

航空宇宙技術研究所資料

TM-57

極超音速における軸対称物体の前面抵抗

會 我 国 男

1965年7月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 樋三能鳥長細橋竹池	木本 一好美海洲川本内田	登雄甫力三夫登之治	清水 福寿	戸川 隼人之雄子雄	高橋 芳保幸	山根 皓三郎	坂元 思無邪
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月								
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月								
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月								
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月								
TM- 7	慣性力形疲労試験	1962年 8 月								
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月								
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月								
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月								
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月								
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月								
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月								
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月								
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月								
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月								
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月								
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月								
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月								
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月								
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月								
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月								
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月								
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月								
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月								
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月								
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月								
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月								
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月								
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月								
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月								
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6 月								
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月								
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月								
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月								
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月								
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月								
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月								
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1 月								
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2 月								

極超音速における軸対称物体の前面抵抗*

會 我 国 男**

1. は し が き

ロケットの空気力学的研究のために衝撃波風洞およびパルスティック・レンジなどが広く使用されている。これらの方法では流れの持続時間が短いので、その測定には高度の技術を必要とする。特に物体の抵抗値の測定に多くの努力がはらわれている。ここでは物体まわりの衝撃波の形状とその物体の前面抵抗値との関係を利用して、光学的に測定された衝撃波の形状から抵抗値を決定した。

H. S. Tsien¹⁾ の導いた極超音速二次元ポテンシャル方程式が、ある変換によって、空間座標の一つ少ない非定常一次元ポテンシャル方程式と一致することが W. D. Hayes²⁾ によって指摘されている。S. C. Lin³⁾ は、鈍い物体まわりの衝撃波の形状が、円筒状衝撃波に関する理論結果と同様に放物線状となることを予知し、つぎの関係式を求めている。

$$r_s/d = 0.80 C_D^{1/2} (x/d)^{1/2}$$

ここで r_s は物体軸より衝撃波までの距離、 x は物体前面より後方への距離、 d は物体の直径、 C_D は前面抵抗値である。A. Seiff⁴⁾ らは、簡単に

$$r_s/d = k (x/d)^n$$

で表わし、実験的に定数 k と n の値を決定している。なお、これらの係数が流れの全エンタルピー、前面抵抗値によってどのような影響をうけるかを系統的に調べている。さらに、係数 k を

$$k = a C_D^m$$

で表わし、“半球・円柱”物体の頭部の場合には

$$k_{hs} = a C_{Dhs}^m$$

で表わし、 a は頭部形状には無関係な定数と仮定し、

$$k/k_{hs} = (C_D/C_{Dhs})^m$$

とすると、前面抵抗値が

$$C_D \geq C_{Dhs} \text{ の場合 } m = 0.26$$

* 昭和40年6月30日受付

** 空気力学第一部

$$C_D < C_{Dns} \text{ の場合 } \quad m=0.37$$

が適当であることを報告している。C. S. James と J. E. Terry⁵⁾ は、この形状を一般的に

$$r_s/d = k' [(x/d)^{1/n} + a(x/d)]^n$$

で表わし、実験的にこれらの係数と各種物体の前面抵抗値との関係を求めている。両者とも実験的に定数を決定する必要があるが、既知の前面抵抗値をもつ物体の実験が繰り返されている^{4) 5)}。

この報告では、小型衝撃波風洞により、各種物体まわりの衝撃波の形状を光学的に測定した。前者の方法、Seiff の m の値を用いて、得られた衝撃波の形状から抵抗値が推定できたので報告する。

2. 装 置

2.1 衝撃波風洞

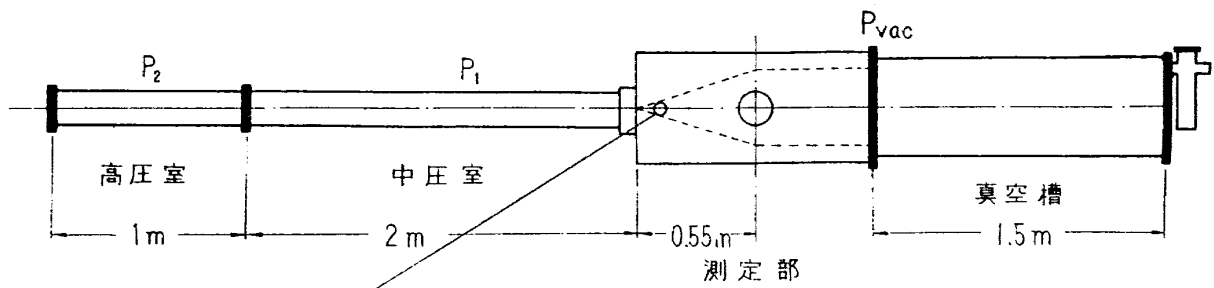
使用した衝撃波風洞は、二段膜反射型と呼ばれる形式で、図1(a)に示すように、高圧室、中圧室、真空槽から構成されている。各室間の隔膜にはセロハン紙を使用した。初めのセロハン膜は電磁石を利用した始動装置によって破る。二段目の隔膜は中圧室に生じる衝撃波によって自動的に破られる。中圧室に生じた衝撃波は、壁によって反射し、高温、高圧のよどみ点状態が短時間形成される。この壁端よりストレート・ノズルによって加速し、測定部でマッハ数6.5の一様流が得られるようになっている⁶⁾。

