

# 122, アンテナ機, IV型およびV型ロケットの風洞試験

玉本章夫・三石 智・武井道男・永井達成

1957年9月から1958年5月までに飛しょうしたロケットおよびこれに関連して行った風洞試験（低速およびマッハ数 1.88）の結果を取りまとめて報告する。また空力特性におよぼす圧縮性の影響を予測する目的で行った近似計算をもあわせて報告する。

## 1. 低速風洞試験

### (i) 模型および風洞

試験に用いた模型は木製で、その寸法は第1図に示されている。122 および 122+330 は実物の $\frac{1}{2}$ 、その他はすべて実物の $\frac{1}{4}$ である。

IV型 (128+330) の主ロケット胴体には各尾翼の前方にレーダ、テレメータ用アンテナ・ケーブルを入れるためのシュラウド（模型寸法で高さ 6.5mm、幅 5.5mm のかまぼこ型断面）がついている。ブースタ尾翼の翼幅 550mm は実物寸法 1,100mm に対応するものであるが、実機ではこれが 900mm に短縮されている。

従来カッパ・ロケットではアンテナを尾翼後部に設けていたが、これを前へ移し、胴体部張出式とすることの可否が問題となったので、128 模型について試験を行った。この形式のアンテナは実際には 122 に取り付けて飛

しょう試験を行った。

V型 (150+220) 模型では尾翼翼幅 450mm、550mm の2種について試験した。実機には両者の中間に相当する翼幅 1,000mm の尾翼が用いられた。なお 150 および 150+220 に対しては、尾翼を全部取り除いたものについても測定を行った。

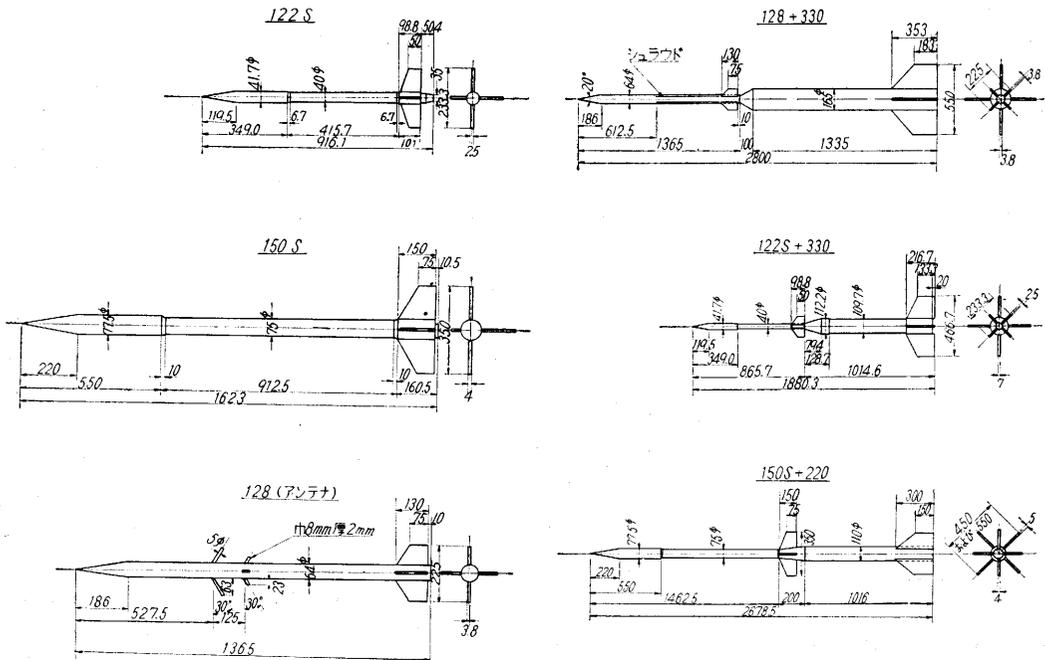
各模型の尾翼の露出部面積はつぎの通りである。

	主ロケット	ブースタ
128+330	165cm <sup>2</sup>	1,032cm <sup>2</sup>
122+330	141	620
150+220	303.2	765 (翼幅 450mm)
"	"	990 (翼幅 550mm)
122	141	
150	303.2	
128	165	

