

- [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)

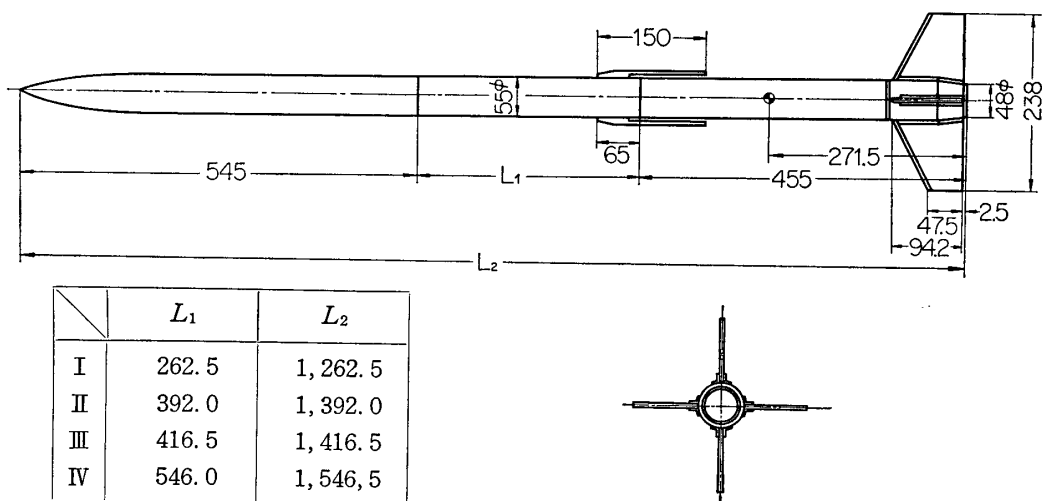
(II. 4. 3)

航技研遷音速, 超音速風洞試験

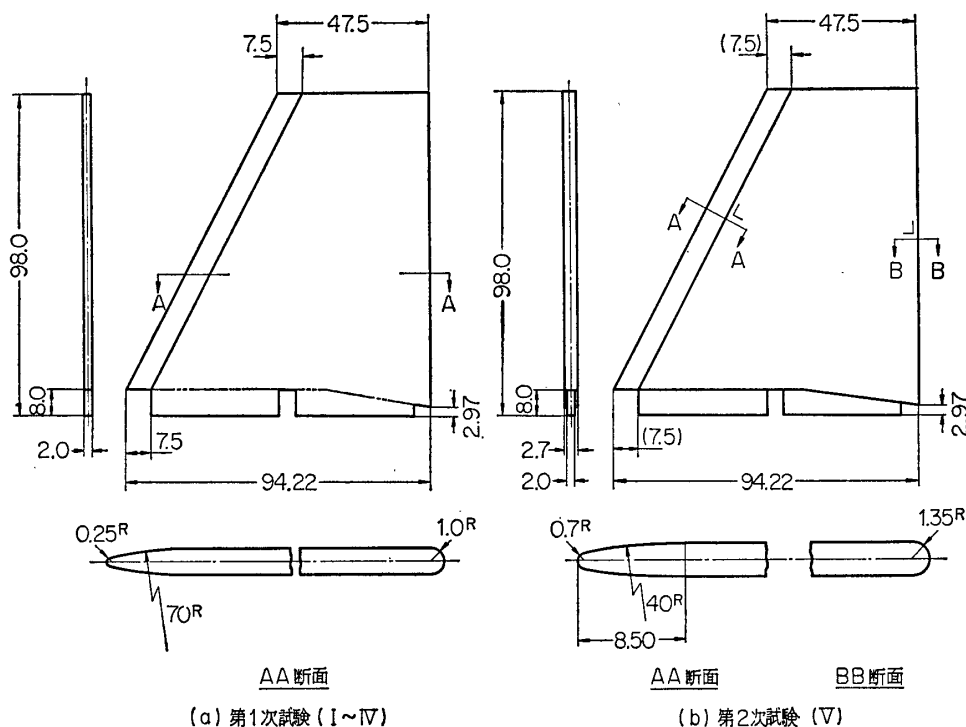
SSR ロケットの遷超音速風洞試験は前項にのべられたように最初宇宙研の風洞で行なわれ、よい結果が得られたが、その風洞の構造上本機のようにきわめて大きい 全長/直径比をもつ機体を正確な縮尺で試験することができなかつた。このため航空宇宙技術研究所(航技研)の大型風洞で実機どおりの縮尺模型を用い、再試験してその効果をしらべることが計画され、東京大学・航技研の協同研究として昭和 40 年 1 月から 3 月にかけて遷・超音速 3 分力試験が行なわれた。その後第 1 回飛しょう試験の結果から若干の追試も行なわれたが、以下にはそれからの結果について報告する。

