

カッパ II, III 型ロケットの風洞試験

玉 木 章 夫・三 石 智

カッパII, III型ロケットについて理工学研究所の3m風洞において行った3分力試験の結果を報告する。

カッパII型は主ロケットとブースタとを切離さず飛しょうさせるもの、III型は両者を切離して飛しょうさせるものである。前回までに報告したロケット^{1),2)}に比べると、尾翼の平面形が異なり、かつ主ロケットの尾翼が小さく、ブースタの尾翼がやや大きい。その結果、主ロケットとブースタとの結合体の風圧中心が前回報告したものに比べて後退し、主ロケット先端から全長の約80パーセントとなり、結合体の性能がこれまで試験した単体ロケットのそれとほぼ同様になった。また測定の際の風洞天秤の振動から判断して、主ロケット尾翼とブースタ尾翼とは互に45°の角度にある方が同一平面内にある場合よりもすぐれていることが推論される。

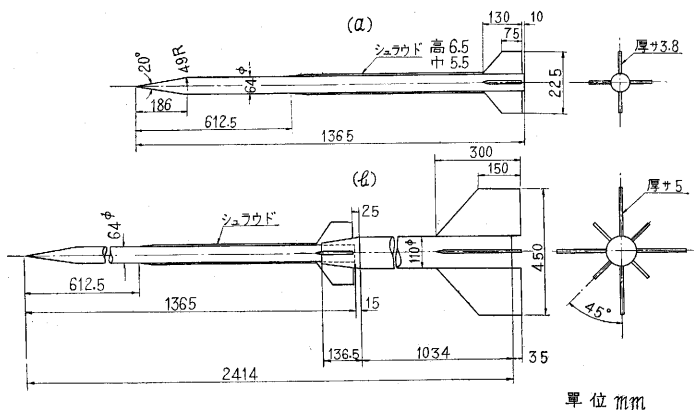
Aの場合、それと45°の角度をなす場合をBの場合と名付ける(第2図参照)。ブースタがある時にはABの場合というように記し、前のAは主ロケットの尾翼配置、次のBはブースタの尾翼配置を表わすこととする。第1図(b)の正面図がカッパIII型の原型でBAの場合に相当する。シュラウドを付けた状態の試験は前報告²⁾の結論より第1図(a)の模型ではAの場合、(b)の模型ではABの場合だけについて行った。3分力測定のための模型の吊り方は前報告と同様である。

使用した風洞は理工学研究所の3m風洞で試験風速は35m/s、模型全長で作ったレイノルズ数は 3.4×10^6 (主ロケット)および 5.9×10^6 (ブースタ付)である。

2. 試験結果

迎角を α 、動圧を q 、全長を l (ブースタのある場合はこれを含めた長さ)、主ロケットの直径を D とし空力諸係数の計算には常に主ロケット断面積 $(\pi/4)D^2$ を基準にとった。すなわち揚力係数 $C_L = \text{揚力} / [(\pi/4)D^2q]$ 、抗力係数 $C_D = \text{抗力} / [(\pi/4)D^2q]$ 、縦揺モーメント係数 $C_M = \text{縦揺モーメント} / [(\pi/4)D^2ql]$ (先端まわりの値で頭上げを正にとる)、圧力中心係数 $C_p = s/l = -C_M / [C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha]$ (s は先端より圧力中心までの距離)とする。

a. 揚力係数 $\alpha - C_L$ 曲線を第2, 3図に示す。 $\alpha = 0^\circ$ 付近での揚力傾斜はAの場合が0.34/度、Bの場合が0.32/度、シュラウドの付いた場合(Aの場合)が0.33/度であ

