

カ ッ パ 8L・9M 型 の 空 力 特 性

玉 木 章 夫・三 石 智

K-6H型およびK-8型ロケットは、それぞれ性能向上によって、K-8L型およびK-9M型となった。改良された点は主としてエンジンと機体構造にあって、空気力学的に変わったおもな点は、(1)メインとブースタの継手の整形カバーがメイン尾翼付根までかかっていたのをやめたこと (2) 尾翼面積を小さくしたこと (3) K-9Mではブースタ尾翼の後縁をくさび形とし、また胴体尾部をいくらかしぼったことなどである。これらの変更はさして大きなものではないので、あらためて風洞試験は行なわないで、計算によって安定性を推定した。

ただ、K-9Mのメインロケットには、テレメータのアンテナとして、胴体から横にはり出す形式のものを採用することが計画されたので、その空力的影響については、低速風洞試験を行なった。

1. はり出しアンテナの影響

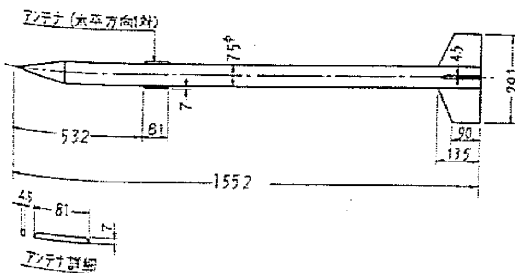
ロケットの尾翼より前に揚力面があると、これは尾翼の効きを悪くし、この揚力面が大きいときには、ロケット全体の法線力が不安定な値を示すことがある。

実際のアンテナについては別に報告されているが(山下、本誌 70 ページ)、風洞試験のさいにはまだ詳細の寸法がきまっていなかったため、安全を見て、実際のアンテナより大きいはり出し板を付けて実験を行なった。

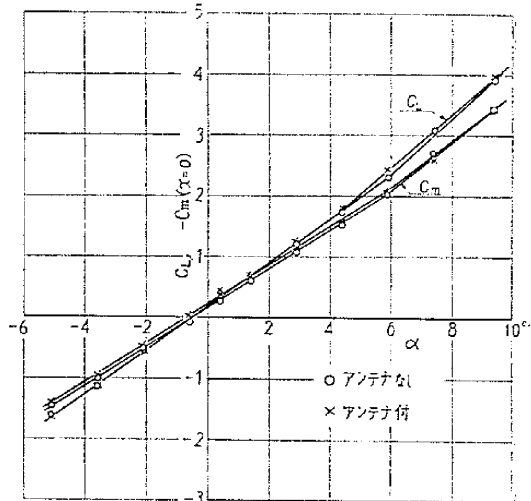
風洞模型を第 1 図に示す。これはだいたい実機の 1/3.3 になっている。実験に用いた風洞は航空研究所の 3m 風洞で、試験風速は 35.1 m/s、1m あたりのレイノルズ数は 2.4×10^6 である。

実験の結果を第 2、3 図に示す。記号はつぎのとおりである。

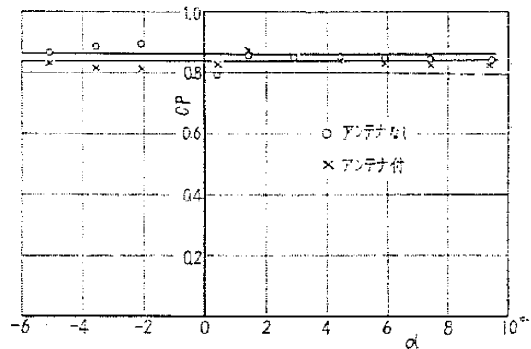
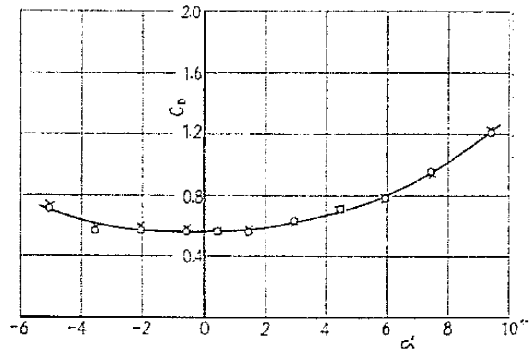
α = 迎角, q = 動圧, S = 胴体断面積, l = 全長, C_L = 揚力 qS , C_D = 抵抗 qS , $C_m(x=0)$ = 先端まわり頭上げ



第 1 図 アンテナ付ロケット模型



第 2 図 揚力係数、縦揺モーメント係数対迎角曲線



第 3 図 抵抗係数および圧力中心

モーメント/ qSl , CP =先端から圧力中心までの距離/ l .

