

いた坂尾昭子さんに厚く感謝の意を表する次第である。

(1966年4月30日 航空力学部 井内)

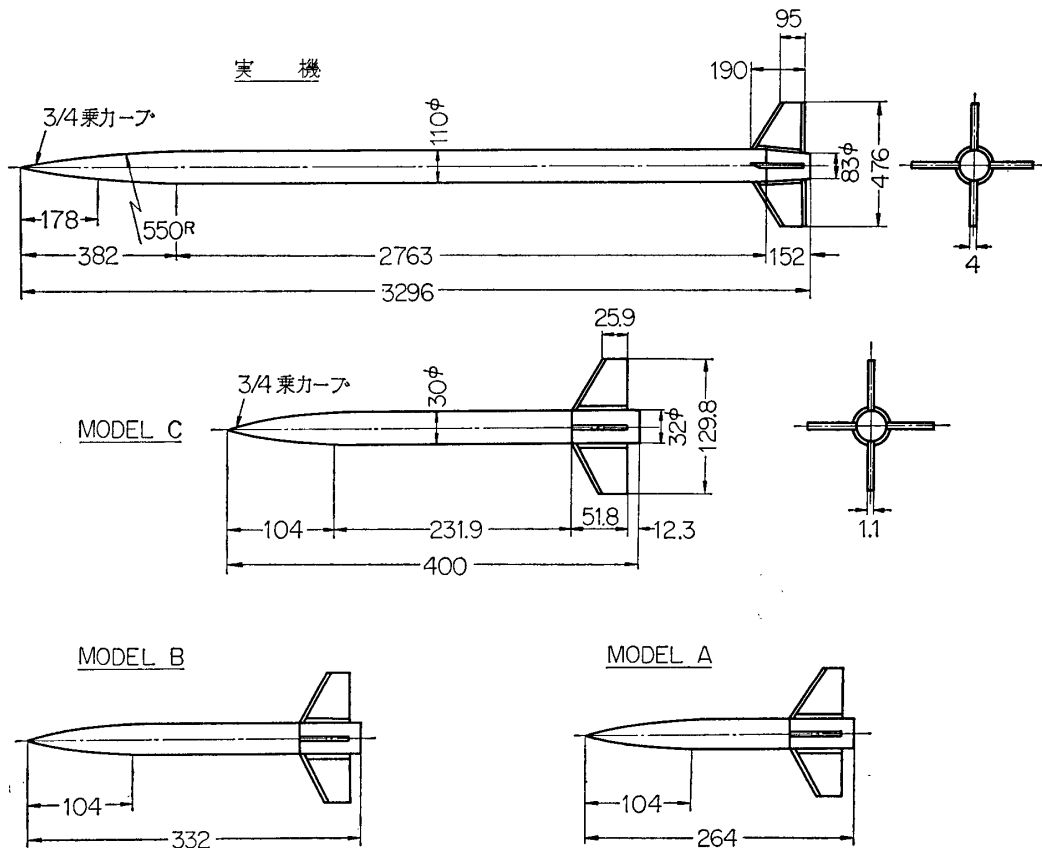
(II. 4. 2)