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



第 2 図 模型尾翼詳細

模型は迎角をとっても 2 枚の尾翼およびアンテナが鉛直面内に保たれるようにとりつけられたが、一部これを 45° ロールさせた試験も加えられた。風洞のレイノルズ数は 1m につき遷音速風洞で $0.5\sim 1\times 10$ 、超音速風洞で $2\sim 4\times 10$ であり、両風洞である程度の差がある。このため遷音速風洞においては模型の頭部および翼の前縁より $1\sim 2\text{cm}$ の位置に 100 番カーボランダムを約 2mm の幅につけたラフネスバンドにより遷移を固定させ、別に比較のため一部ラフネスバンドなしの試験を加えた。一方、超音速風洞では経験上からもこのような固定遷移手段の有無によるデータの変化は認めがたいのでラフネスバンドは省略することとした。試験マッハ数の範囲は遷音速風洞で $0.6\sim 1.35$ 、超音速風洞で $1.5\sim 3.5$ であったが、特に全長の大きい形態 (III, IV) については高マッハ状態の風洞起動・停止時に過大な振動荷重がかかるため一部の試験を中止したものがある。選定したマッハ数と試験の内容は第 1 表に示す。

第 3 図 a~e には試験結果の数例を示している。係数の計算において基準面積は胴体平行部断面積、基準長は胴体全長を用い、またモーメントは先端まわりにとり頭上げを正としている。抵抗値としては、風洞実験における底面抵抗 C_{Db} が実機の飛しょう状態の値とは異なるため、底面圧計測より求めた C_{Db} を差引いたいわゆる foredrag C_{DF} で示してある。すなわちこれは摩擦抵抗と造波抵抗との和

$$C_{DF} = C_{Df} + C_{Dw}$$

となるべきものであるが、 C_{Df} も風洞実験のレイノルズ数における値であることを注意せねばならない。これらデータの精度の判定は困難であるが、その直線性、再現性、過去の標準

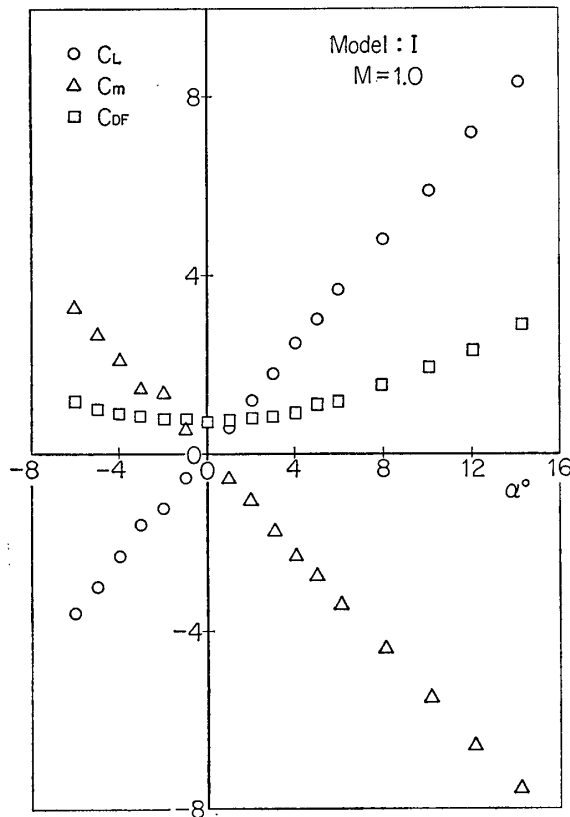
第1表

模 型		I		II		II A		III		IV		IV A		V
ラフネスバンド		有, 無		有		有		有		有, 無		有		無
ロール角		0	45°	0	45°	0	45°	0	45°	0	45°	0	45°	0
マ ッ ハ 数	0.6	+		+		+		+		+		+		+
	0.8	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+
	0.9	+		+		+		+		+		+		+
	0.95	+		+		+		+		+		+		+
	1.0	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+
	1.05	+		+		+		+		+		+		+
	1.1	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+
	1.15	+		+		+		+		+		+		+
	1.2	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+
	1.3	+		+		+		+		+		+		+
1.35	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+	×	+	
ラフネスバンド		無		無		無		無				無		無
ロール角		0	45°	0	45°	0	45°	0	45°			0	45°	0
マ ッ ハ 数	1.5	+	×	+	×	+	×	+	×			+	×	+
	2.0	+	×	+	×	+	×	+	×			+	×	+
	2.5	+		+		+		+						+
	3.0	+	×	+		+								
	3.5	+	×	+	×	+	×							