2.2 衝撃波形状の観測

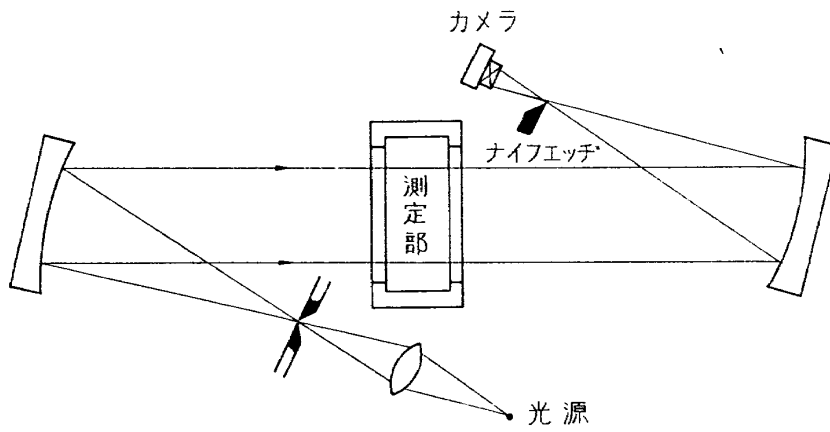
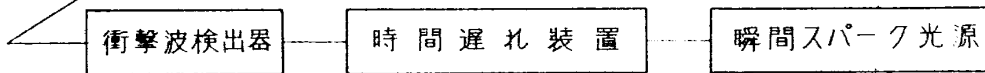
衝撃波風洞のよどみ点付近またはノズル上流部付近にアルミ箔を利用した衝撃波検出器をおき、時間遅れ装置により一様流の成立するときと同期させて瞬間スパーク光源を作動し、シュリーレンおよび干渉計の光源とした。本実験では物体まわりの密度変化量が小さいためシュリーレン法では衝撃波の形状が観測困難であるのでマッハ・ツェンダー干渉計の等密度線法を併用し、光学的に衝撃波形を観測した。

2.3 模 型

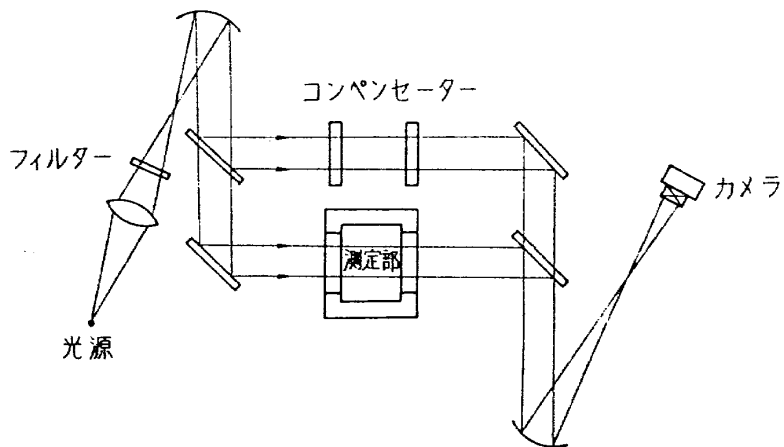
使用した模型は、鈍頭円錐・円柱およびこれにフレイヤーの付いた模型、スパイク付半球・円柱模型(3種類)、半球・円柱模型、円柱模型、球模型の8個である。各模型の形状を図2に、その寸法の詳細は表1に示した。鈍頭円錐・円柱(フレイヤー付)模型は、極超音速飛しょう体まわりの流れを詳細に研究するため、A. E. D. C. の Von Kármán 研究所⁷⁾において使用されたものに合わせで作ったものである。



(a) 衝撃波風洞



(b) シュリーレン



(c) マッハ・ツェンダー干渉計

図 1 衝撃波風洞および観測装置

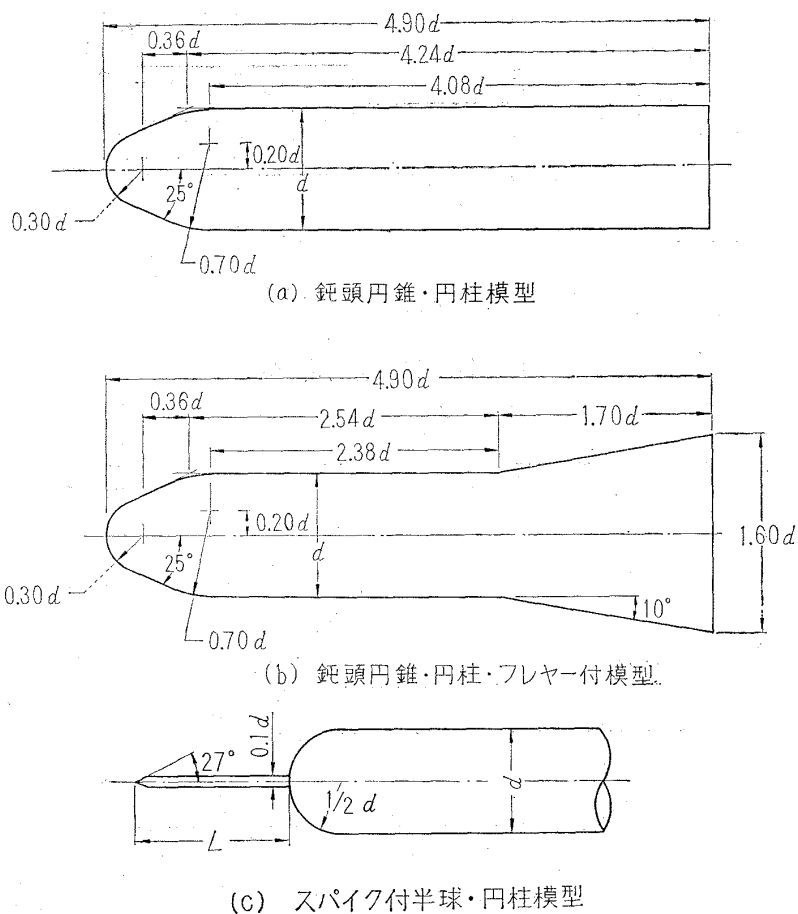


図2 模型形状とその寸法

表1 全模型の寸法

模 型	円柱部直径 d ()は球直径	
半 球・円 柱	10 mm	$L/d=0$
球	(15 mm)	
円 柱	10 mm	
鈍 頭 円 錐・円 柱	6.0 mm	
鈍頭円錐・円柱フレヤー付	6.0 mm	
スパイク付半球・円柱 ①	10 mm	$L/d=1.2$
スパイク付半球・円柱 ②	10 mm	$L/d=3.1$
スパイク付半球・円柱 ③	10 mm	$L/d=6.0$