宇宙研遷音速，超音速風洞試験

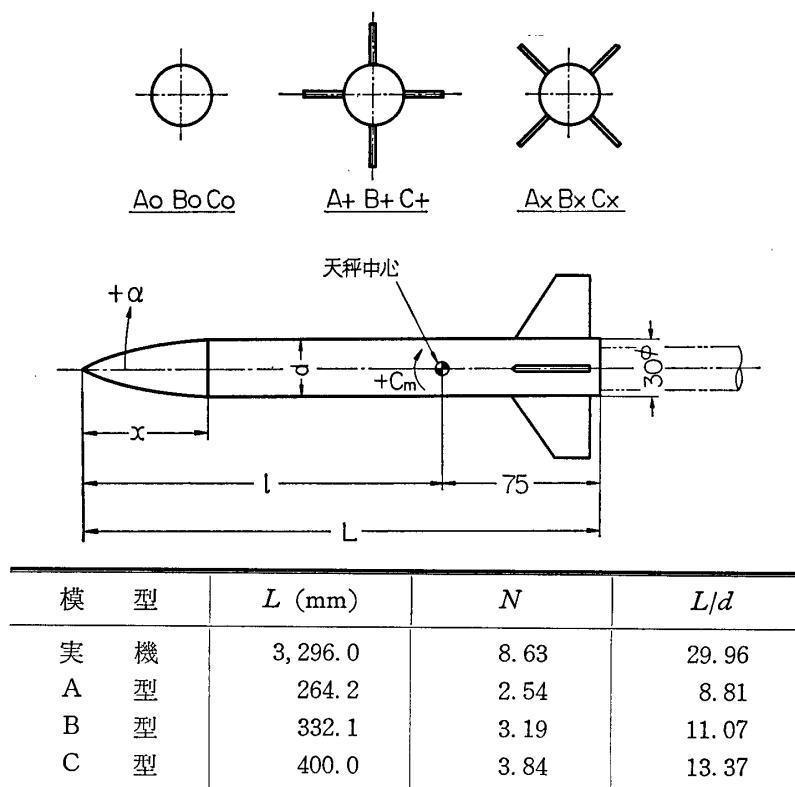
ARIS および SSR ロケットの高速時における空気力学的特性，特にマッハ数による抵抗係数の変化を明かにし，かつ，安定性を確認する目的で，宇宙研所在の誘導式遷音速風洞[1]と同超音速風洞[2]を使用して3分力風洞試験を行なった。その結果を以下に報告する。

1. 供試模型

実機は直径に対し長さの大きいエンジンを装備するもので，したがって全機も非常に細長くなる。一方風洞試験では，模型内部に装着する内部天秤の外径(22.0mm)の関係から，模型胴体の直径をあまり小さくすることはできないので，実機どおりの寸法比をとると模型全長が風洞に対して過大になり過ぎる。そこでやむを得ず胴体直径に比して長さの短い模



第1図 ARIS ロケットの諸元



第2図 天秤関係寸法

型を用いて実験することとした。また、実験計画時から SSR ロケット最終型決定時まで約1か年の期間があり、その間いくつかの設計変更が行なわれたため、実験時に示された実機設計図は発射試験を行なったロケットのものとは幾分異っている。

供試模型は胴体直径 30mm で長さがそれぞれ 264, 332, 400mm のもの計3種で、この順に、A, B, C 型と呼ぶこととする。その寸法諸元は第1, 2図に示してある。尾翼は先端をとがらせた厚さ 1.1mm の平板で作っており、この尾翼は打上げ実機 HT-110-2 および -3 に近いものである。

2. 実 験

実験では上記の模型の内部に 22mmφ ステンゲージ天秤を装着し、遷音速風洞と超音速風洞とで3分力測定を行なった。また、第2図に示すように、胴体底部直径と天秤支持棒直径との差を利用して底部に圧力孔を設け底面圧力を測定した。この底面圧力は胴体と天秤との隙間を通して天秤のそう入されている胴体内面にも作用していると考えれば、結局天秤に働く力は模型に作用する全空気力（底面抵抗をも含めて）に等しい。正しくは天秤室内の圧力を測定する必要があるが、ここでは上記の仮定に立って天秤で測った空気力から全機の諸係数を求め、底面圧力は別に表示することとした。

供試模型は上記の3種であるが、これらに尾翼を水平垂直につけたもの、尾翼をこれより45度回転したもの、および尾翼を取りはずしたものの三つにわけて実験した。これらの表

示は模型の種類 A, B, C にそれぞれ +, ×, ○ を付して, たとえば A+, B₀ というようにした (第2図参照).

実験レイノルズ数はマッハ数, 模型全長によって異なるが, その範囲は遷音速風洞で $3.0 \sim 6.5 \times 10^6$, 超音速風洞で $6.5 \sim 30 \times 10^6$ 程度である. 迎角の範囲は遷音速風洞で ± 5 度, 超音速風洞で ± 9 度である. 実験マッハ数は遷音速領域で $0.6 \sim 1.04$, 超音速では 2.0 および 3.0 である.

3. 実験結果

表示記号は次のとおりである. 基準面積はすべて胴体最大断面積をとった.

C_D : 抵抗係数 (底面抵抗を含む)

C_{pB} : 底面圧力係数

C_L : 揚力係数

C_m : ピッチング・モーメント係数. 模型全長を基準長とし, 先端まわり, 頭上げを正とする.