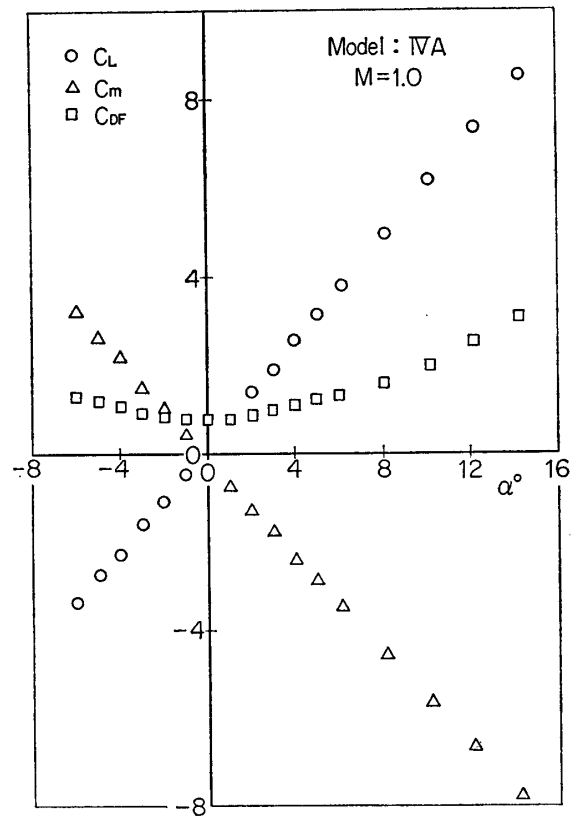
模型についての結果[4]等よりみて、揚力係数については ± 0.1 以下、迎角については $\pm 0.1^\circ$ 以内とみられる。ただし、高マッハ数におけるデータは模型の振動のため乱れる傾向にある。また抵抗値については特に底面圧計測の精度に影響されることが多いが、一応遷音速で ± 0.01 、超音速で ± 0.02 程度と思われる。ただしこれには若干問題があるので後にふれることとする。

第4図には迎角0における揚力傾斜をまとめて示しているが、繁雑のため一部のデータは省略した。結果としてほぼ計算値[5]に近い値を示し、宇宙研風洞における値とも胴体長の差によると思われる若干の値の増加以外傾向はよく一致している。45度ロールさせた結果は一例のみ示した(第3図c)が、天秤が機体と共に廻る構造のため垂直力・横力両成分が現われている。これらの合力として揚力を計算すると、よく知られたようにほぼロール角零の状態の値(第3図a)と一致することがわかる。模型相互の比較によればラフネスバンド、アンテナの有無はともに揚力にはほとんど影響がない。胴体長の変化による差は大迎角時に長い模型が幾分大きい揚力値を示す(第3図a, b)。しかし、迎角0における揚力係斜についてはこの程度の長さの差はほとんど認められない。

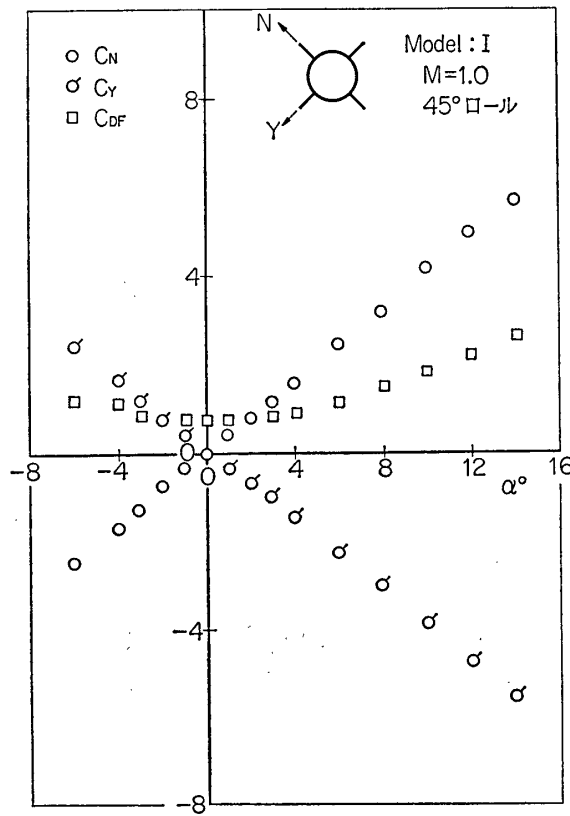
第5図には圧力中心位置を実長のままマッハ数に対して示してある。揚力についての結果