使用した風洞は航空研究所の 3m 風洞で、試験風速は約 35m/s、長さ 1m 当りのレイノルズ数は約  $2.4 \times 10^6$  である。

### (ii) 試験結果

迎角を  $\alpha$ 、動圧を  $q$ 、全長を  $l$  (ブースタのある場合



第1図 ロケット模型

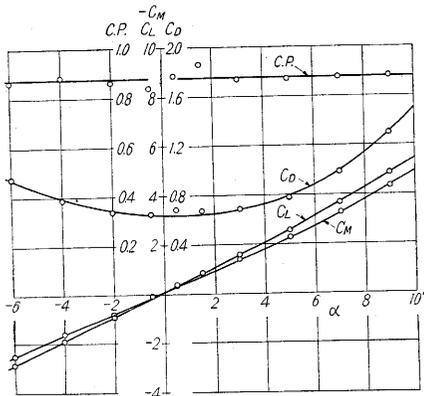
はこれをふくめた長さ), ロケット胴体平行部の直径(メインだけの場合はメインの, ブースタのある場合はブースタの)を  $D$  とし, 空力諸係数の値は断面積  $(\pi/4) D^2$  を基準にとった. すなわち揚力係数  $C_L = \text{揚力} / [(\pi/4) D^2 q]$ , 抗力係数  $C_D = \text{抗力} / [(\pi/4) D^2 q]$ , 縦揺モーメント係数  $C_M = \text{縦揺モーメント} / [(\pi/4) D^2 q l]$  (先端まわり, 頭上げを正にとる), 圧力中心位置  $C.P. = s/l = -C_M / (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha)$  とする. ただし  $s$  は先端から圧力中心までの距離である.

第 1 表 各種ロケットの空力特性

模 型	$C_L \alpha$ rad <sup>-1</sup>	$-C_M \alpha$ rad <sup>-1</sup>	$C_{Dmin}$	C.P.	C.G.	$C_M \omega G$ rad <sup>-1</sup>	備 考
128+330	16.9	14.0	0.43	0.82	0.68	2.4	
122+330	29.7	23.6	0.47	0.80	0.68	3.6	
150+220	32.0	24.2	0.72	0.74	0.64	3.2	翼幅 450mm
150+220	41.3	32.8	0.80	0.79	0.64	6.2	翼幅 550mm
122	49.8	42.4	0.70	0.84	0.60	11.9	* は先端から翼後縁線までの距離を基準長とする
122	49.8	44.9*	0.70	0.89*	0.64*	12.5*	
150	28.6	24.6	0.64	0.88	0.60	8.0	
128(アンテナ付)	20.0	17.2	0.75	0.39~	0.81		アンテナなしの $C_{Dmin} = 0.55$
150+220	2.3	1.0	0.35	0.47	0.25~		胴体だけ
150	2.6	0.8	0.36	0.35	0.35		胴体だけ

第 1 図に示した模型についての試験結果を第 1 表に示す.  $C_L \alpha, C_M \alpha$  はそれぞれ  $\alpha = 0$  の付近における  $dC_L/d\alpha, dC_M/d\alpha$  を表わし,  $C_{Dmin}$  は最小抗力係数である. またロケットの重心位置をそれぞれ表のように与えて重心まわりのモーメント傾斜  $C_M \omega G$  を求めてある.

アンテナ機については, アンテナの存在は  $C_L \alpha, C_M \alpha, C.P.$  にはほとんど影響しないこと,  $C_{Dmin}$  がアンテナのために 0.2 だけ大きくなることが示された.



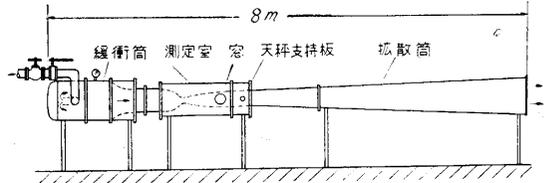
第 2 図 150 ロケットの特性曲線

第 2 図には 150 ロケットの  $C_L, C_M, C_D$  および  $C.P.$  と  $\alpha$  との関係を示す.