$C_{L\alpha}$: 揚力係数傾斜 (rad^{-1})

$C_{m\alpha}$: モーメント係数傾斜 (rad^{-1})

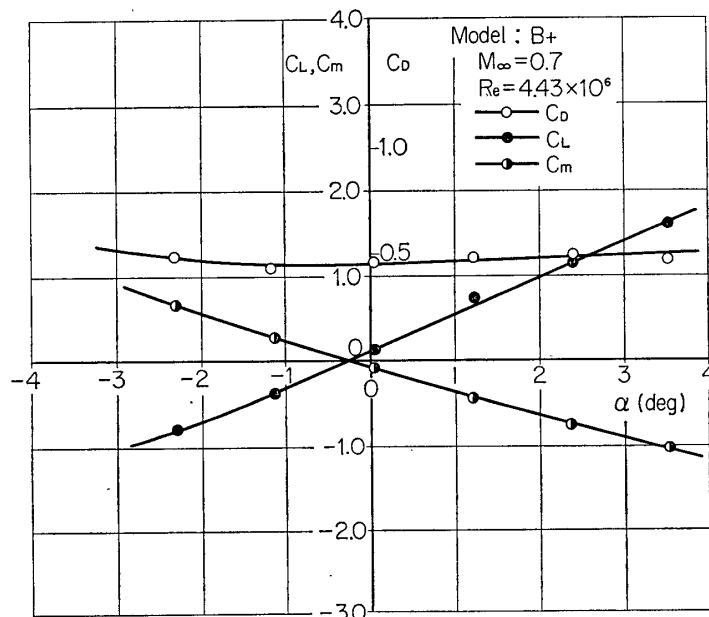
X_{CP} : 風圧中心係数 = (先端より風圧中心までの距離)/全長 = $-C_{m\alpha}/C_{L\alpha}$

α : 迎角 (度)

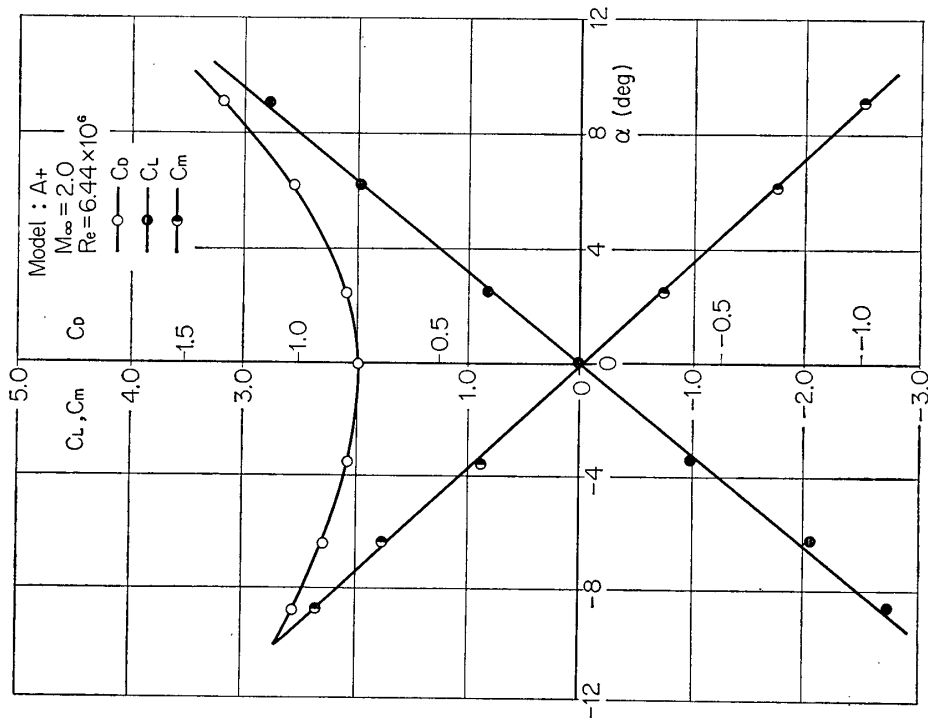
M_∞ : マッハ数

Re : 実験レイノルズ数 (全長規準)