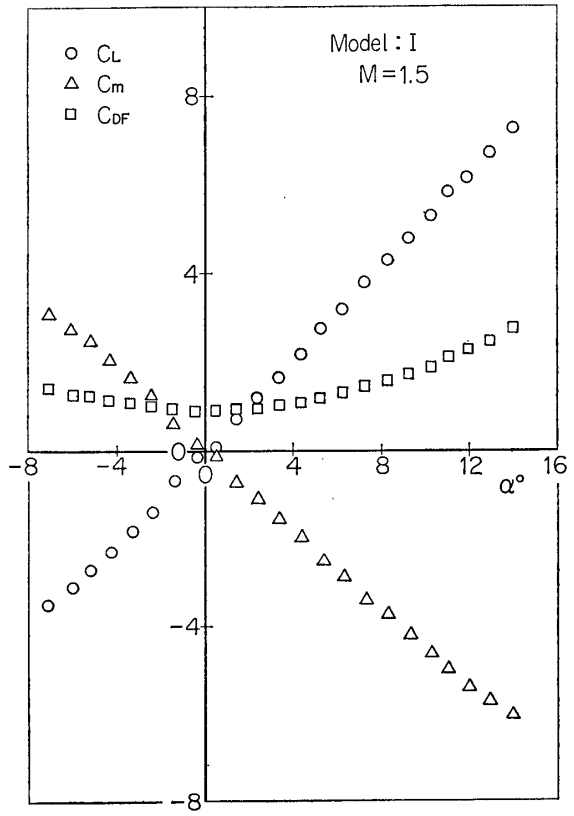
(a) 模型 I $M=1.0$ クリーン



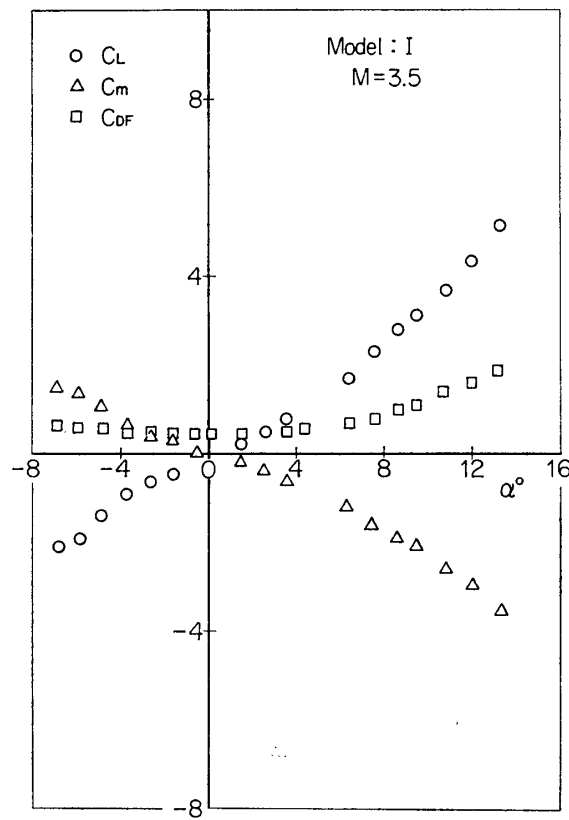
(b) 模型 IV A $M=1.0$ ラフネスバンド付



(c) 模型 I $M=1$, 45° ロール, ラフネスバンド付

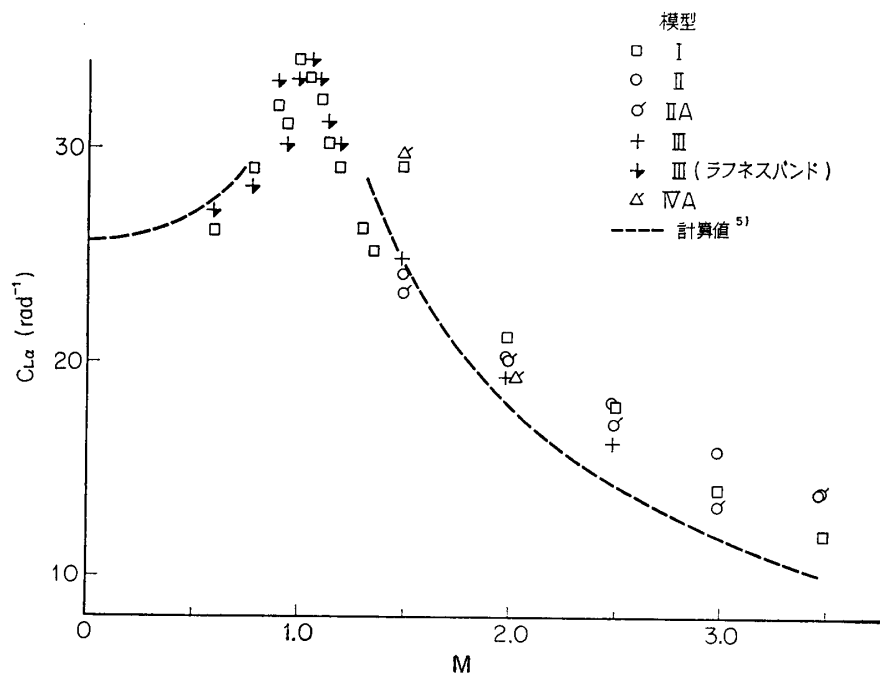


