

ベビー・ロケット風洞試験

玉 木 章 夫・三 石 智

ベビー S, T および R の飛翔実験に先立って行われた風洞試験について報告する。

われわれの目標とする観測ロケットはマッハ数 5 の程度の超音速で飛行することになるから、その性能を予測するための実験はもちろん超音速風洞によらなければならない。しかしベビーは最高速度が 200 m/s の程度であり、またこれの飛翔実験にさしあたって必要なものは主として発射時の安定性に関する資料であることから、普通風洞における実験が当面の目的には十分役立つものと考え、まずこの種の実験を行ったのである。

引きつづき試作される大型ロケットに備えて、われわれは昨年度、測定筒断面 $15 \times 15 \text{ cm}^2$ 、最高マッハ数 3 の吹出式高速風洞を建設し、現在その計測装置の整備を急いでいるので、間もなく必要な資料を提供することができると考えている。

本文で報告する実験は 2 種類にわかれている。その一つは生研 $60 \times 60 \text{ cm}^2$ 低速風洞でベビー $\frac{1}{4}$ 模型を用いて行った表面圧力分布の測定で、これは飛翔中に正しく大気圧を読み取るための静圧孔の位置を決定するために行われた。また先端の総圧孔の大きさの検討も行った。他の一つは理工研 2 m 風洞における実物大模型の 3 分力試験で、これは発射台を出た直後の安定性、特に実物の重心位置の選定に必要な資料を得ること、およびアンテナの空気力学的影響をしらべるものために行われた。

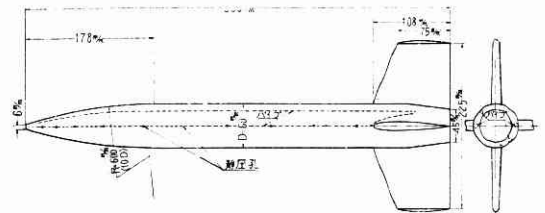
理工研での実験にあたって種々の便宜と有益な忠言をたまわった河田教授、谷教授、河村助教授に厚く感謝の意を表する。また実験の際に広岡助手をわずらわした点が多いことを付記して感謝の意を表したい。

1. 胴体表面の圧力分布

1.1 模型および風洞

この実験に使用した模型は直径 60 mm、長さ 588 mm、胴体は木製、尾翼(翼型 0010)はポリエスチル製である。この模型は最初に計画されたベビーの $\frac{1}{4}$ の大きさであるが、後にベビー S の胴体は円柱部が長くなって全長 92 cm となり、T, R はさらに長く伸ばされた。また尾翼の翼型も 8 パーセント厚の層流翼型に変えられた。

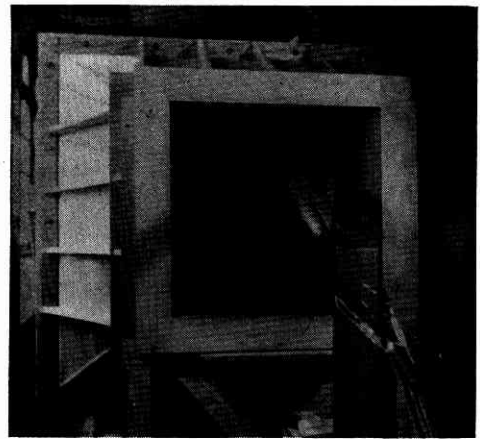
模型の表面に外径 2 mm の銅管 4 本を埋め、それに直径 0.7 mm の孔をあけて静圧を導き、各迎角において胴体の周りの静圧を測定した。管の位置は第 1 図に示すように尾翼の前方と、尾翼と尾翼の間およびそれぞ