2. 高速風洞試験

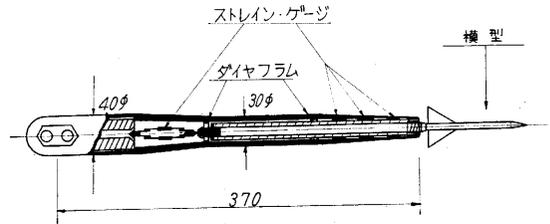
(i) 風洞および模型

第 3 図に示す吹出式超音速風洞を用い, マッハ数  $M = 1.88$  においてロケットの揚力, 抗力および縦揺モーメントの測定を行った.



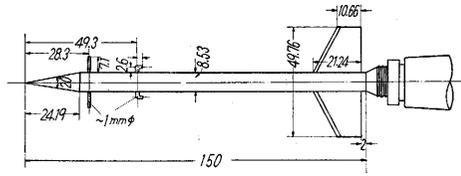
第 3 図 15cm x 15cm 超音速風洞

この風洞は容積  $10m^3$  のタンクに貯えた空気を吹き出させる方式であって, タンクの空気を直径 8 in. の配管によって風洞の緩衝筒に導き, この部分の圧力を配管の途中にある手動仕切弁の調節によって一定に保ちながら空気をラバール管内に膨脹させて超音速流を作る. ラバール管は木製で, 現在使用しているものでは, 測定部風路断面が  $15cm \times 15cm$  である. 緩衝筒の絶対圧を 2.7 気圧としたとき, 測定部には  $M = 1.88$  の流れが得られる. 緩衝筒内の温度変化を少なくするため, 実験時間はできるだけ短くし, 約 2 秒としている. 風洞には乾燥空気を用いる必要があるため, 圧縮機とタンクとの間に, 水冷筒, 油分離器およびシリカゲル乾燥器を入れてある.



第 4 図 抵抗線歪計式天秤

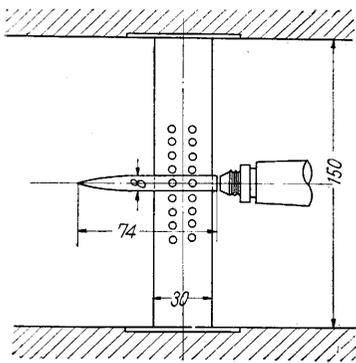
空気力の測定には第 4 図の抵抗線歪計式天秤を用いた. この天秤は外筒(軟鋼), 揚力, モーメント測定用の中空丸棒(半硬鋼), この丸棒を支えるための 2 枚のうすいダイヤフラム(不透過鋼), 抗力測定部(バネ鋼)および風洞への取付け部分(軟鋼)から成る. ロケット模型は丸棒の先端に取り付けられる. 丸棒には 3 箇所上下各 2 枚ずつストレイン・ゲージが貼ってあり, おおのこの位置における棒の曲げモーメントの測定から, 模型にはたらく揚力, 圧力中心が求められる. 抗力測定部はうすいバネ鋼でできたコの字形の部分を用意しており, 模型にはたらく抗力によって, この部分が変形するのをストレイン・ゲージで検出するようになっている. ゲージはいずれも 4 枚でブリッジを形成させ, ブリッジ電圧を増幅したのち 1mA の電流計で読み取ることにしている. 実験の当初, 抗力天秤には外界の温度の影響が強く現われるため使用できなかったが, これは外筒の温度変化によって丸棒を支えているダイヤフラムが変形し, これによって抗力測定部が変形するためであることがわかったので, 外筒を石綿で包み, セロテープで固く巻くことによって熱絶縁を良くした. これによって温度の影響を取り除くことが



第5図 アンテナ機模型

できた。

第5図にはロケット模型の一つ(122 アンテナ機に相当するもの)と、その天秤への取付法を示す。模型は後端にネジを備え、これを天秤先端にねじ込み、ロック・ナットで締める。模型が細いときにはこの取付部が抗力に影響すると考えられるので、第6図の方法でその影響をしらべた。



第6図 抗力修正法

取付部と僅かの間隙で切り離し、取付部の抗力を測定した。模型の直径が8~9mmのときはこの方法で抗力の修正ができるが、5mm くらいの細い模型の場合には、取付部の抗力が模型自体のそれと同程度になるので、抗力の測定は不可能である。この方式の天秤では模型が極端に太くないかぎり底面抗力が測れないという欠点がある。なお、第6図の装置で物体に迎角をつけることによって、取付部が揚力におよぼす影響をしらべたが、この影響は実験の誤差範囲内で無視できることがわかった。