(d) 模型 I $M=1.5$

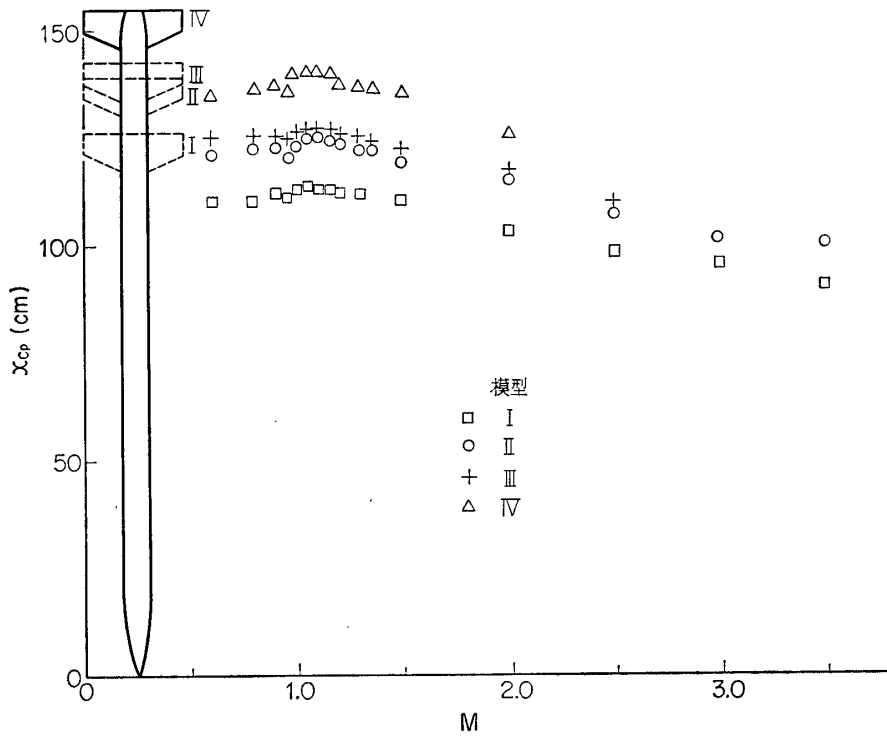


(e) 模型 I M=3.5

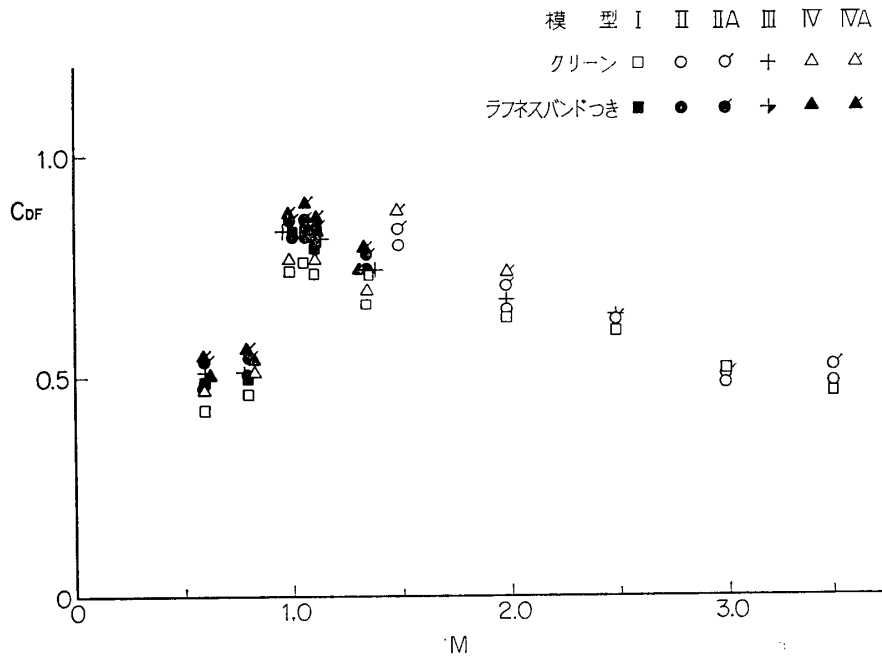
第3図



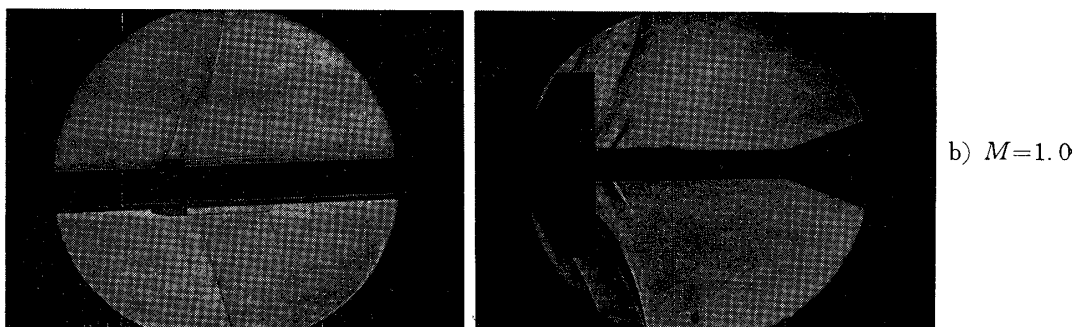
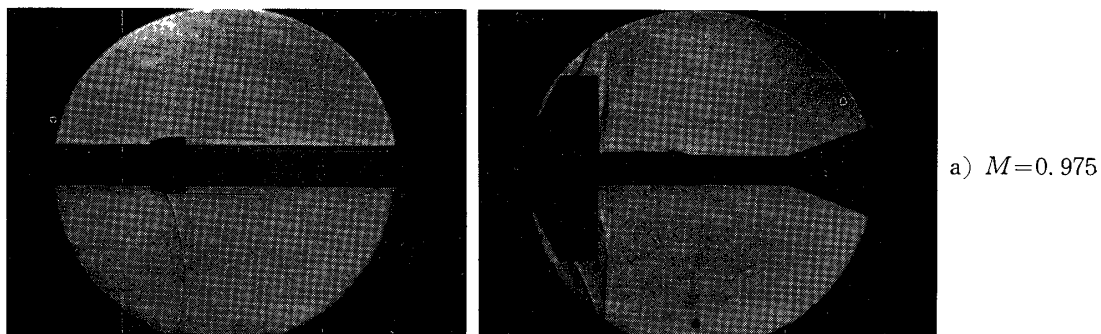
第4図 揚力傾斜のマッハ数による変化 (迎角0)