第 1 図 風圧分布測定用模型

れに対称な位置の合計 4 本の線上で、全部軸方向に通っている。不用な孔はセロテープで塞ぎながら順次に静圧分布を測定した。

総圧孔は先端にあり、この圧力は胴体内の管を通して外に導き出される。総圧孔の内径は 2, 4 mm の 2 種類である。



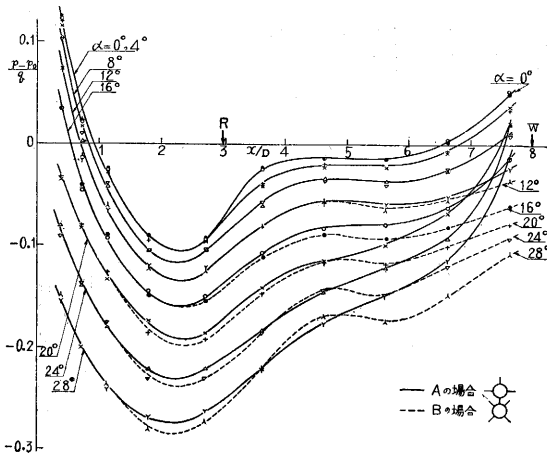
第 2 図 風洞と模型

使用した風洞は当所の $60 \times 60 \text{ cm}^2$ 断面の吹出風洞で、試験風速は 20 m/s 、模型全長で作ったレイノルズ数は 7.6×10^5 である。第 2 図に風洞に模型を取付けた状態の写真を示す。

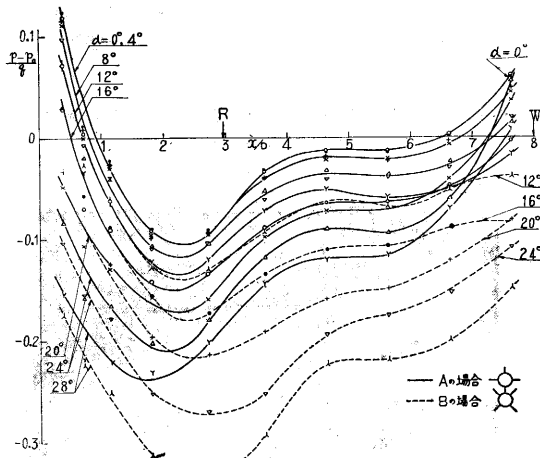
また理工学研究所で実物大模型の 3 分力試験を行った際にも、上の実験の結果を検討した。

1.2 結果

迎角 α を $0^\circ, 4^\circ, \dots, 24^\circ, 28^\circ$ に変え、10 個の断面(第 1 図の黒点の位置)において周周 8 か所の静圧を測定した。各断面の値を第 3 図に示す。図に示した値は周周 8 か所の静圧の平均である。図中 p は胴体上の静圧、 p_0 は真の静圧、 q は動圧 ($=\rho V_0^2/2$) である。この風洞は吹出口付近で軸方向にいくらか静圧勾配があるので、



第 3 図 表面上の静圧分布 (各断面 8 個の静圧孔の読みの平均)



第 4 図 表面上の静圧分布 (各断面 4 個の静圧孔の読みの平均)

あらかじめ標準ピトー静圧管を用いて各場所の静圧と速度を測定し、便宜上 p_0 および V_0 としてこの値を用いた。また x は先端から中心軸に沿っての距離、 D は模型の直径、図の横軸上に記入した R は先端の曲線部が終る位置、 W は尾翼の前縁の位置である。説明の便宜上、尾翼が水平、鉛直の場合を A の場合、それと 45° の角度をなす場合を B の場合と名付けておく。

迎角 $\alpha=12^\circ$ くらいまでは A, B ともほぼ同じ値を示すが、それ以上の角度では尾翼の影響を受けて相違を示す。ことに $x/D=5$ より後方ではそれが著しく、 A では尾翼の前で急な圧力上昇がある。

静圧孔の数を少なくする意味において、尾翼の翼弦の上流にあたる 4 カ所の静圧の平均をとってみると、これは第 4 図のようになる。

これによれば $\alpha=8^\circ$ くらいまでは A, B とも大体一致するが、それ以上では第 3 図とちがって、胴体の後部だけでなく、全体に著しい相違が出てくる。これは尾翼

だけでなく、孔の位置によって剝離の影響などが強く現われるためであろう。

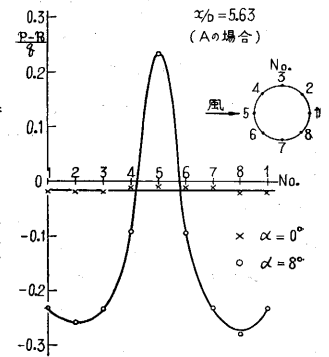
静圧孔が尾翼の中間の線上にあるものの平均は図示しないが、尾翼の影響を強く受ける最後の点を除いては上と同じ傾向を示す。すなわち、孔が水平、垂直になるときの値と、それと 45° をなすときの値とがそれぞれ第 4 図と同様な値を示している。これは尾翼の影響より孔の位置の影響の方が強く、孔の位置が同じなら A, B の翼配置に関係なく似た値が得られることを示している。