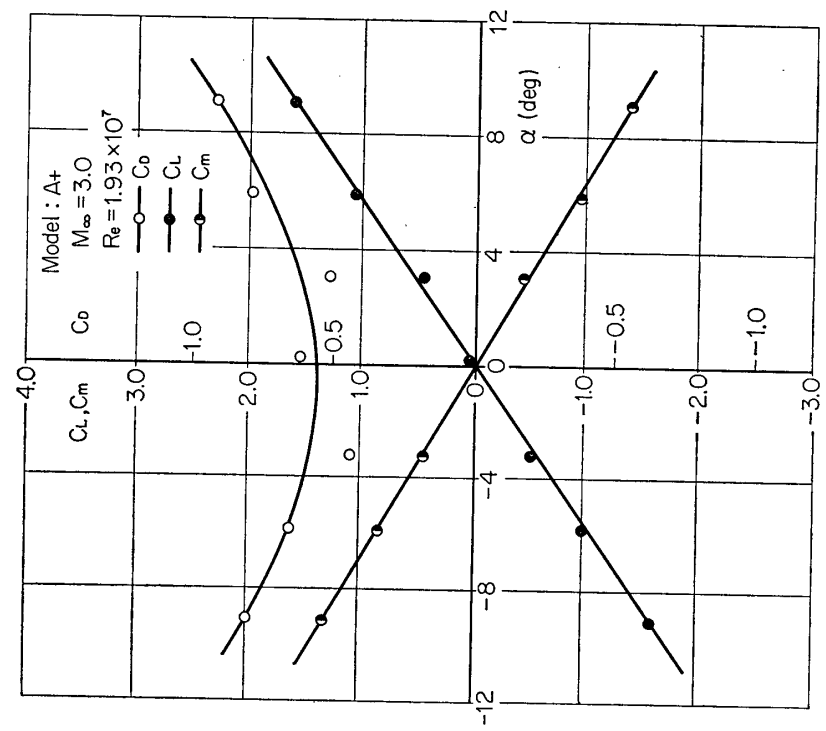
3分力実験結果の例を第3図 (遷音速風洞) と第4図, 第5図 (超音速風洞) とに示す. 迎角零付近の C_L , C_m の直線性はかなり高い. $M=3.0$ では C_D に幾分の分散が見られる.



第3図 C_L , C_m , $C_D \sim M_\infty$ (B+, $M_\infty=0.7$)



第4図 $C_L, C_m, C_D \sim M_\infty$ (A+, $M_\infty = 2.0$)



第5図 $C_L, C_m, C_D \sim M_\infty$ (A+, $M_\infty = 3.0$)

第 1 表 遷音速風洞実験値

Model-A₊

Mach 数	C_{D0}	C_{La}	C_{ma}	X_{CP}	$R_e (\times 10^6)$	C_{PB}
0.6	0.37	28.65	-22.62	0.785	3.302	-0.085
0.7	0.38	29.53	-23.34	0.792	3.655	-0.037
0.8	0.42	30.94	-24.30	0.784	3.938	-0.038
0.9	0.49	33.85	-26.35	0.775	4.153	-0.054
1.0	0.69	36.52	-28.47	0.776	4.300	-0.082

Model-B₊

Mach 数	C_{D0}	C_{La}	C_{ma}	X_{CP}	$R_e (\times 10^6)$	
0.6	0.42	26.64	-22.08	0.829	4.000	
0.7	0.44	27.79	-22.90	0.824	4.425	
0.8	0.46	30.08	-25.16	0.837	4.769	
0.9	0.55	32.37	-26.87	0.830	5.029	
1.0	0.71	35.23	-29.57	0.839	5.206	

Model-C₊

Mach 数	C_{D0}	C_{La}	C_{ma}	X_{CP}	$R_e (\times 10^6)$	
0.6	0.63	23.14	-20.34	0.879	4.829	
0.7	0.61	24.09	-21.42	0.889	5.345	
0.8	0.61	27.35	-24.47	0.895	5.759	
0.9	0.67	31.44	-27.93	0.888	6.074	
1.0	0.83	34.89	-30.38	0.871	6.288	