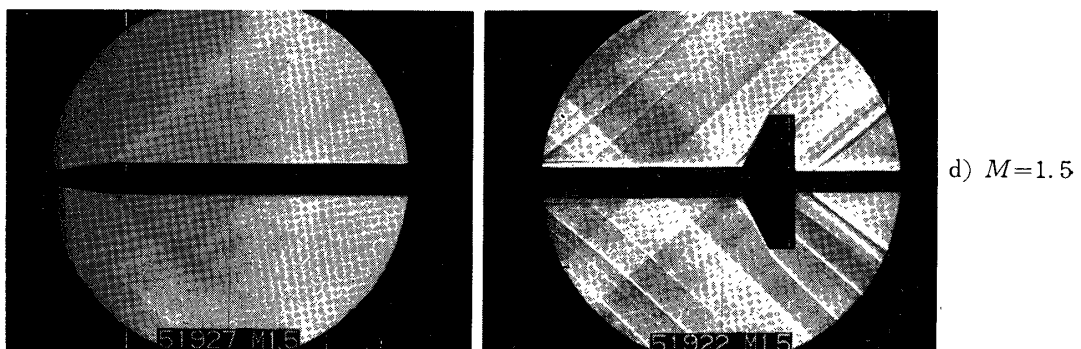
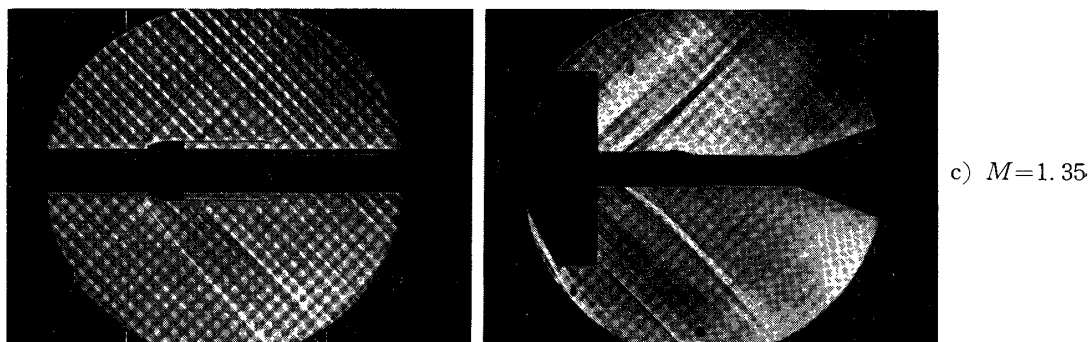
第5図 圧力中心位置のマッハ数による変化(実長)



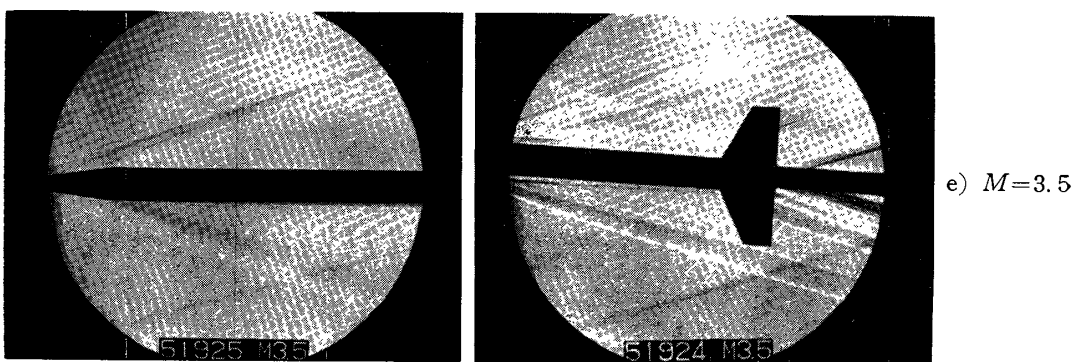
第6図 抵抗値のマッハ数による変化(迎角0)



第7図(その1) II A 型シュリーレン写真



第7図(その2)