参考までに $x/D=5.63$ における $\alpha=0^\circ, 28^\circ$ の胴体周囲の圧力分布を示すと第 5 図のようになる (A の場合)。No. 1~8 は静圧孔の番号で、迎角をつけると No. 5 の方から風が当たり、No. 1 が背面になる。いま 4 カ所の平均をとることになると、No. 1, 3, 5, 7 の平均と No. 2, 4, 6, 8 の平均とは迎角の大きいとき当然差が出てくることになる。

また孔を対称な 2 カ所だけにして平均をとると、孔が水平になった時と垂直になった時の値に著しい違いが出る。

さて、この実験の主な目的である真の静圧に近い圧力を示す点の選定に関しては次のことがいえる。

第 3, 4 図から $p = p_0$ を与える点は、先端



付近とそれよりずっと下流で尾翼のすこし手前の場所との 2 カ所である。このことはピトー静圧管の理論などからも予想されるとおりである。ピトー静圧管では先端付近の静圧分布曲線の傾斜が急なためこの辺に静圧孔を設けることは僅かな位置誤差の影響が大きいことから不適当とされ、後方の点が用いられているのである。

これに反してロケット胴体の場合、後方の点はいろいろの理由で都合が悪い。第一に胴体後部はロケットエンジンになるので静圧孔の設置に困難があり、第二に計測用トランスデューサは頭部にまとめ、組立調整の都合上他の部分と切離しておくことが望ましいので、ここまでの導管をどのように処理するかが問題となるのである。

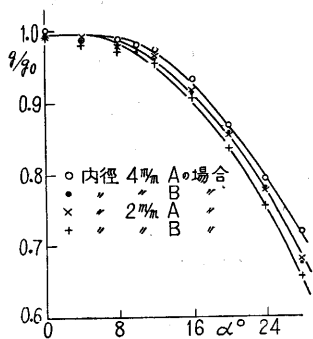
幸なことに頭部の静圧曲線の傾斜はピトー静圧管の場合のように急ではないから、この部分で $p=p_0$ となる点を利用の方がトランスデューサとの結合の点からいってもはるかにすぐれている。

もちろん迎角の広い範囲で $p=p_0$ を与える点は存在しないが、第 3, 4 図からみて、 $\alpha=\pm 4^\circ$ 以内に限れば

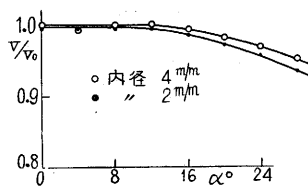
$$x/D=0.92$$

の点に 8 個または 4 個の孔を設ければよい。α がさらに大きくなると $p=p_0$ を与える点は少しずつ前進するから、軸方向にいくつかの孔を設け、これを導管内で一つにして一種の平均値を読み取るようにするのがよいと思われる。

つぎに総圧は、孔の内径が 2 mm の時も 4 mm の時も α=4~5° までは A, B と一致するが、それ以上では相違が出る。また孔径が小さい方が小さい値を示す



第 6 図 総圧の読みの迎角による変化



第 7 図 速度の値の迎角による変化

(第 6 図)。図において g は模型の示す総圧、 g_0 はピトー静圧管の示す正しい総圧である。いずれにしても総圧は 5° くらいまでなら十分正確に測定できると思われる。

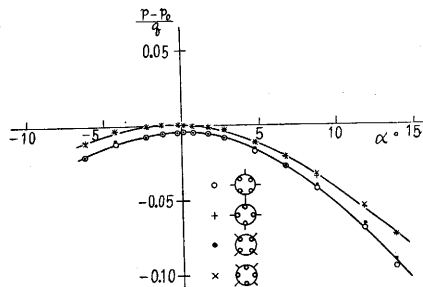
種々の迎角に対して $x/D=0.92$ の静圧を第 3 図から読み取り、第 6 図の総圧と組合わせて風速を求めると第 7 図のようになり、α=12° くらいまではほとんど同じ値を示す。

1.3 実物大模型による実験

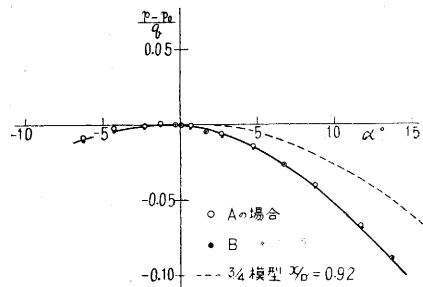
上の実験に用いた模型は実物より小さく、かつ胴体円柱部の割合が実物のペービー S より短く、また実際に圧力計測を行うペービー T は塔載物の都合でさらに円柱部が長くなっている。そこで、理工学研究所 2 m 風洞でペービー S 実物大模型の 3 分力試験を行った際に、上の結論にもとづいて定めた静圧孔の特性を検定してみた。