3. 実験結果

実験は、一様流マッハ数 6.5, 物体の直径を基にした一様流のレイノルズ数 $1 \sim 6 \times 10^4$ で行なった。物体まわりの衝撃波の形状を観測した写真は図 3, 4 に示した。物体まわりの密度変化量が小さいため、干渉計による等密度線法を使用しても、衝撃波の形状は図 4 の写真程度である。

得られた写真より、物体軸から衝撃波までの距離（衝撃波の半径） r_s と衝撃波の頂点より後方への距離 x を読み取り、物体の直径 d との比 r_s/d , x/d の値を 両対数 目盛 グラフ にプロットしたのが図 5 である。物体の頭部付近と比較的後方部では違った直線となった。この直線のこう配より n の値が得られ、 $x/d=1$ のときの r_s/d の値より k の値が得られる。Modified Newtonian Theory の値から、 $C_{Dhs}=0.91$ と仮定し、Seiff の m の値を用い、得られた k の値から、 $k/k_{hs}=(C_D/C_{Dhs})^m$ の関係式によってそれぞれの前面抵抗値を決定した。これらの値は Modified Newtonian Flow によって計算した値と合わせて表 2 に示した。

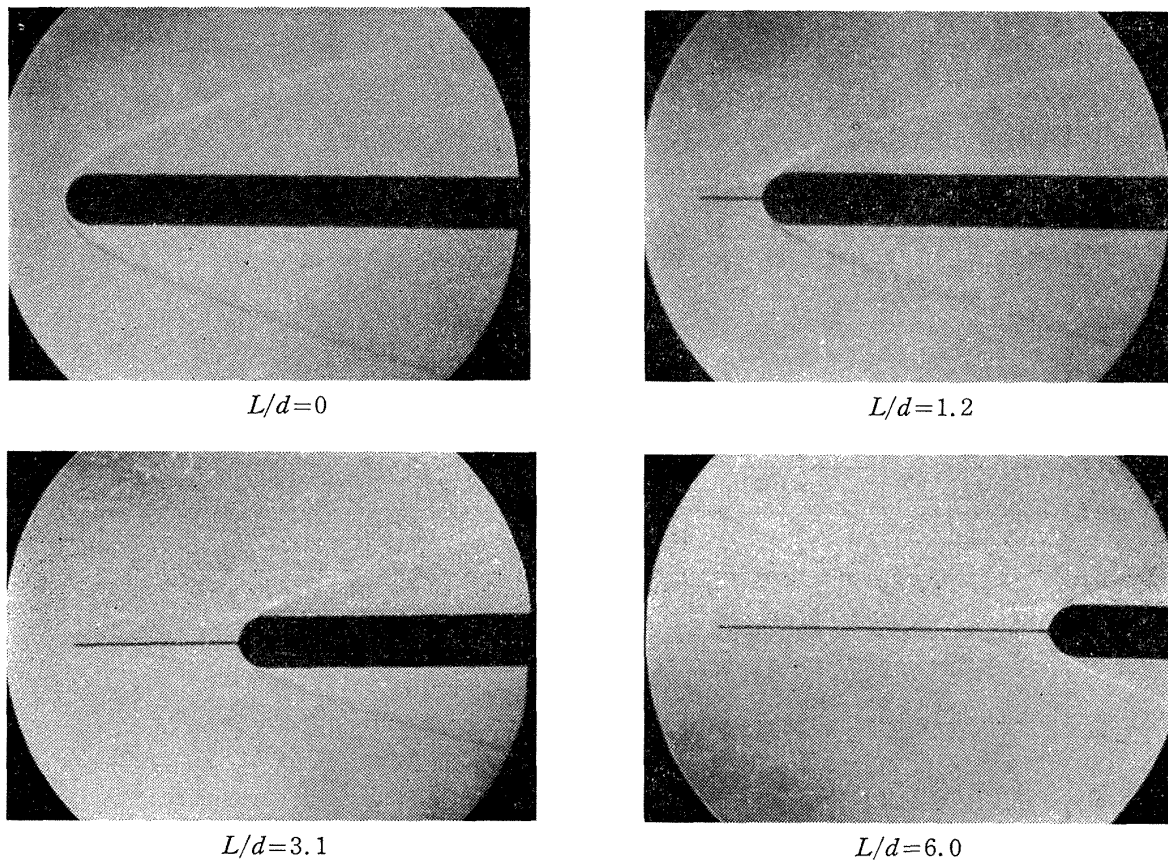


図 3 シュリーレン写真によるスパイク付半球・円柱模型まわりの流れ

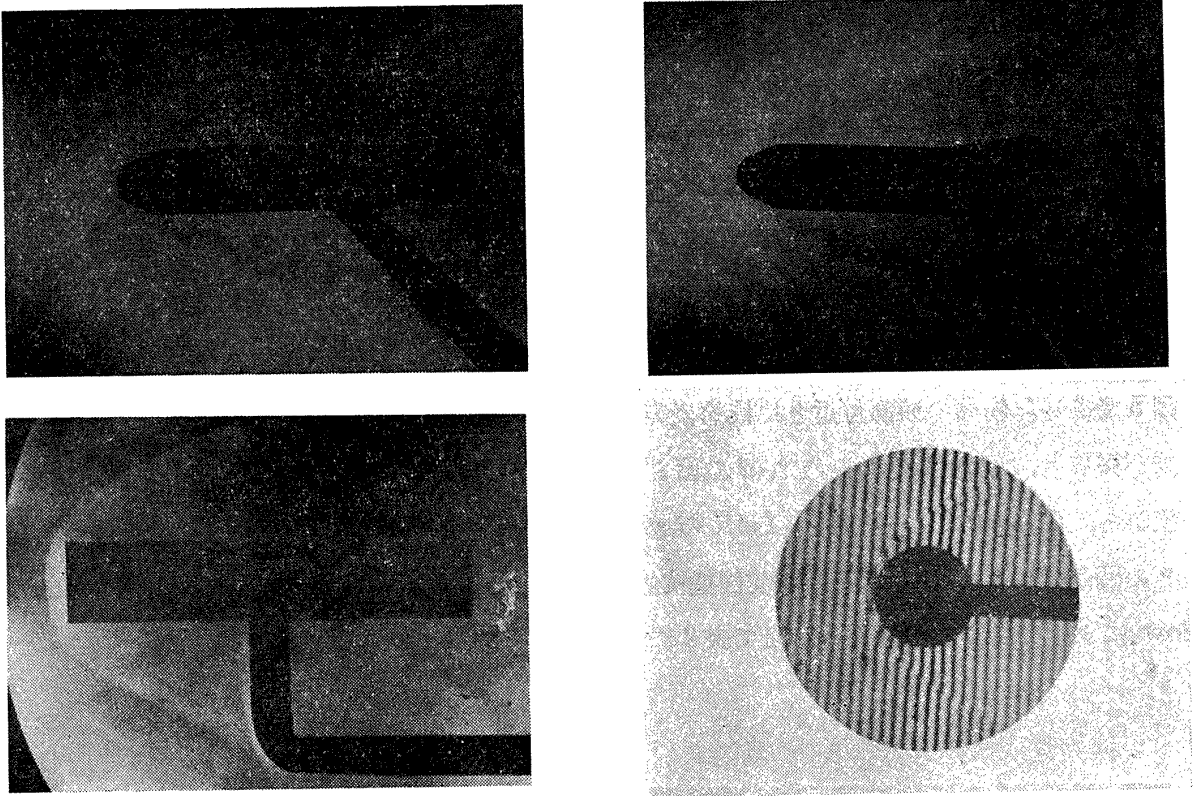
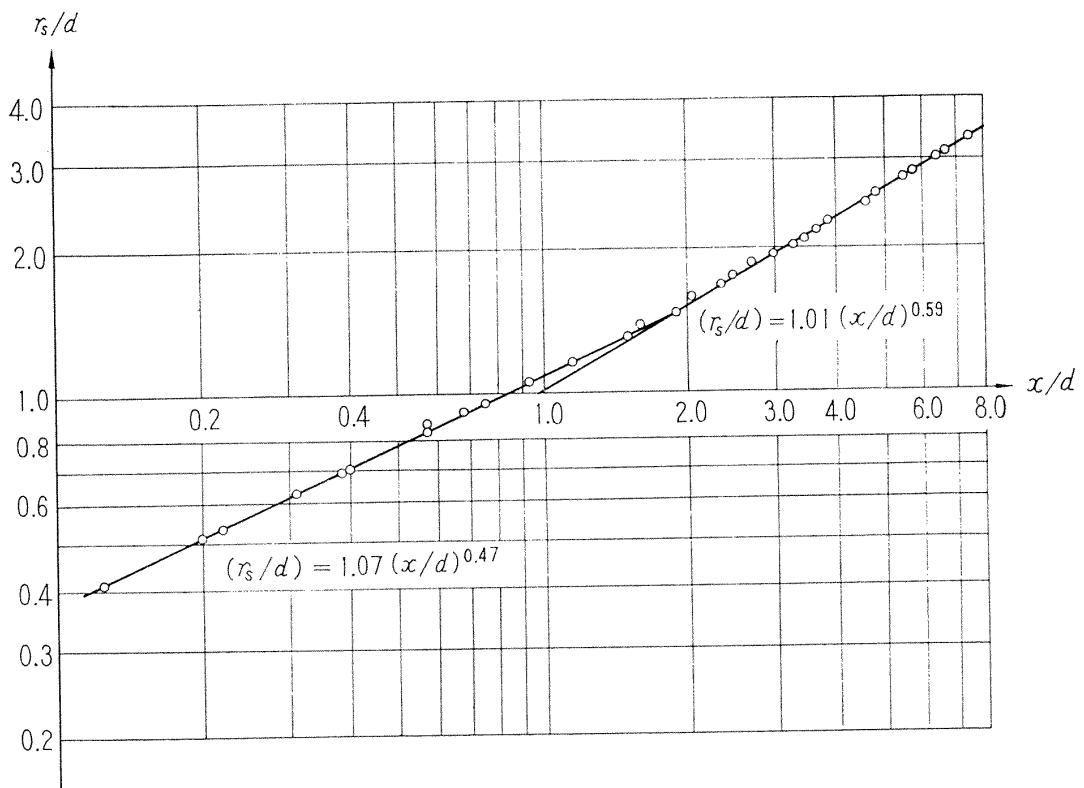