第7図(その3)

から予想されるようにこの値もラフネスバンドおよびアンテナの有無にはほとんど影響されず、また胴体長さの影響も図の表示では原点の移動に対してほぼ平行にあらわれているだけである。これらを胴体全長に対する百分比で示すと各機体ともほぼ同じ線上にあり、またそれらは計算値とよく一致するものとみられる(次項参照)。またロールの影響は圧力中心にもほとんどあらわれないのでこの機体の静安定性は試験マッハ数の範囲で予想どおりのマージンをもつものと推定される。

第6図には0迎角における抵抗値のマッハ数に対する変化を示している。この結果をみるとまず遷・超音速両風洞のデータのつながりに問題がある。両風洞はその構造上前述のようにレイノルズ数にかなりの差があるほか、風洞気流の乱れの差や風洞壁干渉の影響の差も考えられる。本機のごとき長い模型についてはまだ十分な両風洞の比較校正が行なわれていないが、標準模型の結果などよりみてわれわれは次のように解釈している。すなわち特に風洞壁干渉の影響が大きいと思われるマッハ1.5の値を一応除外すると遷音速のラフネスバンドつきのデータが超音速のデータにつながるものとみられるが、これについては後の項で再び検討されるはずである。なおこの結果のなかで遷音速域におけるラフネスバンドによる抵抗係数の増加は約0.03~0.06とみなされる。

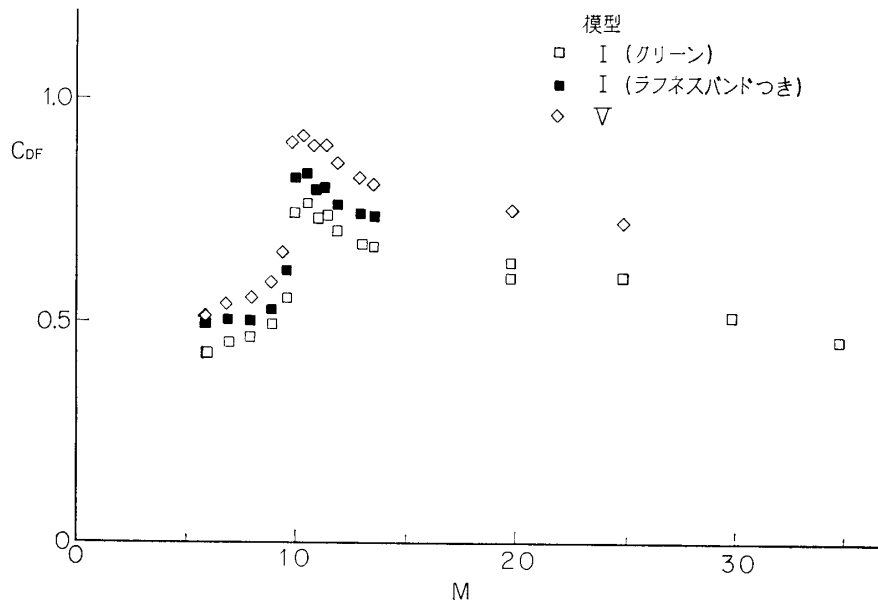
次に模型の各形態についてみると、まずアンテナの有無は遷超音速域を通じて差のあることが認められ、その値は最大で約0.04であるがこれはマッハ数が増すと減る傾向にある。一方長さの差はあまり明瞭ではないが、遷音速域で最長と最短との差は一応ラフネスバンドなしのもので0.02~0.04、ラフネスつきの場合0.01~0.03程度長い模型の抵抗値が大きいとみられる。

以上の3分力試験と平行してシュリーレン写真の撮影も行なわれたが、第7図にそのいくつかを示す。

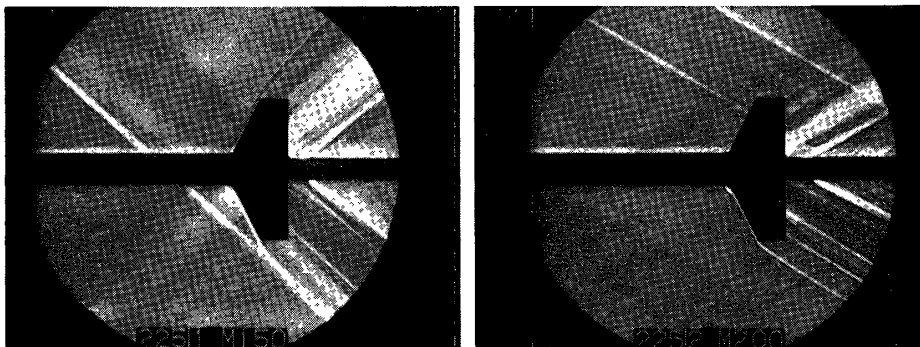
最後に第1次飛しょう試験ののちに打ち上げられた実機により近い形に改改修された模型について行なわれた追試について述べる。この模型は尾翼の厚みおよびその前縁半径を増したほか、尾翼筒前面の段ちがいはフェヤリングされていた(第2図b)。試験は前回の最も短い形態Ⅰに対応するものについてのみ行なわれ、これをVとしている(第1表)。アンテナ、ラフネスバンドは今回は省略し、また超音速風洞では天秤に不づり合いがあったため最高マッハは2.5までにとどめた。