122 アンテナ機の試験に用いた模型(第5図)は実機の約1/14であるが、胴体として有合せのものを用いたため長さや直径の比  $l/D$  が実機より小さく、実機の  $l/D=23$  に対してこの模型では17.6である。また実機では尾翼の後にブースターとの継手部が突出しているが(第1図参照)、この模型にはこれがない。

このほか2段ロケットとして128+330 および150+220の試験を行った。模型は実機の1/40(したがって第1図の寸法の1/20)である。330 ブースターの尾翼は低速試験と同様に実機翼幅1,100mmに対応するものである。

試験マッハ数は1.88、レイノルズ数は模型の長さ14

第2表 各種ロケットの空力特性

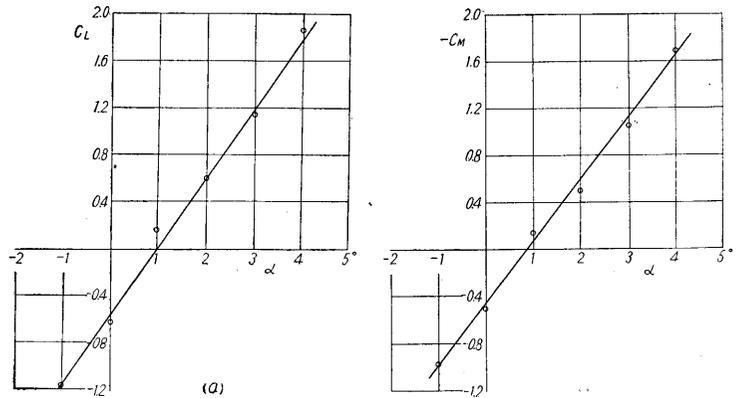
模 型	$C_{L\alpha}$ $rad^{-1}$	$-C_{M\alpha}$ $rad^{-1}$	$C_{Dmin}$	$C.P.$	$C.G.$	$-C_{M\alpha G}$ $rad^{-1}$	備 考
122	45.1	37.5	1.0	0.83	0.64	8.6	$l/d=17.6$ 実機翼幅1,100 mmに当る 実機翼幅 900 mmに当る
122アンテナ付	44.5	36.9	1.4	0.83	0.64	8.0	
128+330	20.1	15.4	1.2	0.77	0.68	1.8	
150+220	31.5	23.0		0.73	0.64	2.8	
128 J-T R	33.2	29.2	0.7	0.88	0.65	7.6	

cm に対して  $5.5 \times 10^6$  である。

第2表にこれらのロケット模型の試験結果を示す。記号は第1表と同じである。

アンテナ機については低速の場合と同様、アンテナの存在は  $C_{L\alpha}$ ,  $C.P.$  にはほとんど影響しないことがわかったが、 $C_D$  の増加は低速の場合より大きいようである。

150+220 は模型が細いため、上述の理由で抵抗の測定ができなかった。なお、この表の  $C_{Dmin}$  は、さきにも述べたように底面抵抗をふくまないものであるから、実際にはこの分を加えなければならない(抵抗係数にして0.1~0.2)。



第7図 128 J-T R の特性曲線(前報の訂正)

前々回の報告(玉木, 三石, 武井: 128 J-T R ロケットの風洞試験, 生産研究9巻3号(1957), 94-96)において128 J-T R の  $M=1.88$  における試験結果を報告したが、このときの結果はデータ整理の段階中に誤りがあったので、この機会に訂正しておきたい。当時に比べて天秤の精度も向上したので、同じ模型について再試験を行った。さきの報告の第7, 8図に代るものとしてこれを第7図(a), (b)に掲げる。また空力特性の主要な値を第2表の下端に示す。

### 3. ロケット空力特性のマッハ数による変化

われわれは上に掲げたような低速試験と  $M=1.88$  の試験とを行っているが、ロケットの設計、性能計算にはマッハ数の広い範囲にわたっての特性を知る必要がある。ことに実際に高空観測に使われる2段ロケットでは、主ロケットのマッハ数は5~6になるので、現在よりはるかに高いマッハ数における試験が必要であるが、われ

われの風洞ではこのような高マッハ数を得ることは不可能である。そこで、これまでに得られた試験結果を参考にしながら、簡単な理論計算によって広いマッハ数にわたっての空力特性を推定することを考えた。以下に計算法の要点とその結果を報告する。