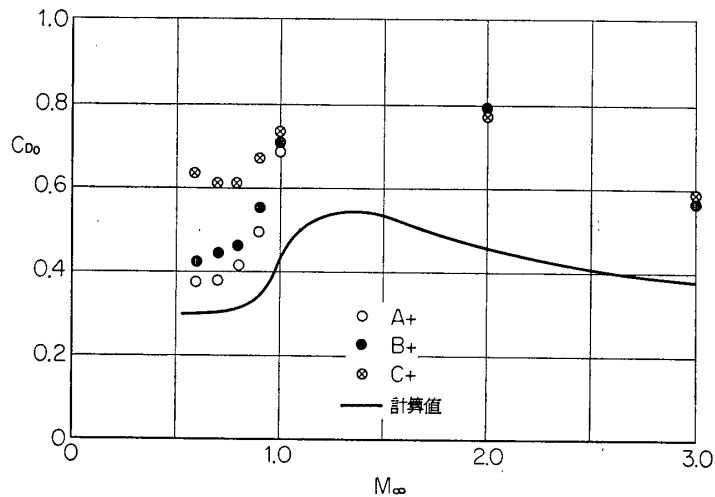
第 2 表 超音速風洞実験値

 $M_\infty=2.0$

Model	C_{D0}	C_{La}	C_{ma}	X_{CP}	$R_e (\times 10^6)$	C_{PB}
A ₊	0.79	17.82	-16.04	0.900	6.44	-0.134
B ₊	0.79	17.57	-14.61	0.832	8.15	—
C ₊	0.77	16.33	-13.01	0.797	10.31	-0.129
A _x	0.80	17.65	-16.22	0.919	6.79	—
B _x	0.84	16.62	-14.04	0.845	8.72	—
C _x	0.80	16.79	-14.10	0.840	10.55	—
A ₀	0.28	2.86	0.36	0.125	6.78	—
B ₀	0.31	2.86	0.23	0.080	8.90	—
C ₀	0.36	2.86	0.23	0.080	10.38	-0.133

$$M_{\infty}=3.0$$

Model	C_{D0}	$C_{L\alpha}$	$C_{m\alpha}$	X_{CP}	$R_e (\times 10^7)$	C_{PB}
A+	0.56	10.08	-8.60	0.853	1.93	-0.081
B+	0.56	10.72	-8.45	0.788	2.49	—
C+	0.58	11.46	-8.02	0.700	2.94	-0.074
A _x	0.66	10.60	-9.00	0.849	1.81	—
B _x	0.62	11.63	-8.88	0.764	2.41	—
C _x	0.64	11.17	-7.74	0.693	2.95	—
A ₀	0.21	1.34	0.28	0.209	1.96	-0.084
B ₀	0.19	2.86	0.28	0.098	2.46	—
C ₀	0.28	1.43	0.17	0.117	2.95	-0.083



