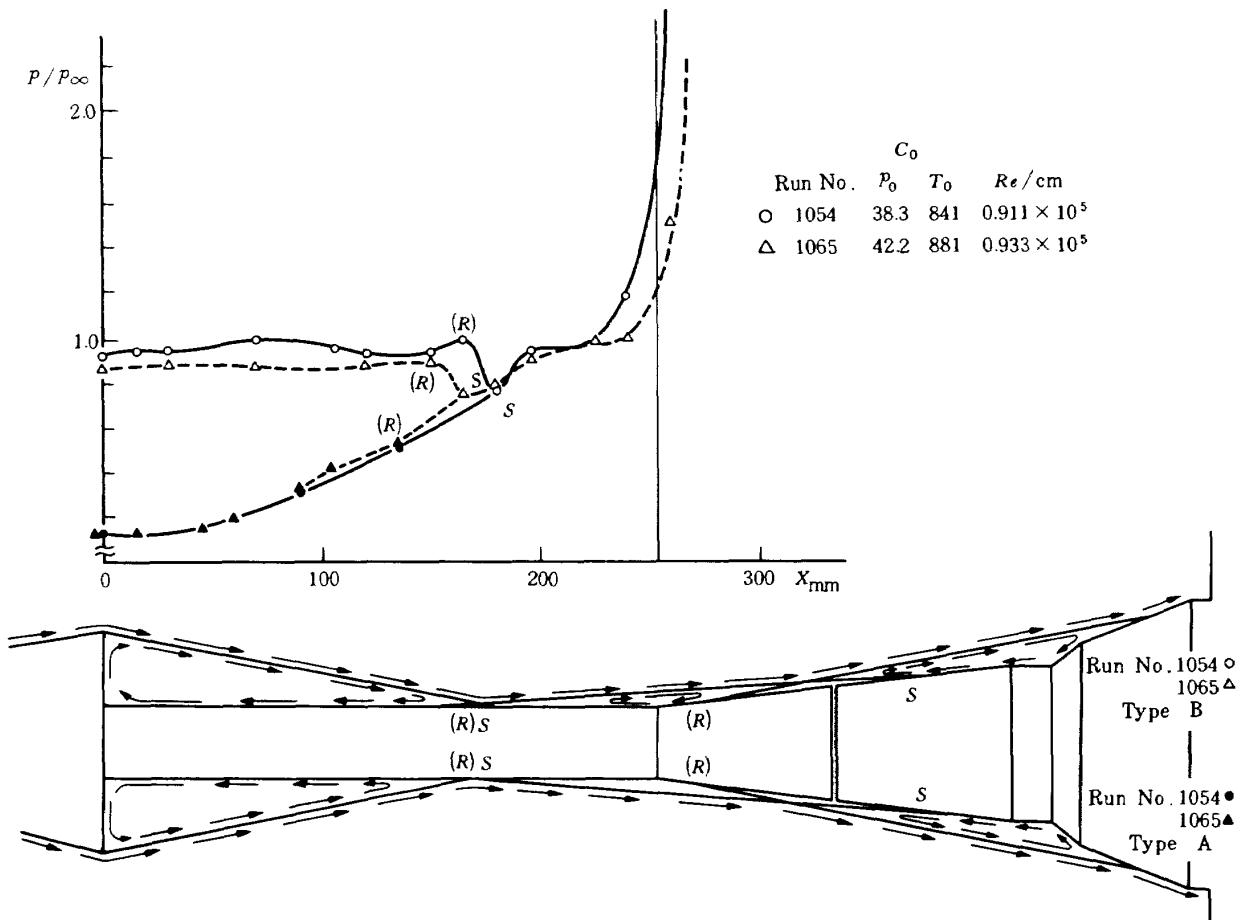


図 A-2 ベース流中で振動を起している場合の表面圧力分布  
(ケースⅣ, 円錐模型)

---

## 航空宇宙技術研究所報告 622号

昭和55年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)千182

印刷所 株式会社 三興印刷  
東京都新宿区信濃町12 三河ビル

---