この計算ではロケットの形についてつぎのような近似を行う。カッパ・ロケットの尾翼はほとんどすべて前縁線が後退し、後縁線が直線となっている。後退角は比較的小さいので、これらの翼を後縁線を合わせた矩形翼で近似する。胴体の前部は後の平行部分(薬室部)より僅か太くなっているが、この差を無視して全部薬室部の直径に等しいと仮定する。そして先端部はこの直径まで広がる円錐とする。122 については尾翼から後の突出部のないもの考えた。

計算法はつぎのとおりである。

(i)  $0 \leq M \leq 1$  の場合

翼・胴体部の揚力の計算には、まず露出翼(胴体から外に出ている翼面)が、単独にある場合の特性を求め、これに翼・胴体の干渉に対する係数をかける方法を用いた。

露出翼の  $C_{L\alpha}$  の計算には、文献[1]の  $\sqrt{1-M^2}A$  と  $\sqrt{1-M^2}C_{L\alpha}$  の関係を用いる。ここに  $A$  はアスペクト比である。 $M=1$  の極限で上の関係は細長い翼の理論値  $C_{L\alpha} = (\pi/2)A$  に帰着する。

尾翼と胴体を組み合わせたものの揚力傾斜は、細長い翼・胴体結合に対する理論結果(文献[2]参照)を利用し、単独露出翼の  $C_{L\alpha}$  に  $(1+D/b)^2$  を乗じたものに等しいとする。ここに  $D$  は胴体直径、 $b$  は翼幅である。ついで揚力係数の基準面積を胴体断面積に変えるため、露出翼面積と胴体断面積の比をかける。

圧力中心は翼のアスペクト比が小さいことを考慮に入れて、仮定矩形翼の前縁から弦長の  $1/5$  の位置にあるとし、胴体との干渉による圧力中心の移動は無視した。また  $M=1$  においては圧力中心が翼前縁にくるとした。

先端円錐部の揚力傾斜としては、線型理論の値  $C_{L\alpha} = 2$  を用い、この部分の圧力中心は先端から円錐部の長さの  $2/3$  にあるとした。ベビー・ロケット[3]および今回報告する 150 の低速風洞試験の結果から見ると、胴体全部の揚力傾斜は上の値よりわずかに大きい程度であるから胴体平行部は線型理論の示すように揚力を持たないとした。

(ii)  $M > 1$  の場合

露出翼の揚力傾斜の計算には Lagerstrom [4] が線型理論によって求めた公式を用いる。露出翼のアスペクト比を  $A$ 、 $\sqrt{M^2-1} = \beta$  とおくと

$$C_{L\alpha} = \frac{4}{\beta} \left( 1 - \frac{1}{2\beta A} \right), \text{ ただし } \beta A \geq 1$$

$$C_{L\alpha} = \frac{4}{\pi\beta} \left[ \left( 2 - \frac{1}{\beta A} \right) \sin^{-1} \beta A + (\beta A - 2) \cosh^{-1} \frac{1}{\beta A} + \left( 1 + \frac{1}{\beta A} \right) \sqrt{1 - \beta^2 A^2} \right], \text{ ただし } \frac{1}{2} \leq \beta A \leq 1$$

である。

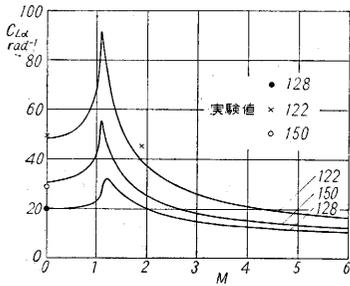
この翼を胴体と組み合わせたものの揚力傾斜の計算には Morikawa [5] の理論結果を用いた。すなわちパラメータ  $a_t = (1/2)A\sqrt{M^2-1}$  と  $b/D$  とによって定まる係数を単独露出翼の揚力傾斜にかけることによって翼・胴体組み合わせの揚力傾斜を求めた。

アスペクト比の小さい翼の圧力中心位置は  $M$  が 1 の近くでは 2 次元翼の値(前縁から弦長の  $1/2$ ) よりかなり前にあり、 $M$  の増大に伴って後退するので、この移動に対して Lagerstrom の理論結果[4]を用いた。亜音速の場合と同様に、胴体の干渉による圧力中心の移動は無視した。