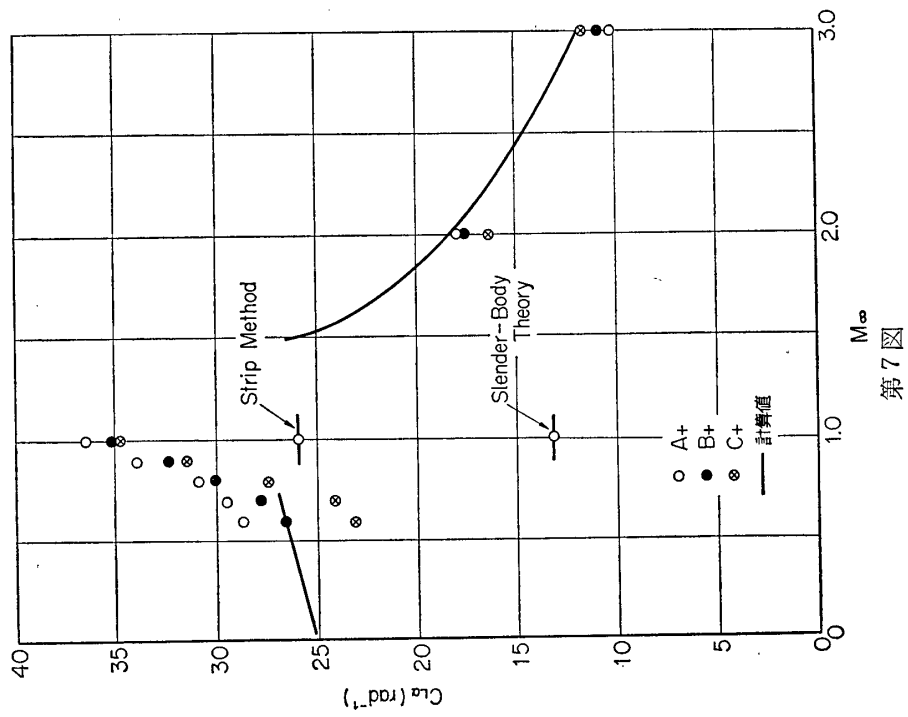
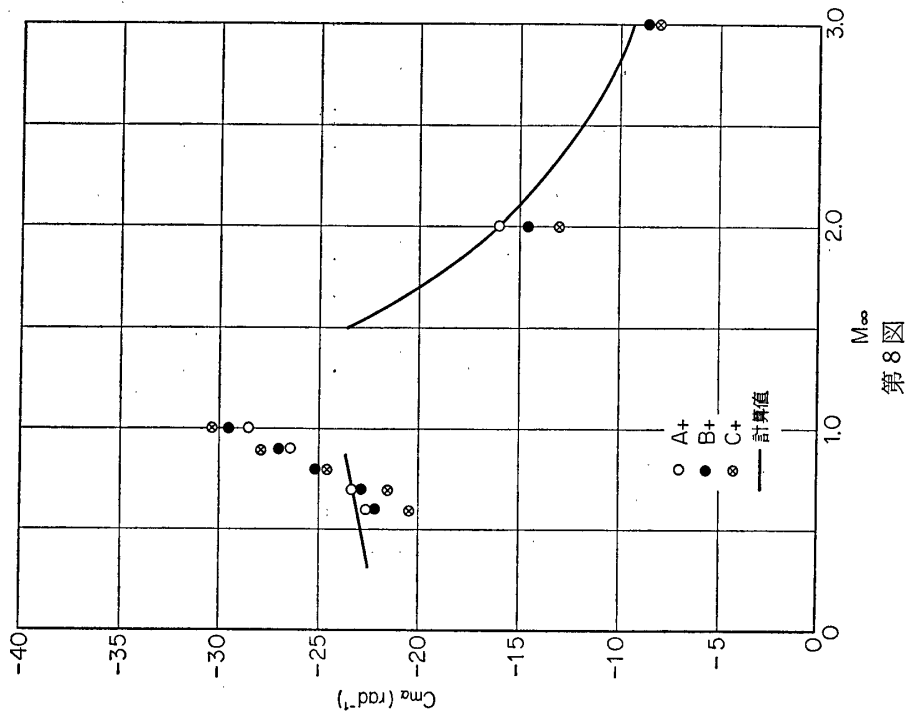
第6図 抵抗曲線 (A+, B+, C+)

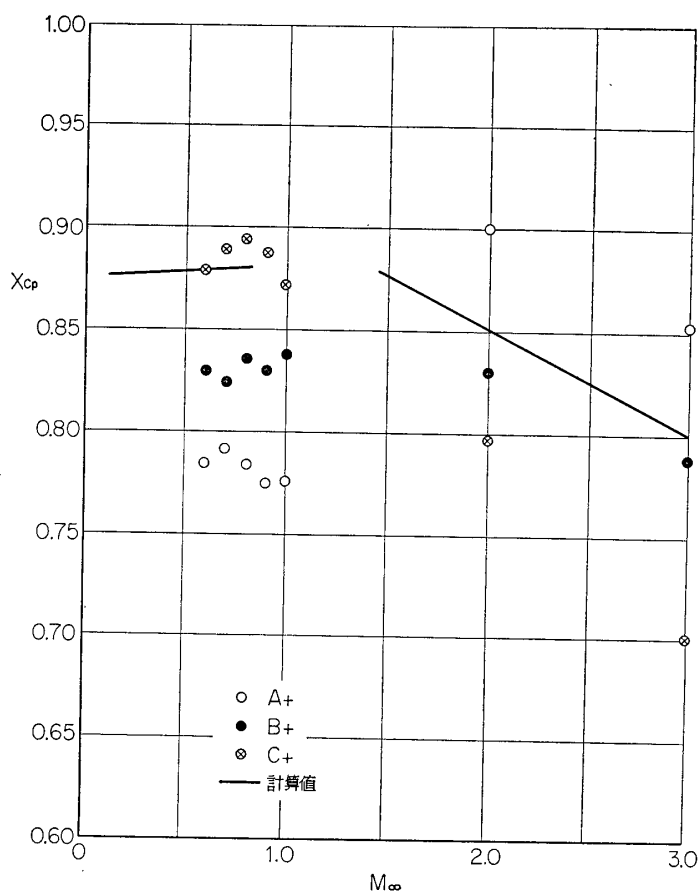
このような実験結果から、諸係数の $\alpha=0$ 付近の値を求めたものを第1表（遷音速）と第2表（超音速）とに示してある。このうち、尾翼の水平垂直組合せ (A+, B+, C+) について、諸係数をマッハ数についてプロットしたものを、第6～9図に示してある。図中の曲線は次項で説明する。