図4 干渉計写真による模型まわりの流れ



(a) 半球・円柱模型

図5 r_s/d と x/d との関係

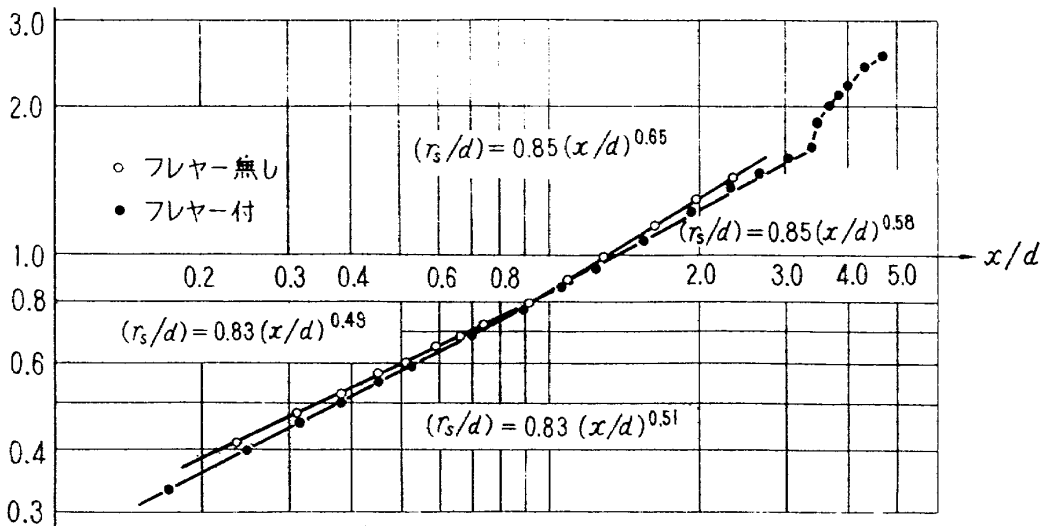
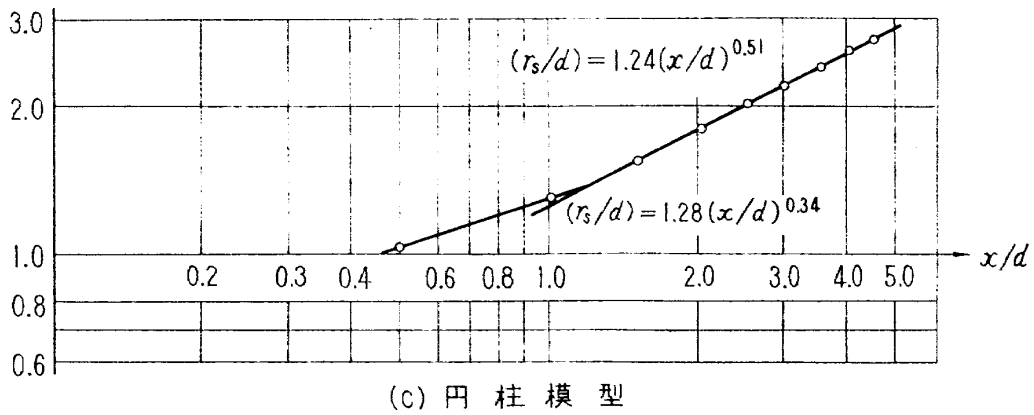
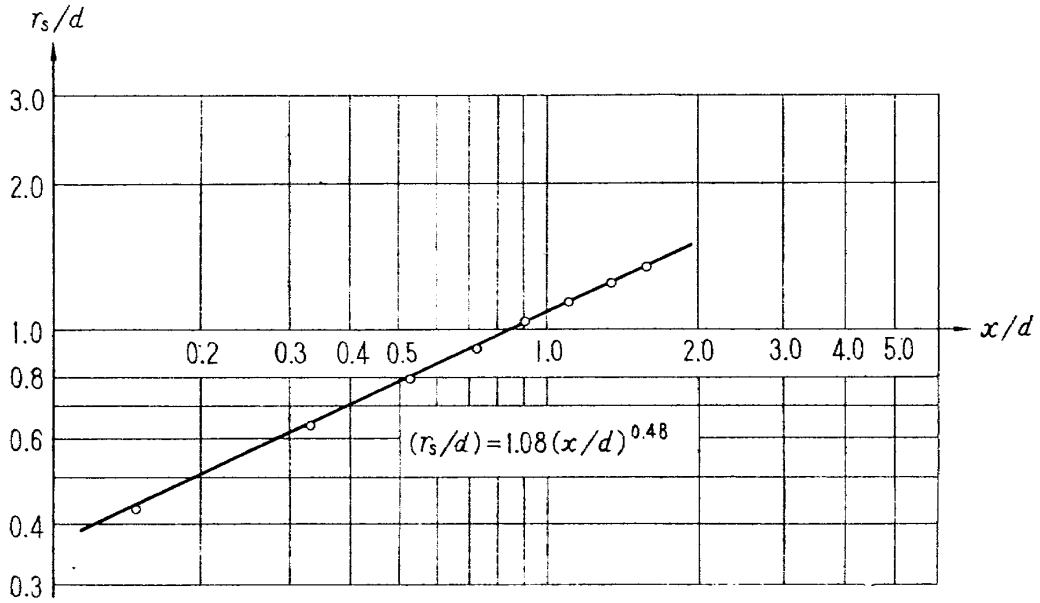
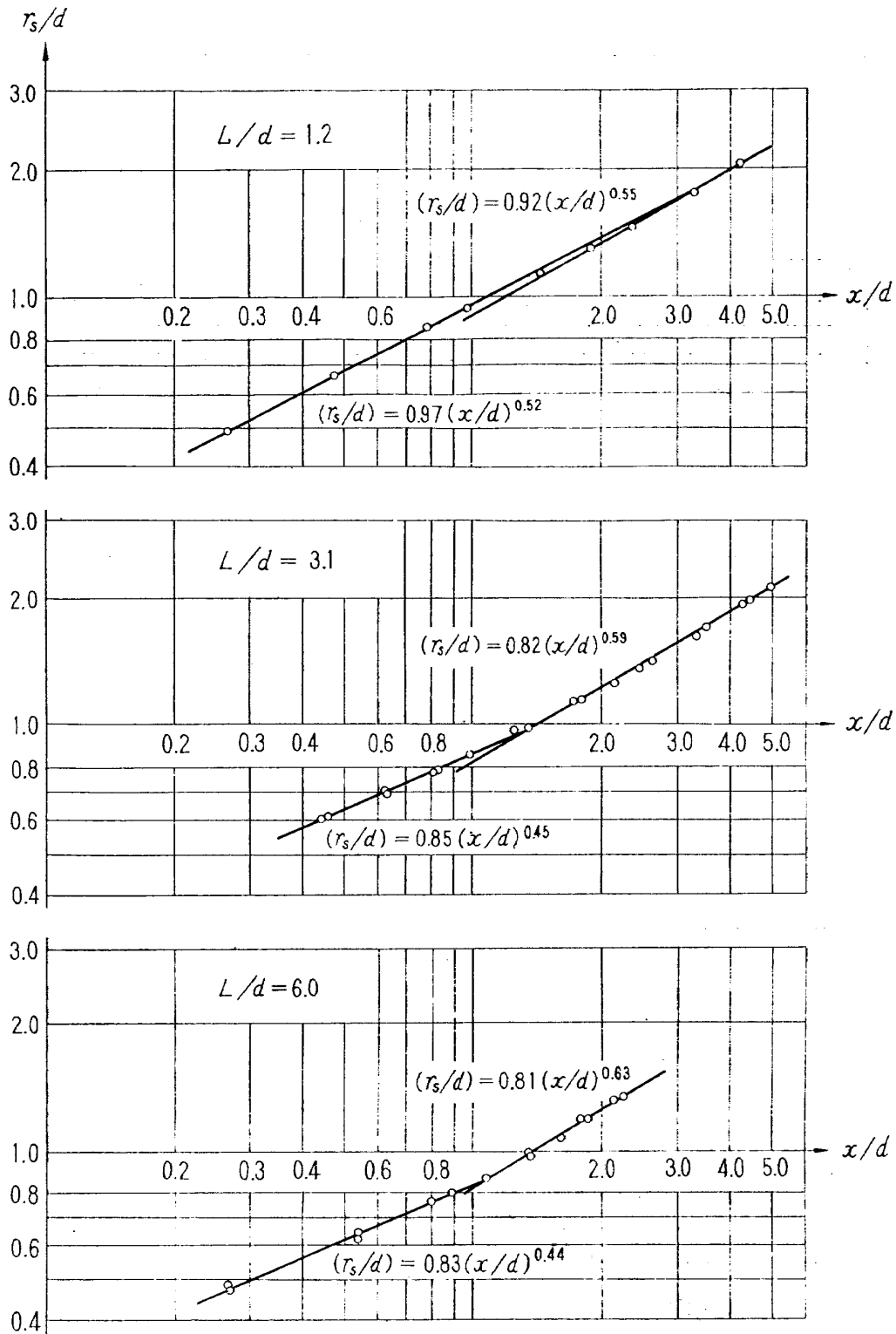