胴体(円錐および平行部分)の揚力および圧力中心について、われわれが第 5 図と同程度の  $l/D$  の胴体について  $M=1.88$  における測定を行った結果は、 $C_{L\alpha} = 6$ 、 $C.P. = 0.40$  となっている。この値は低速の場合に比べるとかなり大きい、その理由は恐らく胴体背面で流れが剥離するためと思われる。レイノルズ数をもっと大きいときには  $C_{L\alpha}$  は上の値より小さくなると考えられるが、さし当って適当な資料が見当らなかったため、マッハ数のいかにかわらず、上の値を用いることにした。

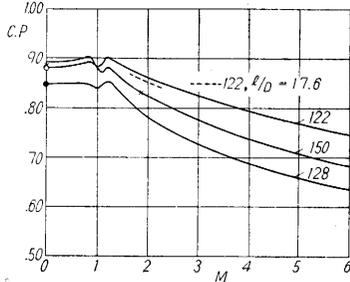
以上は単一ロケットの場合である。2 段ロケットの場合、主ロケットの計算には上と同じ方法を用い、ブースタについてはつぎのように考えた。

ブースタ尾翼は主ロケット尾翼の吹下しのため効きが悪くなるので、適当な効率  $\eta$  をかけることにする。 $\eta$  の値としては 2 段ロケット全体の  $C_{L\alpha}$  が低速風洞試験と一致するような値を探した。その結果、128+220, 150+220 では  $\eta = 0.70$ 、128+330(ただし尾翼翼幅 1,100mm のもの)では  $\eta = 0.75$  とすることによって、ほぼ低速試験と一致する特性がえられることが見出された。これらの  $\eta$  の値は簡単のためすべてのマッハ数に対して適用するものとした。ブースタ胴体の揚力の計算はむずかしい問題であるが、ここではつぎのような略算を行った。128+220, 150+220 のように主ロケットとの継手部が尾翼部に食い込んでいるものについては、亜音速では揚力を無視し、超音速ではブースタ先端からその長さの 40 パーセントの位置に、胴体平行部のみの  $C_{L\alpha} (=4)$  に  $\eta (=0.7)$  をかけたものがはたらくとした。また 128+330 のように継手部が主ロケット尾翼より後方にあるものについては、亜音速では線型理論値に  $\eta (=0.75)$  をかけたもの、超音速では胴体平行部と先端の欠けた円錐との  $C_{L\alpha}$ (128+330 では 5.7 とする)に  $\eta$  をかけたものが、ブースタ先端から 40 パーセントの位置にはたらくとし

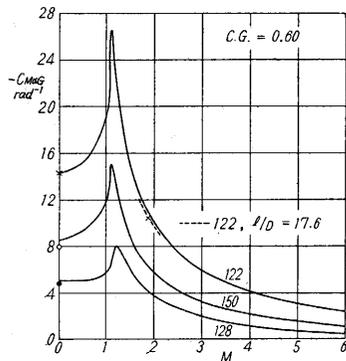


第8図  $C_{L\alpha}$  と  $M$  との関係

の実験値が入れている。  $C_{M\alpha G}$  の実験値は重心位置を理論値と揃えたので、第1, 2表に示した値とは異なっている。また、122の  $C.P.$  および  $C_{M\alpha G}$  は先端から尾翼後縁

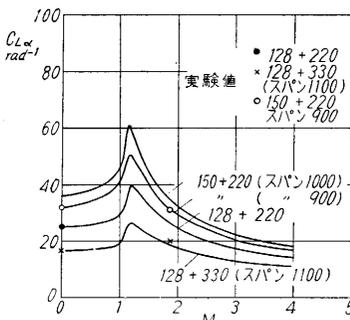


第9図  $C.P.$  と  $M$  との関係 (実験値記号は第8図と同じ)



第10図  $C_{M\alpha G}$  と  $M$  との関係 (実験値記号は第8図と同じ)

図). このことの原因は目下のところ明らかでない。また  $M \geq 1$  における  $C.P.$  の前進は  $M=1$  の両側で胴体揚力の値を不連続に仮定したことの影響を受けているのでこの