4. 実験結果の検討

模型の L/D は最も大きいC型で13.1で、これに対し実機の値は約30あるので、3種の模型実験から外そう法によって実機の諸係数を推定することは不可能であることがわかった。これに代る方法として、ここでは理論計算と実験とを比較することとした。もし両者の一致が良好であるならば、同一方法で実機について計算した諸係数の値を実機の性能計算に使うことができよう。

現在確立されている理論のうち、この種の計算に適用できるものとしては、次のように区分して書くことができよう。





第9図

(1) 揚力およびモーメント

(1.1) ノーズ・コーン

亜音速領域: 線型理論

遷音速領域: 細長い物体の理論

超音速領域: 線型理論

(1.2) 尾翼部 (翼胴体結合)

亜音速領域: ローレンス理論 (非圧縮)[3]+プラントル・グロワート近似

遷音速領域: 細長い物体の理論

超音速領域: モリカワ理論[4]

(2) 造波抵抗

(2.1) ノーズ・コーン

音速および遷音速領域: スプライタ理論[5]

超音速領域: 線型理論

(2.2) 尾翼部 (尾翼胴体干渉を無視)

音速および遷音速領域: スプライタ理論[6]

超音速領域: 線型理論

(3) 摩擦抵抗 (露出表面を平板でおきかえ, 平板に関する理論を適用)

非圧縮境界層: プラントル・シュリヒティングの式[7]

マッハ数補正: フランクル・ヴォイシエルの式[8]

(4) 底面抵抗

風洞実験値を使うか, またはチャップマンの式[9]を使う。

上記のほか, マッハ数の大きい所ではニュートン理論の適用も考えられる。

第 6 図から第 9 図までに, C 型模型について, 上記の方法で計算した値が曲線で書込んである。まず, 第 6 図は $C_{D0} \sim M_{\infty}$ の関係で, 計算値は底面抵抗を含まない値である。この意味で計算値の方が実験値より低い値をとるのは当然であるが, その差は全領域にわたって 0.2 あるいはそれ以上になり, 底面抵抗分より大きいように思われる。したがって, この計算法は抵抗値を若干低目に見積る傾向にあるものと言ふことができよう。第 7 図は $C_{L\alpha} \sim M_{\infty}$ の関係であるが, 亜音速および超音速では実験と理論の一致はかなり良好である。ただ音速付近では細長い物体の理論から計算した値は非常に小さく, 実験値と全然合わない。この程度の尾翼はすでにこの理論の適用範囲外にあるものと思われる。第 8, 9 図の C_{ma} , X_{CP} も本来揚力によってきまってくるものであるから, 計算値と理論値との比較については第 7 図と同様である, なお, 遷音速領域での不一致を改良する意味で, 尾翼を翼幅方向に切断して幾つかの部分にわけ, その各部に二次元遷音速理論を適用して $C_{L\alpha}$ その他を求める方法 (STRIP METHOD) を試用して見た。その値が第 7 図に書込んであるが, この方がむしろ実験値に近い。ただし, 遷音速で STRIP METHOD が成立つという理論的根拠は薄弱である。

以上理論と実験との比較検討の結果をまとめると次のようになる。

(1) 抵抗に関しては本方法による計算値は実際より低い値をとる。さらに精密な理論の適用が必要である。

(2) $C_{L\alpha}$, C_{ma} , X_{CP} に関しては, 亜音速および超音速領域では本方法によって十分正確な値が推定できる。遷音速領域では細長い物体の理論はこの種の尾翼に対しては妥当性を欠く。むしろ STRIP METHOD の方が実際に近い値を与える。

(1966 年 4 月 25 日 航空力学部 小口・辛島・福井・関)