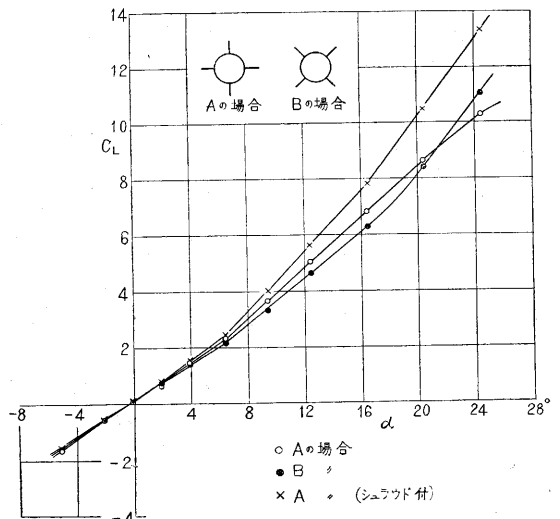


第1図 模 型

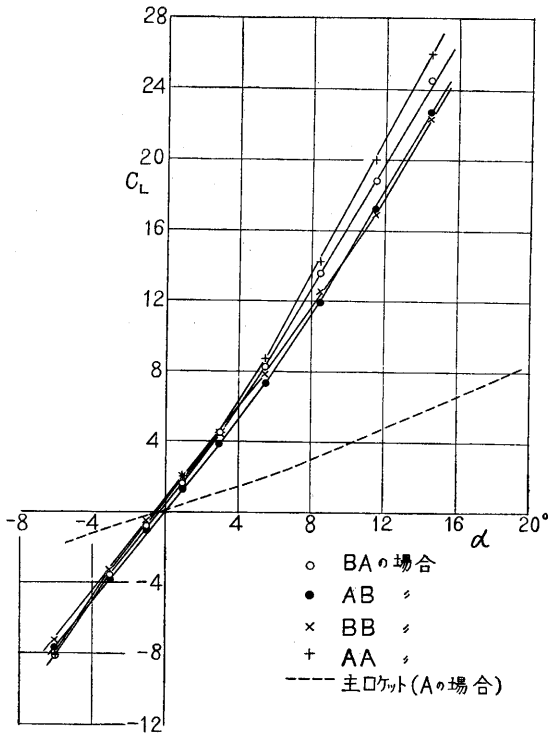
1. 模型および試験方法

この試験に使用した模型は木製で第1図に示す2種類である。(a)は主ロケット、(b)はこれにブースタを付けたもので(実物では接手の部分がいづらか改造されている)あり、ともに直径の僅かな違いを除いて実物の1/2である。主ロケットの尾翼は厚さ3.8mmの平板で、前縁8.2mmの部分がくさび形に尖らせてあり、面積は胴体部まで延長したものが255cm²、露出部が165cm²である。ブースタの尾翼は厚さ5mmの平板で、前縁10mmの部分がくさび形になり、面積は胴体部まで延長したものが1,084cm²、露出部が765cm²である。また主ロケット胴体の円柱部は1対のアンテナケーブル用のシュラウドを持っている。これは高さ6.5mm、幅5.5mmのかまぼこ形断面で先端より612.5mmの位置から始まり尾翼前縁で終わっている。

今までの報告と同様に尾翼が水平、鉛直になる場合を



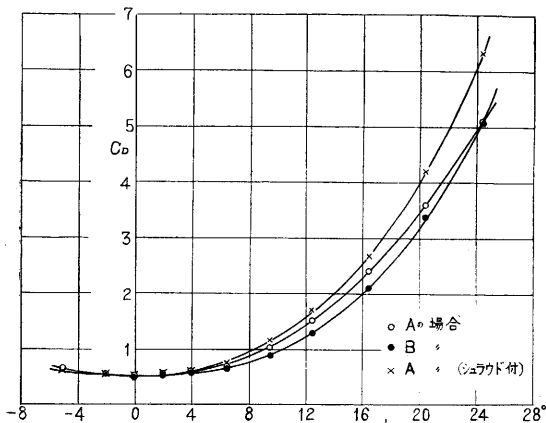
第2図 揚力係数曲線(主ロケット)



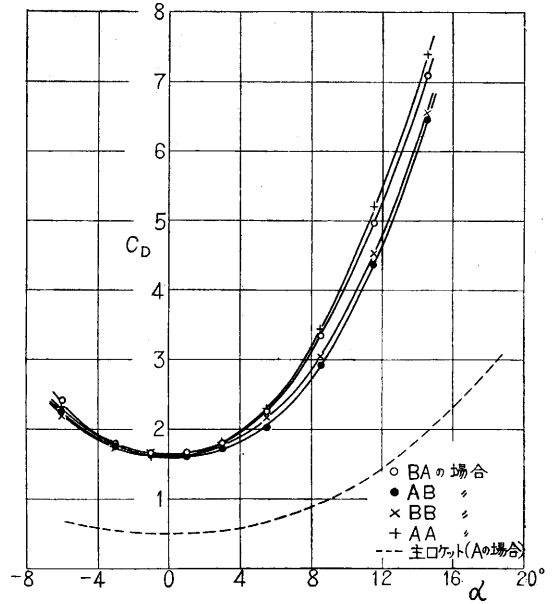
第3図 揚力係数 (ブースタ付)