第11図  $C_{L\alpha}$  と  $M$  との関係

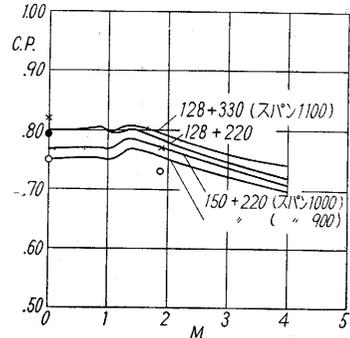
付近の  $C.P.$  曲線の形は確かでない。実際には  $M=0.85$  付近で翼の造波失速のため揚力が減少する。V-2 ロケットの試験結果にもとづけばこの付近のマッハ数で  $C_{L\alpha}$

た。第8, 9, 10図には上の方法で計算した単一ロケットの特性、第11, 12, 13図には2段ロケットの特性を示す。これらの図には比較のため低速および  $M=1.88$

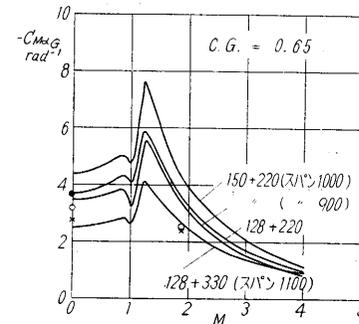
までの長さを基準にしてある。

第9図からわかるように  $M=1.88$  における122の  $C.P.$  は、模型の  $l/D$  が実物より小さいことを考慮に入れても理論より幾らか前出ている。これは2段ロケットについても言える(第12

は低速の値の90%となり、また  $C.P.$  は全長の1~2%だけ前進することになるから、 $C.P.$  曲線の極小点は、 $M=1$  より少し低いマッハ数にくるものと思われる。これらの点を除けば  $C.$



第12図  $C.P.$  と  $M$  との関係 (実験値記号は第11図と同じ)



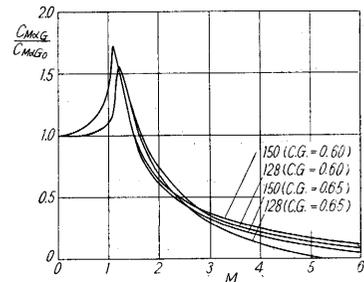
第13図  $C_{M\alpha G}$  と  $M$  との関係 (実験値記号は第11図と同じ)

$P.$  のマッハ数による変化の様子はV-2 その他のロケットの試験結果とはほぼ一致し、高いマッハ数で  $C.P.$  がいちじるしく前進して静安定が悪くなることを示している。

第13図において128+330は他のものに比べて静安定が悪いことが示されている。さきにも述べたように実機では尾翼翼幅が900mmに短縮され、その上重心位置が後退して、0.68であったことから、 $-C_{M\alpha G}$  は低速において約1,  $M=2\sim3$  ではこれよりかなり小さくなっていったものと推定される。これは、このロケットの飛ばし試験の失敗の原因の一つと考えられる。

第14図  $M=0$  の値を基準にした  $C_{L\alpha}$

には各マッハ数の  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{M\alpha G}$  をそれぞれ  $M=0$  の値で割ったものを示す。これらの曲線は低速における特性から高速における特性を推定するのに役立つ。



第15図  $M=0$  の値を基準にした  $C_{M\alpha G}$  (32ページへ続く)

第14, 15図

その主な点を要約し、さらに将来残されている問題について述べておくこととした。

### i) ロケット搭載電子機器

テレメータ送信機、レーダ・トランスポンダともに、耐振動、耐衝撃性など機械的な強度に関しては、まず完全に近い性能をもつことが判明した。このことは、Ⅲ型1, 2号機をはじめⅣ型1, 2号機など、事故を起したロケットの結果を見れば明らかであり、また、実際に地上でかなり苛酷に近い強度試験を行っても、全く問題を生じていない。問題にもよるが、将来、何らかの不測の事故に遭遇したとしても、搭載機器自身が破壊したというようなことは、ほとんど度外視して考えてもよいだけの自信がえられるに至ったことは、大きな進歩であり、収穫であるといえよう。