参 考 文 献

- [1] 河村・辛島・福井: “誘導式遷音速風洞” 宇宙研報告, 第 1 卷 第 4 号(B) (1965)
- [2] 超音速気流総合実験室建設委員会: “超音速気流総合実験室建設報告” 航研集報, 第 3 卷 第 6 号(B) (1963)
- [3] H. R. Lawrence: “The Aerodynamic Characteristics of Low Aspect Ratio Wing-Body Combinations in Steady Subsonic Flow.” J. A. S., Vol. 20, No. 8 (1953)
- [4] G. Morikawa: “Supersonic Wing-Body Lift.” J. A. S., Vol. 18, No. 4 (1951)
- [5] J. R. Spreiter and A. Y. Alksne: “Slender Body Theory Based on Approximate Solution on the Transonic Flow Equation.” NASA. TR. R-2 (1959)
- [6] J. R. Spreiter and A. Y. Alksne: “Thin Airfoil Theory Based on Approximate Solution on the Transonic Flow Equation.” NACA TR. R-1359 (1958)
- [7] H. Schlichting: Boundary Layer Theory. Pergamon Press (1955)

- [8] M. W. Rubesin, R. C. Maydew, and S. A. Varga : "An Analytical and Experimental Investigation of the Turbulent Boundary Layer on a Flat Plate at Supersonic Speeds." NACA TN 2305 (1951)

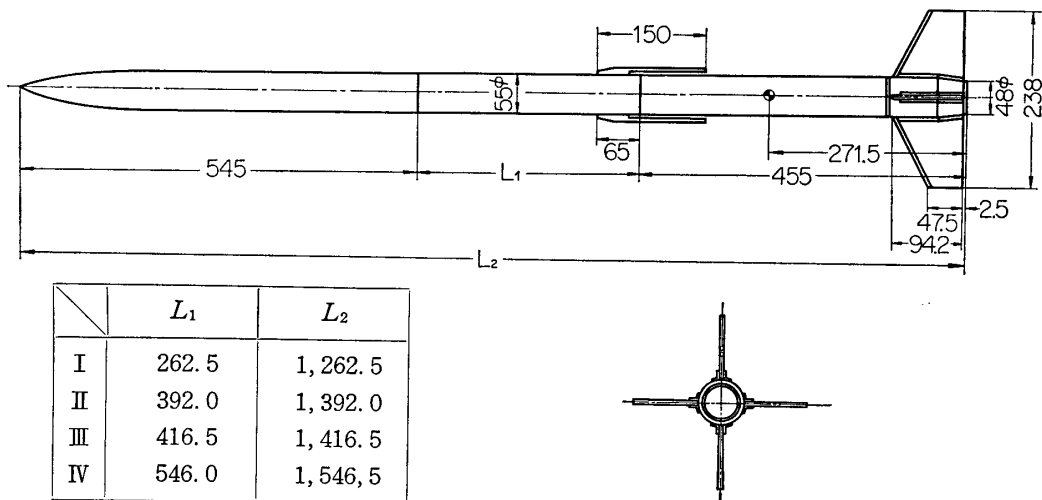
〔II. 4. 3〕

航技研遷音速，超音速風洞試験

SSR ロケットの遷超音速風洞試験は前項にのべられたように最初宇宙研の風洞で行なわれ、よい結果が得られたが、その風洞の構造上本機のようにきわめて大きい 全長/直径比をもつ機体を正確な縮尺で試験することができなかつた。このため航空宇宙技術研究所（航技研）の大型風洞で実機どおりの縮尺模型を用い、再試験してその効果をしらべることが計画され、東京大学・航技研の協同研究として昭和 40 年 1 月から 3 月にかけて遷・超音速 3 分力試験が行なわれた。その後第 1 回飛しょう試験の結果から若干の追試も行なわれたが、以下にはそれからの結果について報告する。

使用された風洞は 2×2m 遷音速風洞（連続式）および 1×1m 超音速風洞（吹出式）であつて、それらの概要は航技研報告[1],[2]にのべられている。計測は両風洞とも TASK 社製の 1.5 インチ内挿式スティングバランスによつてゐるので模型は両風洞に共通に用いることができるが、この天秤の直径から模型は実機の 1/2（胴体平行部直径 55mm）に製作された。全長は当時計画された寸法にもとづき 4 種類に変えられるものとし、そのうちの 2 種にはアンテナを取りつけることができる。本実験においてはこれらの模型を短い方から順に I, II, III, IV 型と仮称し、またアンテナをつけた場合それぞれ II A, IV A として区別してある（第 1 図）、なお、尾部は各形態とも共通であつてその詳細は第 2 図 a に示している。

試験は選定されたマッハ数において模型迎角を変化させて行なう 3 分力試験であつて[3]、



第 1 図 模型寸法