る。また BA, AB, AA, BB およびシュラウドの付いた場合 (AB の場合) の値は、それぞれ 1.35, 1.29, 1.33, 1.31 および 1.32/度である。なお主ロケット・ブースタの結合体では主ロケット尾翼の後流の影響で迎角 0° の付近で空気が不安定となり、天秤が振動して測定しにくかったので、精度がいくらか落ちているものと思われる。この振動は AA の場合にはいちじるしいが、その他の場合は比較的小さい。このことはすでに前の試験¹⁾においても認められたとおりである。

主ロケット (シュラウドなし) の大迎角における C_L には前報告に記した翼平面形に基づくと思われる曲線の



第4図 抗力係数曲線 (主ロケット)

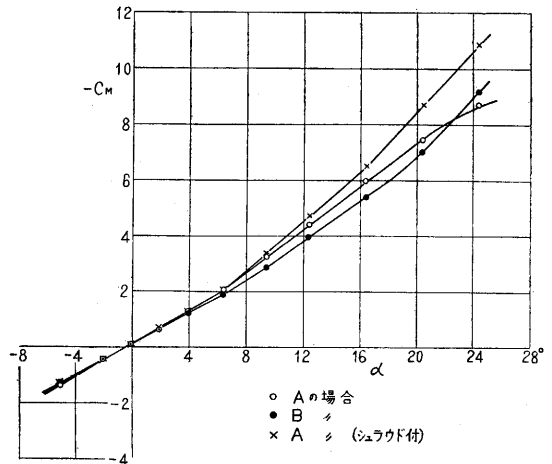


第5図 抗力係数曲線 (ブースタ付)

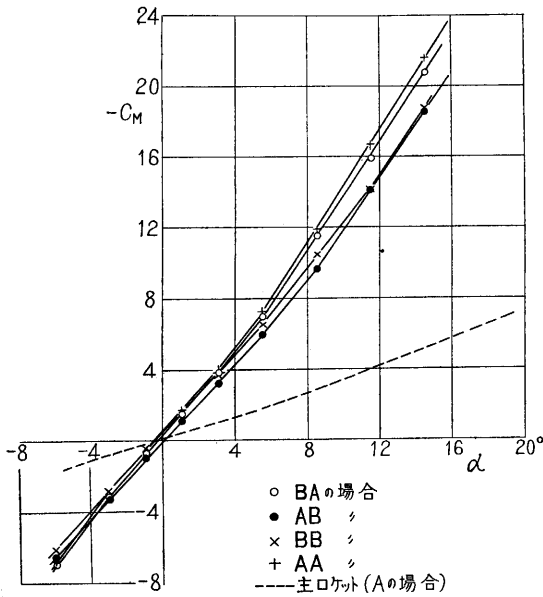
交叉が見られる。このことは C_D, C_M についても同様である。

b. 抗力係数 $\alpha-C_D$ 曲線を第4, 5 図に示す。最小抗力係数は主ロケットが約 0.50, ブースタを付けた時は約 1.60 である。

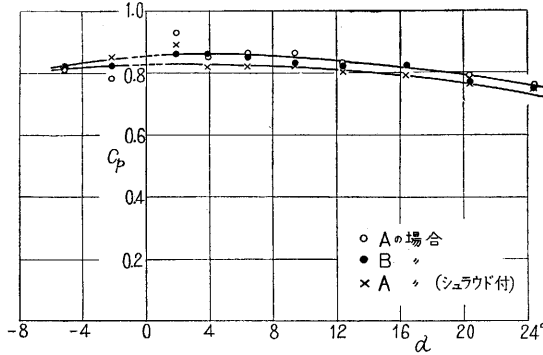
c. 縦揺モーメント係数 $\alpha-C_M$ 曲線を第6, 7 図に示す。 $\alpha=0^\circ$ 付近での傾斜はAの場合が 0.30/度, Bの場合が 0.28/度, シュラウドの付いた場合 (Aの場合) が 0.29/度である。また BA, AB, AA, BB およびシュラウドの付いた場合 (AB の場合) の値は、それぞれ 1.15, 1.09, 1.13, 1.11 および 1.12/度である。曲線が原点を通らないのは接手によるたわみのため中心軸が一直線上になかったことおよび翼の取付にわずかの誤差があったことによるもので、これは $\alpha-C_L$ 曲線も同様