将来の問題としては、第一に耐真空性の問題がある。一応気密構造となっているが、これまでのところではロケットの到達高度も低く、耐真空性の問題は全く生じていない。しかし将来は必ず問題となることであって、その試験に万全を期すことが必要である。第二に空中線系の問題で、V型程度の性能なら現行方式は別状ないが、さらに高性能ロケットの出現に対して、果してこれでもいいかどうかは分らない。さし当っては現状のまま進むことになるだろうが、問題が起ったとしたらいかに改むべきかを考えておく必要があろう。その場合には、空気抵抗、重量などの飛しょう性能に対する影響をはじめ、工作上的難易、調整上の便、不便など総合的な判断の上に立って結論を出していくことが大切であろうと考えている。第三は重量、容積の軽減で、たとえばテレメータ送信機は、TM-4型にいたって、一応満足すべき状態に達しており、これ以上はそう目に見えて容積や重量が小さくなるものではない。しかし、ロケット全体の設計において十分な吟味を行うならば、前に空中線について考えたと同様に、総合的に容積、重量の軽減を図ることは可能であろう。将来、少しでもロケットの性能を向上させようとするならば、この種の努力を忘れてはならないものと考えられる。

### ii) 地上電子機器

(18ページより続く)

もちろん以上の計算は、理論を補うための実験資料が不十分であることから満足すべきものとは言えないし、また線型理論を  $M=5\sim6$  の極超音速にまで用いることにも問題があると言えよう。さらに、このような高いマッハ数において粘性の影響がどのように現われるかも大事な問題である。これらについて今後研究を進めなくてはならないと考えている。

(1958. 8. 25)

### 文 献

[1] R. T. Jones & D. Cohen; Aerodynamics of Wings

テレメータ受信・記録装置は、全期間を通じて良好な作動を示した。これは一つには、実験期間中の整備・調整に十分な配慮がなされた結果によるものであり、同じことはレーダ地上装置についてもいえることで、関係各位の労は深く感謝にたえないところである。

自動追跡レーダ装置は、今時期において完全な形で実用に供されたのであるが、ロケット開発段階でその性能が安定しない間は時に追跡に失敗し、その結果、全く情報がえられない場合がある。すなわち、その機能は極言すると all or nothing ともいうべきで、少しでも情報をもれなく集める必要のある実験段階の装置としては、必ずしも好適でないところが認められる。この経験により、新しく測距方式の標定装置が試作され、現在良好な性能を発揮しつつあるのである。思想的にはいわゆる簡易レーダの発展であり、これによりロケット飛しょう軌跡の追跡は、一応万全なものとなったと考えられる。

テレメータ受信装置としては、さらに雑音指数の小さいものを実現し、総合的にテレメータ系の性能向上を図ることが大きな開発目標のひとつであり、現在、この方向に向かって研究が進められつつある。

すでに IGY も終りに近く、電子機器についてもまず観測を成功させることが急務であろう。したがって、その改良発展も急激に行うことは危険であり、止むをえず漸進的に進めざるをえない。しかし少しでも進歩を求めて少ない機会を最大に利用していきたいと願っている。

(1958. 9. 1)

### 文 献

- 1) 生産研究: 9, 11
- 2) 大井・佐伯: 生産研究 9, 11, p. 424 (昭32-11月)
- 3) 大井・佐伯: 本号, p. 33
- 4) 大井・高橋・山下・井上: 生産研究 9, 11, p. 426 (昭32-11月)
- 5) 高木・石橋: 生産研究 9, 4, p. 232 (昭32-4月)
- 6) 高木・石橋: 生産研究 9, 11, p. 500 (昭32-11月)
- 7) 黒川・須田・長友: 生産研究 9, 11, p. 422 (昭32-11月)
- 8) 黒川・須田・瓜本: 本号, p. 42
- 9) 倉茂・福島: 本号, p. 43

at High Speeds, Aerodynamic Components of Aircraft at High Speeds (ed. by A. F. Donovan & H. R. Lawrence) Princeton University Press (1957), 95.

[2] H. R. Lawrence & A. H. Flax; J. Aero. Sci., 21 (1954), 289—324, 328.

[3] 玉木章夫, 三石 智; 生産研究 8, 2 (1956) 77—81.

[4] P. A. Lagerstrom & M. E. Graham; Douglas Aircraft Co. Rept. SM 13110 (1947), 文献 [1] 参照.

[5] G. K. Morikawa; J. Aero. Sci., 18 (1951), 217—228.