模型は直径 80 mm、長さ 920 mm (2. 参照)、試験風速は 40 m/s、レイノルズ数(全長を用いた)は 2.3×10^6 である。

静圧孔の位置は前述の結論からは $80 \times 0.92 = 73.6$ mm であるが、この模型は実物とちがいがとがっているのでその部分の長さ (≈6 mm) だけ長くして、先端から 79.5 mm とした。この位置に環状の溝を切って外径 2 mm の銅管を巻き、それに 0.7 mm の孔をあけ、管の両端の切口を 1 本の管につないで圧力を導いた。孔 4 個の場合を第 8 図、8 個の場合を第 9 図に示す、これによれば A, B の翼配置による差異はなく、孔 4 個の場合、気流に対する孔の配置が同じなら A, B と同じ値を示す。そして、孔が水平、垂直の場合の方が正しい値に近い。



第 8 図 静圧の読みの迎角による変化 (静圧孔 4 個)



第 9 図 静圧の読みの迎角による変化 (静圧孔 8 個)

第 9 図には $3/4$ 模型の場合の値を破線で示してあるが、この方が迎角の影響が小さい。これは先端の形が総圧孔の有無でいくらかちがっているためなのか、それとも他の実験条件の相違によるのか明らかでないが、いずれにせよ小さい迎角の範囲で十分正しい値が得られるものと考えてよい。

1.4 結 論

実際に圧力測定を行うペービー T は S より胴体円柱部がやや長いことをすでに述べたが、1.2, 1.3 の実験 (胴体円柱部の長さの割合がちがう) のいずれも、小さい迎角において $x/D=0.92$ で $p \approx p_0$ であることから推して、ペービー T の静圧孔もこの場所でのよいものと結論される。

実際のペービー T では、総圧孔は外径 4 mm、この孔の前面から 72.5 mm の断面に 4 個の静圧孔が設けられた。孔の直径はやや大き目にして 2 mm とした。したがって、孔の下流端が総圧孔前面から 73.5 mm (=0.92 D) にあたっている。迎角が 4° よりいくらか大きい場合のことも考えてこのようにしたのである。

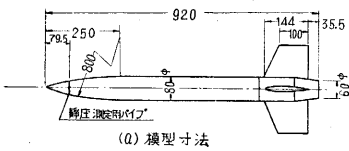
はじめに述べたように以上の実験は 20 m/s ないしは 40 m/s といった低速の実験であり、ペービーの速度 200 m/s 程度ではいくらか圧縮性の影響がききはじめ、 $p=p_0$ を与える点がいくらか後方へずれるのではないかと思う。しかし少なくとも最大高度の付近では速度が小さいから、ロケットの姿勢がひどく傾かない限りこれで十分正しい静圧、したがって高度が求められるものと考えられる。

圧縮性の影響については今後実験と理論とを平行させて研究をすすめて行きたいと考えている。

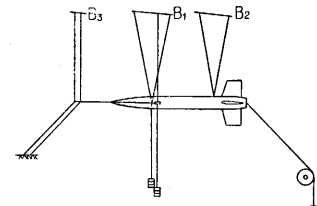
2. ベビーS の3分力試験

2.1 模型および風洞

この実験にはベビーS 実物大の木製模型が用いられた。



(a) 模型寸法



(b) 三分力測定用吊り方

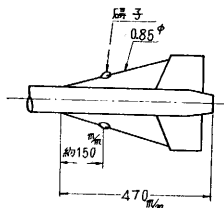
第10図 模型および吊り方

た。全長は 920 mm, 尾翼後縁は胴体後端より 35.5 mm 前に出ている (第10図参照)。尾翼面積 (胴体部まで延長した) は 390 cm² である。胴体後部 (尾翼の部分) は前部にネジ止めされていて風洞に吊ったまま

で回転できる。このほか先端より 79.5 mm に静圧測定用の銅管を埋めたことはすでに述べたとおりである。総圧孔は設けなかったので先端はとがっている。

第10図bに3分力測定用の吊り方を示す。B₁に吊る金具は直径 8 mm の丸棒 (木ネジの頭をすりつぶしたもの) で、両端の間隔は 130 mm, また B₁, B₂ の距離は $\alpha=0^\circ$ で 430 mm である。