図5 r_s/d と x/d との関係

r_s : 物体の軸から衝撃波までの距離

x : 衝撃波の頂点より後方への距離

d : 物体の直径



(e) スパイグ付半球・円柱模型

図5 r_s/d と x/d との関係

表 2 本実験から得られた n , k , C_D の値

	n_1	n_2	k_1	k_2	C_{D1}	C_{D2}	$C_{DM.N.F.}$		$Re_{\infty D}$ ($\times 10^4$)
半球・円柱	0.47	0.59	1.07	1.01	0.91	0.91	0.91		5.0
球	0.48		1.08		0.93		0.91		6.0
円柱	0.34	0.51	1.28	1.24	1.8	2.0	1.81		1.7
鈍頭円錐・円柱	0.49	0.65	0.83	0.84	0.46	0.55	0.54	(0.51)	1.0
鈍頭円錐・円柱・フレヤー付	0.51	0.58	0.83	0.84	0.46	0.55	0.63	(0.58)	3.0
スパイク付半球・円柱①	0.52	0.55	0.97	0.92	0.70	0.71		図6参照	5.0
スパイク付半球・円柱②	0.45	0.59	0.85	0.82	0.49	0.52		"	5.0
スパイク付半球・円柱③	0.44	0.63	0.83	0.81	0.46	0.50		"	5.0

() は Gray and Lindsay⁷⁾ の実験結果

1: 頭部付近の衝撃波形から得られたもの

2: 比較的后方部の衝撃波形から得られたもの

3.1 半球・円柱, 球, 円柱模型

測定された x/d の値は, 半球・円柱模型の場合は 0.1~7.5 であり, 頭部付近で $k_{1ns}=1.07$, 後方で $k_{2ns}=1.01$ の値を得た。球模型の場合は写真の視野の関係で頭部の k_1 しか測定できなかった。したがって球の前面抵抗値 C_{D2} は決定できなかった。

Modified Newtonian Flow によって計算した前面抵抗値 $C_{DM.N.F.}$ と比較して, 球模型, 円柱模型の前面抵抗値はいずれも多少大きい値となった。