結果として揚力、圧力中心には目立った差は認められなかったので省略して抵抗値のみ第8図にまとめてある。図には比較のため第一次試験の対応する値を一部再録してある。実験回数が少ないため決定的なことは言いえないが一応前回とくらべてかなりの抵抗値増大が認められる。また同時に撮影したシュリーレン写真(第9図)からも尾翼前縁に前回より強い衝撃波があることがわかる。これにより尾翼の前縁半径がロケットの抵抗値に大きく影響することがわかり、またこれら追試の結果は、第1次飛しょう試験の行なわれた実機に対して、よりよい推定値を与えるものと思われる。なお第2回飛しょう試験に際しては、尾翼は改良されて第1次風洞試験模型に近いものとされその性能は向上したが、これらの飛しょう結果については別項に記されている。

以上航技研風洞において行なわれた、遷超音速3分力試験結果について簡単に報告した。



第8図 尾翼の相違による抵抗値の差 (迎角0)



第9図 追試模型V (尾翼前縁半径大) のシュリーレン写真

結果と理論推定値との比較, さらにはこれにもとづく飛しょう計算および実際の飛しょう結果との対比は, 別項にのべられるのでここにはほとんどふれていないが, このように 全長/直径比の大きいロケットについて, 高速風洞試験データが得られたこと, 翼前縁抵抗について一つの問題が見出されたことは, 意義があったと思われる.

本実験は, 航技研側は次の分担で行なわれたが, この間空気力学第一部平木一部長, 空気力学第二部重見孝部長, その他風洞関係者多数の協力があつたことを記し謝意を表すものである.
(1966年4月25日 毛利・竹内・谷)

参考文献

- [1] 航空技術研究所報告, TR-25 (昭.37)
- [2] 航空技術研究所報告, TR-29 (昭.37)
- [3] 航空宇宙技術研究所資料 TM-28 (昭.39)

[4] 航空宇宙技術研究所資料 TM-20 (昭.38)

[5] 航研小型ロケット (ARIS) の空力性能, 超音速飛行の空気力学シンポジウム原稿 (昭.39)

〔II. 4. 4〕

空気力学的特性の推算

1. 抵 抗

軌道計算において最も重要な空力特性は言うまでもなく全抵抗の見積りであるが, 全抵抗 C_{D0} は, 摩擦抵抗 C_{Df} , 底面抵抗 C_{Db} および造波抵抗 C_{Dw} の和として,

$$C_{D0} = C_{Df} + C_{Db} + C_{Dw}$$

と表わすことができる. 以下右辺の各項について順を追って考察することにする.

1. 1. 摩擦抵抗 C_{Df} の推算

境界層理論の研究から最も基本的なものとして平板に働く摩擦抵抗に関するものがある. それによると非圧縮気体に関する平板の摩擦係数は層流の場合 [1]

$$C_f = 1.328 / \sqrt{Re}$$

と与えられる. 遷移レイノルズ数以上のものについては, たとえば Prandtl-Schlichting の式 [1]によると,

$$C_f = 0.455 / (\log Re)^{2.58} - A / Re$$

のように与えられる. ここで Re はレイノルズ数, A は遷移レイノルズ数によって定まる定数で, 本計算においてはレイノルズ数 Re の基準長として胴体の全長 l , 翼の平均弦長 \bar{C} が用いられる. 遷移レイノルズ数としては実験事実を考慮して 5×10^5 と仮定した. 低速における摩擦抵抗は物体の展開面積に平板の抵抗を乗じたものに, 三次元性の影響を考慮してその2%増しとしたものがとられた. この値は実際低速における実験値とほとんど一致した. このことから Re に対する依存性は一応そのままとして, マッハ数に対する依存性が考えられた. 平板の抵抗に関しマッハ数の依存性はかなり詳細に調べられているが, たとえば文献 [11] の Frankl-Voishel の理論は実験との一致が良好であることが認められているので, 抵抗のマッハ数に対する依存性はこれによって推定された. なお圧縮性境界層においては物性量特に気体の粘性係数と温度との関係, 主流温度と壁面温度との比などによってかなり変わることが知られているが, 現在のところそれらを考慮する複雑な手続きは一応省略され, 単にマッハ数による変化のみが考慮された.

1. 2. 底面抵抗 C_{Db}

底面抵抗は理論的推定の最も困難なものの一つであるが, 特に亜音速から低超音速領域においては定量的に信頼される値を導くのに十分な理論は確立なれていない. 高超音速領域においては, 底面はほとんど真空状態になるため全体に対するその比重は少なくなりあまり問題とならない. そこで亜音速領域に対しては半経験的な次の表示によることにした. すなわち翼などの二次元物体に対しては [2],