実験は尾翼を対称二重くさび (厚み比 8%, 木製) としたもの、翼型 NACA65A008 (厚み比 8%, 金属製) としたものおよびこれにアンテナ (直径 0.85 mm の針金を第11図のように張った) を付けたもの、尾翼を取除いたものについて行った。また 1. と同様翼の配置が A, B の二つの場合を実験した。



第11図 アンテナ取付法

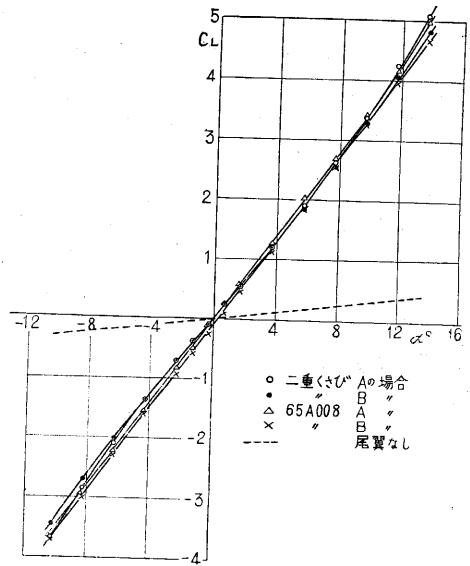
使用した風洞は理工学研究所の 2 m 風洞で、風速は 40 m/s, 全長で作ったレイノルズ数は 2.3×10^6 である。

2.2 結果

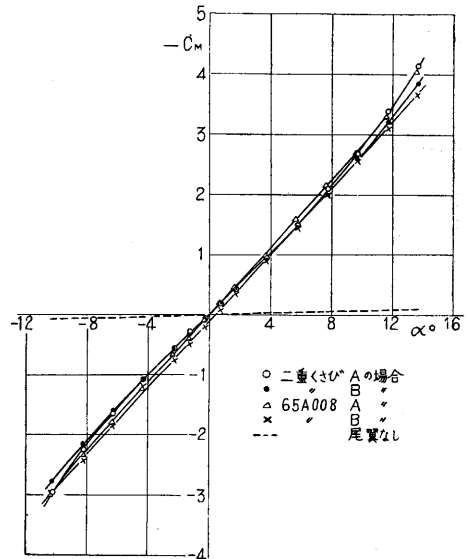
揚力係数 $C_L (= \text{揚力} / [(\pi/4) D^2 q])$ と迎角 α との関係を示す。 $\alpha=0^\circ$ の付近で、二重くさびの場合の揚力傾斜は約 0.32/度, 65A 翼型の場合は 0.35/度で、後者の方が少し大きい。しかし二重くさびの場合の揚力曲線はゆるやかに曲って、大きい迎角では 65A 翼型の場合よりかえって急になる。