3.2 鈍頭円錐・円柱模型

フレヤーの有無にかかわらず, 頭部およびフレヤーより前の方部では k の値は一致した。フレヤーの効果は図 5(d) に示すようにフレヤー部より表われている。写真の視野の関係でその量は決定できないが, より後方まで測定することによって得られるものと思う。前面圧力分布の測定から得られた前面抵抗値の実験値は, 文献 7) に報告されている。マッハ数 6.5 のときは, フレヤーなしの場合 0.51 で本実験値とほぼ一致している。

3.3 スパイク付半球・円柱模型

本実験では, スパイクの長さ L と物体の直径 d との比 L/d が 1.2, 3.1, 6.0 の 3 種類について測定した。 L/d の値が大きくなるにつれて前面抵抗値が減少することは文献 8), 9) に報告されている。本実験結果においてもこの傾向が得られた。この特性は, 縦軸にスパイクのない円柱模型の前面抵抗値を C_{Dfc} とし, スパイク付半球・円柱模型の前面抵抗値 C_D との比 C_D/C_{Dfc} を取り, 横軸にスパイクの長さ L と物体の直径 d との比 L/d を取り, 図 6 に示した。Sims⁸⁾ 等は Bogdonoff⁹⁾ 等と違った M/\sqrt{Re} の値でスパイク付円柱模型の実験を行ない, 抵抗値の変化を示してい

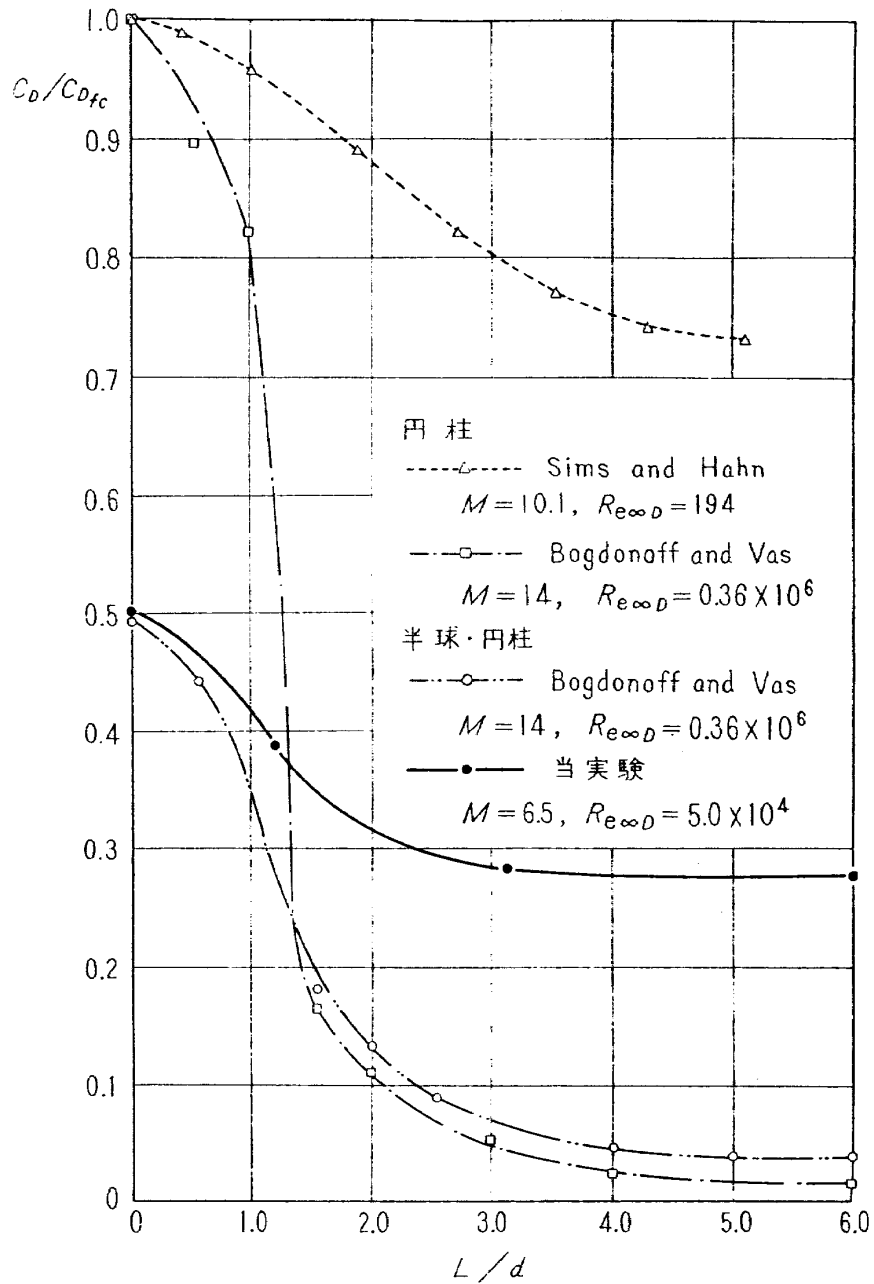


図 6 スパイクの長さとは頭部抵抗値の関係

る。

本実験は Bogdonoff⁹⁾ 等のスパイク付半球・円柱模型の場合と M/\sqrt{Re} の値はほぼ同じである。したがってこの場合の抵抗値の違いは、マッハ数あるいはレイノルズ数の違いによるものと思われる。スパイクの前面抵抗に及ぼす効果を究明するには、広範囲のマッハ数、レイノルズ数および M/\sqrt{Re} で実験をする必要がある。なお、本実験のスパイク先端の半頂角は 27° であった。ほかの半頂角の場合にも本実験結果と同じ抵抗値を得た。それらの結果についても近く報告する予定である。