図には同時に行なったアンテナなしの場合の値をも示してある。

この試験によれば, $\alpha=0^\circ$ の付近で

$$dC_L/d\alpha=21.0/\text{rad}$$

$$dC_m(x=0)/d\alpha=-18.0/\text{rad}$$

$$C_D \text{ min}=0.56$$

$$CP=0.86 \quad \text{アンテナなし}$$

$$0.84 \quad \text{ " あり}$$

この程度のアンテナは CP には影響があらわれるが, $dC_L/d\alpha$, $dC_m(x=0)/d\alpha$, $C_D \text{ min}$ への影響は小さくて弁別しがたい。

アンテナを先端から全長の 61% 付近および胴体平行部の最前方(先端から全長の約 14%)に取り付けた場合も実験したが, 上記との差異は認められなかった。

なお, 実機のアンテナは上の模型のものよりはり出しが小さいものになったので, CP の前進はたかだか全長の 1% くらいと見てよいであろう。

2. K-8L-1号機 および K-9M-1号機

K-8Lと9Mはだいたい同じ線に沿って設計されたものであるが, 8Lのメインロケットの尾翼は1段ロケットAT-150のものをそのまま用いたため, 尾翼面積と胴体断面積との割合が9Mメインの場合よりいくらか小さい。

第1表および第2表に, 両者の法線力係数傾斜 $C_{N\alpha}$ ($\alpha=0^\circ$ における値) および圧力中心 CP の計算値を示す。計算法は既報¹⁾と同様であるが, 超音速における円錐・円柱胴体の $C_{N\alpha}$ および CP をマッハ数の関数としてつぎのように仮定した。

$M=2$	3	4	5	6	7	8	9
$C_{N\alpha}=3$	3.5	4	4	3.5	3	2	2
$CP=0.15$	0.20	0.25	0.25	0.20	0.15	0.10	0.10

この数値は, 生研衝撃風洞の実験値²⁾, 外国の実験値^{3), 4)}

第1表 K-8L-1の空力特性

ロケット	M	$C_{N\alpha}$	CP	備考
ブースタ・メイン	0	27.9	0.765	発進時
"	4	12.5	0.70	ブースタ 燃焼おわり
メイン	0	20.8	0.87	
"	2	15.4	0.81	コースティングおわり
"	4	9.0	0.675	コースティングはじめ
"	7	6.3	0.58	燃焼おわり

第2表 K-9M-1の空力特性

ロケット	M	$C_{N\alpha}$	CP	備考
ブースタ・メイン	0	27.8	0.755	発進時
"	4	12.7	0.67	ブースタ 燃焼おわり
メイン	0	23.1	0.860	
"	3	12.7	0.745	コースティングおわり
"	4	10.7	0.68	コースティングはじめ
"	9	5.1	0.62	燃焼おわり

などを考慮に入れ, かつ高いマッハ数では極超音速の理論に近づくとして定めたものである。また第2表 K-9Mの数値には, はり出しアンテナによるメインロケットの CP の前進を全長の 0.01 として考慮に入れてある。

なお K-9M のメインロケットは燃焼終了の高度が高い(約 35 km) ので, その2号機では尾翼後縁部を折り曲げることによって, ゆるいスピンを与えて安定をたすけることが計画されている。(1963年5月1日受理)

文 献

- 1) 玉木章夫, 生産研究 12, 12, p.509 (1960)
- 2) F. Tamaki, S. Mitsubishi & S. Nagai, Proc. 2nd ISRA Tokyo, 1960, p.137, Yokendo, Tokyo (1961), Proc 3rd ISRA Tokyo, 1961, p.209, Yokendo, Tokyo (1962)
- 3) W. E. Buford, J. Aero. Sci., 25, 2, p.103 (1958)
- 4) G. Grimminger, E. P. Williams & G. B. W. Young, J. Aero. Sci., 17, 11, p.654 (1955)

次 号 予 告 (8月号)

研究解説	新設された床版試験機とその性能.....	稲田 武雄・星 望 久保慶三郎	和
	二次元問題における調和曲線座標の応用について.....	佐武 正彦	差
	大型プラスチック気球の放球方法.....	岡本 智	
	東京オリンピック国立屋内競技場と写真 測量による模型実験の読み測定について.....	坪井 善勝・丸安 隆和 大島 太市・川口 衛	衛
研究速報	メタクロレインの重合について.....	中島 利誠・永井 芳男	男
	新しい化合物の合成.....	松尾 昌季・永井 芳男	男
	グラントムソンプリズムを用いた光的可変減衰器.....	斎藤 成文・黒川 兼行 横山 幸嗣	行