第6図 縦揺モーメント係数曲線 (主ロケット)



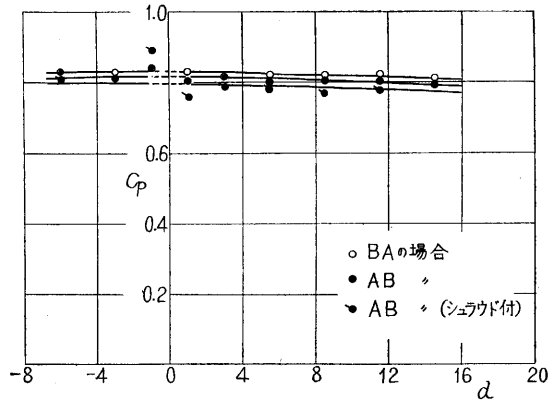
第 7 図 縦揺モーメント係数曲線 (ブースタ付)



第 8 図 圧力中心係数曲線 (主ロケット)

である。

d. 圧力中心係数 $\alpha-C_p$ 曲線を第 8, 9 図に示す。 $\alpha=10^\circ$ 以下では主ロケットが 0.83~0.86, ブースタの付いた場合は 0.80~0.83 である。シュラウドの付いた場合は主ロケットが 0.80~0.83, ブースタの付いたものは 0.77~0.81 である。なお第 9 図は BA, AB およ



第 9 図 圧力中心係数曲線 (ブースタ付)

び AB にシュラウドの付いた場合だけを示したが, AA BB の場合は BA, AB 場合の中間に含まれる。

前回に報告した 2 段ロケット (参考文献 1 の模型 4) では, 風圧中心が先端から 65~70 パーセントであったが, 主ロケット尾翼面積の減少, ブースタ尾翼面積の増加によって風圧中心がかなり後退したことが認められる。

さきにも注意したように, 主ロケット尾翼とブースタ尾翼とがともに水平・鉛直の場合 (AA の場合) には, 迎角が 0° の付近で空気が不安定となって天秤が振動する。これに反して主ロケット尾翼とブースタ尾翼とが互に 45° の配置にある場合 (BA または AB の場合) は天秤の振動が比較的少く, したがって実物としては尾翼をこのように配置させる方がよいと思われる。

終りにのぞみ, 理工学研究所での試験にあたって種々の御便宜を賜わった谷所員, 佐藤所員および井内氏に厚く感謝の意を表する。 (1957. 9. 27)

文 献

- (1) 玉木章夫, 三石 智 多段ロケットの風洞試験, 生産研究, 8, 10, P.1 (1956)
- (2) 玉木章夫, 三石 智, 武井道男 128J-TR ロケットの風洞試験, 生産研究, 9, 3, P.40 (1957)

ロ ケ ッ ト と 気 象

ロケットの発射を決定するには, いろいろな整備条件を必要とするのはもちろんであるが, そのうちでも天候がいちばん問題になる。それは主として光学系の観測をやりよくするためである。わが国の現状では, 数を打ち上げて確率で成果を得るというやり方は望めないから, 1機1機に精確をこめて慎重にやることになる。だから所期の観測目的を 100 パーセン達成しようと思えば, どうしても気象条件の最上の時を選ばなければならないわけで, 観測の結果が正確で精密になれば, それだけ次の発射へのよい参考資料が得られることにもなる。

着実な段階を一步一步進んで, ついに気象条件を, 無視できるところに至るまでは, ある期間このやっかいな, “天然現象” と忍耐強く取組まねばならないのである。 (32, 10, 25, H.M)