4. 結 論

(a) 軸対称物体の前面抵抗値はその物体まわりの衝撃波の形状を観測することによっても推定できる。この方法は一様流持続時間の非常に短い (2.5 m sec) 衝撃波風洞に有効である。

(b) 流れの写真の視野不足のため、鈍頭円錐・円柱・フレヤー付模型のフレヤーの前面抵抗に及ぼす効果は決定していないが、フレヤーの付いた場合とフレヤーのない場合との前面抵抗値の差はこの方法によって推定できる。

(c) スパイクの半球・円柱模型の前面抵抗に及ぼす効果が得られた。本実験結果と Bogdonoff 等の実験結果とは一致しない。 M/\sqrt{Re} の値はほぼ同じ値であるので、マッハ数とレイノルズ数による影響が大きいと思われる。したがってスパイクの前面抵抗に及ぼす効果を究明するには、広範囲のマッハ数、レイノルズ数で実験を行なう必要がある。

5. あとがき

本実験に関し全面的な御指導をいただいた空気力学第一部和田室長、本実験に使用した衝撃波風洞の製作に御協力いただいた空気力学第二部北出室長に感謝する。なお、本実験は衝撃波研究室清水邦夫君の協力によるものであることを付記する。

文 献

- 1) H. S. Tsien; Similarity Laws of Hypersonic Flows, Jour. Math. Phys., Vol. 25(1964) pp. 247-251.
- 2) W. D. Hayes; On Hypersonic Similitude, Quart. Appl. Math., Vol. 5(1947) pp. 105-106.
- 3) S. C. Lin; Cylindrical Shock Waves Produced by Instantaneous Energy Release, Jour. Appl. Phys., Vol. 25, No. 1(1954) pp. 54-57.
- 4) A. Seiff & E. E. Whiting; A Correlation Study of the Bow-Wave Profiles of Blunt Bodies, NASA-TN-D-1148, (1962/2).
- 5) J. E. Terry & C. S. James; A Parametric Study of Hypersonic Flow Fields About Blunt-Nosed Cylinders at Zero Angle of Attack, NASA-TN-D-2342, (1964/7).
- 6) Isamu Wada; Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer, NAL TR-37 T, (1963/1).
- 7) J. D. Gray & E. E. Lindsay; Force Tests of Standard Hypervelocity Ballistic Models HB-1 and HB-2 at Mach 1.5 to 10, AEDC-TDR-63-137, (1963/8).
- 8) W. H. Sims & J. S. Hahn; Aerodynamic Drag on Spiked Blunt Bodies in Low-Density Hypersonic Flow, AEDC-TDR-64-160, (1964/8).
- 9) S. M. Bogdonoff & J. E. Vas; Preliminary Investigations of Spiked Bodies at Hypersonic Speeds, WADC-TN-58-7 (AD142280), (1958/3).

<p>NAL TM-57 航空宇宙技術研究所 極超音速における軸対称物体の前面抵抗</p> <p>1965年7月 12ページ</p>	<p>I. 曾我国男 II. NAL TM-57 III. 533.6.011.55</p>	<p>軸対称物体まわりの衝撃波の形状と頭部抵抗値との関係は多くの人々によって論じられている。既知の抵抗値をもつ物体の実験によって得られた A. Seiff らの定数値を利用し、小型衝撃波風洞実験 (マッハ数6.5, レイノルズ数 $1 \sim 6 \times 10^4$) で得られた軸対称物体まわりの衝撃波形状から逆に頭部抵抗値を推定した。使用した模型は鈍頭円錐・円柱模型, スパイク付半球・円柱模型等8個である。得られた結果はほかの実験結果と比較した。特にスパイク付物体のスパイクの長さや物体の直径との比による抵抗値の減少の割合について述べている。</p>	<p>NAL TM-57 航空宇宙技術研究所 極超音速における軸対称物体の前面抵抗</p> <p>1965年7月 12ページ</p>	<p>I. 曾我国男 II. NAL TM-57 III. 533.6.011.55</p>
<p>NAL TM-57 航空宇宙技術研究所 極超音速における軸対称物体の前面抵抗</p> <p>1965年7月 12ページ</p>	<p>I. 曾我国男 II. NAL TM-57 III. 533.6.011.55</p>	<p>軸対称物体まわりの衝撃波の形状と頭部抵抗値との関係は多くの人々によって論じられている。既知の抵抗値をもつ物体の実験によって得られた A. Seiff らの定数値を利用し、小型衝撃波風洞実験 (マッハ数6.5, レイノルズ数 $1 \sim 6 \times 10^4$) で得られた軸対称物体まわりの衝撃波形状から逆に頭部抵抗値を推定した。使用した模型は鈍頭円錐・円柱模型, スパイク付半球・円柱模型等8個である。得られた結果はほかの実験結果と比較した。特にスパイク付物体のスパイクの長さや物体の直径との比による抵抗値の減少の割合について述べている。</p>	<p>NAL TM-57 航空宇宙技術研究所 極超音速における軸対称物体の前面抵抗</p> <p>1965年7月 12ページ</p>	<p>I. 曾我国男 II. NAL TM-57 III. 533.6.011.55</p>

TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年 2月	幸尾 治朗, 岡 鎌田 遠一男 照井 祐之, 田 幸敏 中井 暎一, 高 武
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年 5月	泉 日出夫, 高 島 一明 谷 喬, 近 藤 洋史 原 亘利, 板 垣 芳雄
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年 5月	
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年 5月	
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年 5月	武藤洋治郎, 池田 為治 坂元思無邪, 光山 敏雄 河崎 俊夫, 谷 喬
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年 5月	
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年 7月	石田 誠, 河野 哲雄

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料57号

昭和40年7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(0422)(4)9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10