超音速で有利な二重くさびは低速では前縁剥離のため性質が悪いと予想されるが、上の結果から見るとさほど悪くはないようである。

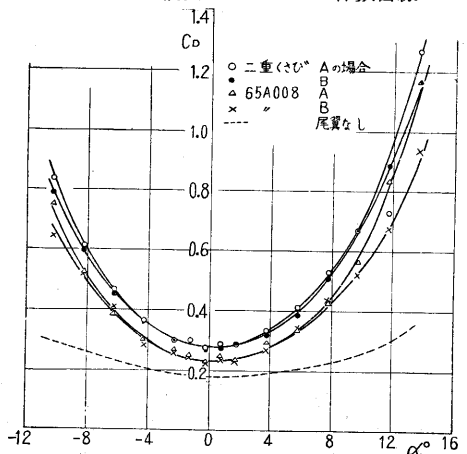
破線は尾翼なしの胴体だけのもので、その傾斜は 0.03/度である。



第12図 揚力係数曲線



第13図 縦揺れモーメント係数曲線

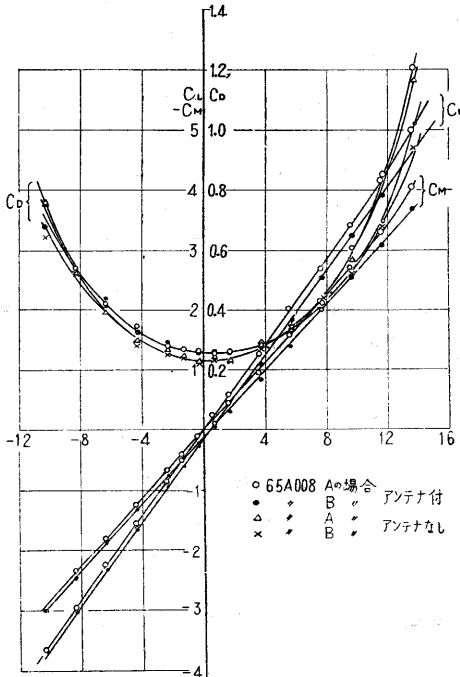


第14図 抗力係数曲線

なお図中、65A 翼型の B の場合の曲線が原点を通らないのは尾翼の取付が 1 対だけ悪かったためである。

先端まわりの縦揺れモーメント係数 C_M (= 縦揺れモーメント / $[(\pi/4)D^2ql]$, l は模型の長さ) を第 13 図に示す。頭上げモーメントを正にとっている。 C_M の傾向は C_L と同様であり、傾斜は二重さびの場合が 0.25/度、65A の場合が 0.28/度、胴体みの場合が 0.005/度である。

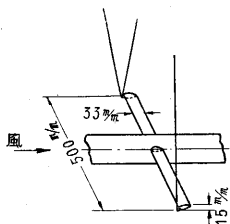
第 14 図には抗力係数 C_D (= 抗力 / $[(\pi/4)D^2q]$) を示す。最小抗力係数は、二重さびの場合が 0.275、65A の場合が 0.230、胴体みの場合が 0.18 である。



第 15 図 三分力曲線 (アンテナ付)

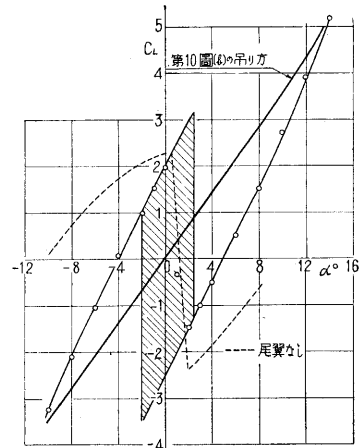
迎角が大きいとき、尾翼配置が A の場合の方が B の場合より大きい C_D を与える。これは C_L , C_M と同じ傾向である。

65A008 翼型の場合に、胴体から翼前縁にかけて斜に 2 本のアンテナをはったときの C_L , C_M , C_D を第 15 図に示す。比較のため第 11~13 図のアンテナなしの場合の値をも一緒に記入してあるが、これによると、アンテナ



第 16 図 失敗例の吊金具 ついでに注意しておきた

は C_L , C_M には全然影響なく、 C_D には幾らか影響する。最小抗力係数は 0.255 となり、約 0.025 だけ増加する。しかし迎角が大きくなるとアンテナのない場合に近づく。



第 17 図 揚力係数曲線 (失敗例)

いのは、模型の吊り方のことである。われわれは最初一つの失敗をしたので参考までに付記しておきたい。

実験のはじめに、第一揚力天秤 B_1 への吊り方を第 16 図のように左右に張り出した流線形支柱を用いて行った。これはこの風洞で飛行機模型を吊るのに用いられている吊線間隔をそのまま利用するために行ったもので、流線形支柱を用いたのは抵抗を小さくするためであった。しかしこの吊り方で実験してみると第 17 図に示すように、 $\alpha=0^\circ$ の付近の揚力には履歴現象があらわれ、しかも一方の分枝から他方への転移は不定である。また抵抗の値も非常にばらつく (斜線を施した部分)。

この現象は尾翼を取去って胴体だけにしても同様にあらわれる。このことから明らかに流線形支柱と胴体との干渉によるものと考えられる。

このような失敗の後、われわれは流線形支柱をやめ、下流にできるだけ影響を与えぬよう細く短い金具を用いることにしたのである。

2.3 結 論

ベビー S 実物大模型の普通風洞における三分力試験の結果から次の結論がえられた。

(1) 尾翼を層流翼型 65A008 としたものは同じ厚さの二重さび翼型としたものより迎角 0° の付近における揚力傾斜が幾分大きく、抵抗は幾分小さい。

(2) アンテナは揚力および縦揺れモーメントには影響しないが抵抗を幾らか増大させる。

実際にベビー T のアンテナはその後端で線を螺旋状に巻くだけで碍子を用いないことになったので、アンテナの影響は本実験よりさらに小さいものと思われる。

(1955. 12. 12)