

カ ヱ パ ロ ケ ッ ト の 空 気 力 学

玉 木 章 夫

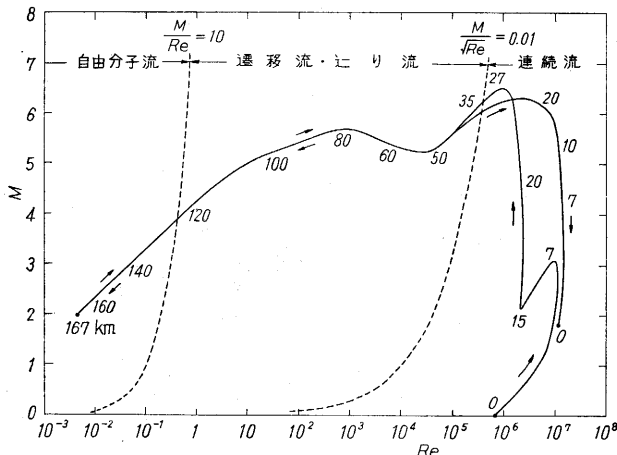
1. はしがり

観測ロケットに関する空気力学の特徴は、飛行マッハ数の範囲が広いこと、そしてこの広い範囲で空気力学特性をマッハ数の関数として求めなくてはならないという点であろう。しかも、マッハ数の範囲はロケットモータの大型化したがつて急速に広がっていく。たとえば昭和 32 年に飛しょうした 2 段ロケットカッパ 3 型の最高マッハ数（メインすなわち第 2 段ロケットの）は約 3 であったが、翌 33 年の 6 型では 4.5、本年飛しょうした 8 型では 6.5 に達し、さらに現在計画中の 3 段ロケット 9 型ではマッハ 9.5 に達する予定である。

つぎに、このような観測ロケットの空気力学特性を風洞によってしらべる場合、空気の粘性に対する考慮から、レーノルズ数 $VL\rho/\mu$ (V : 速度, L : 物体を代表する長さ, ρ : 空気密度, μ : 粘性係数) を実際の飛行状態とできるだけ近くすることが望ましいのであるが、観測ロケットは超高層まで上がることから、高度による ρ の変化にしたがつてレーノルズ数が広範囲に変化する。高度 100 km 辺までは、大気密度はおよそ 16 km 上がるごとに 1 けたずつ下がるから、100 km まで上がるロケットでもレーノルズ数が 6 けたぐらいの範囲にわたることになる。

第 1 図は K-8 型を水平から 75° の角度で発射した場合の飛しょう特性の計算値から、飛しょう中にとるマッハ数 M とレーノルズ数 Re とを図示したものである。

Re の計算には長さとしてメインロケットの直径 25 cm



第 1 図 K-8 飛しょう中のマッハ数とレーノルズ数 (代表長 25 cm)

を用いてある。この計算では最高到達高度が 167 km で、矢印によって上昇と下降が示されており、また曲線の各所に添えた数字は高度を km であらわしたものである。

点線に入れた 2 本の曲線は空気の希薄化の影響の目安を示すもので、 $M/\sqrt{Re}=0.01$ の曲線は、分子の平均自由行程が境界層の厚さの 1% の程度になる状態を示し、これより右では連続媒質としての流体力学が成り立つが、左側では希薄化の影響がまず境界層内に現われ (じり流)、ついでに外側におよぶ。 $M/Re=10$ の曲線は、平均自由行程が物体の大きさの 10 倍の程度であることをあらわし、これより左では、個々の分子が互いに無関係に物体にぶつかるとして分子運動論的に取り扱われる自由分子流の範囲である。

観測ロケットはこのように希薄気体の領域を飛ぶが、単にロケットの上昇性能を論ずる場合にはこの領域はさして重要でないといえる。それは 50 km くらいから上では空気密度が小さくて空気力そのものが重力に比べて無視できるほど小さくなるからである。

しかし、ロケットの胴体表面に測圧孔を設けて大気圧をはかるとか、ロケットからプローブを露出させてイオン密度をはかるとかいうような場合には、周囲の気流の状態を正確に知る必要があり、このような観測技術に関しては希薄気体の力学が重要であるといえる。

上述のように観測ロケットの空気力学特性ならびに観測に関連した空気力学的問題を研究するには、きわめて広範囲の風洞あるいはこれに類する施設が必要であるが、これには莫大な費用がかかるので、われわれはもっと限られた設備でもとにかくも設計に必要な資料を出さなければならない現状である。以下にまずカッパロケットの開発に当たって行なってきた風洞実験の概略、ついで安定性その他の問題について述べることにする。

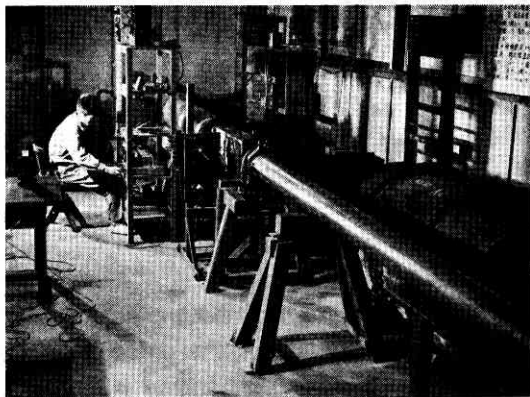
2. 風洞試験の概要

(1) 低速風洞試験 ロケットを安全に飛しょうさせる点から最も重要なのは発射直後の飛しょうの安定性であろう。カッパロケットではロケットが発射台のレールを離れるときの速度は 40 m/s 前後であるから、この状態の空力特性は低速風洞でしらべられる。われわれは新しいロケットが設計されるたびに、3 分力試験を行なっているが、これには航空

研究所の施設を使用させていただいている。昭和 30 年のペーパーロケット¹⁾に対しては航研 2 m 風洞で実物大模型で風速 40 m/s の試験を行なったが、その後は同所の 3 m 風洞でロケットの大きさに応じて 1/2~1/4 模型を用い、風速約 35 m/s で試験している^{2)~6)}。

このほか生研の 60 cm×60 cm 小型風洞によって、ロケットの静圧分布の測定¹⁾、翼胴体結合の特性についての予備実験などを行なってきた。

(2) 超音速風洞試験 当研究所ではロケットの研究に備えて昭和 29 年度に 15 cm×15 cm の測定部断面をもつ吹出式超音速風洞が作られ、その後これに抵抗線歪

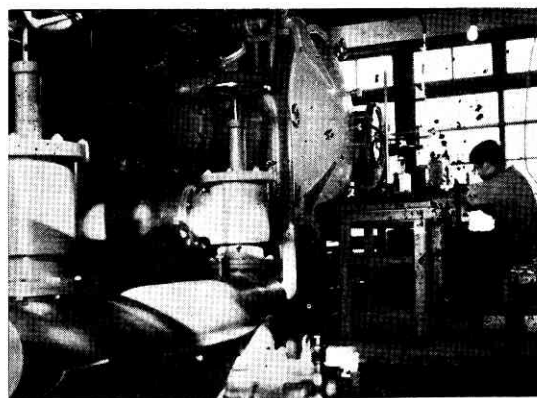


第2図 生研衝撃風洞

計式天秤を装備して、揚力、抵抗、縦揺モーメントの測定が行なわれた⁵⁾。マッハ数は 1.88、直径で作ったレーノルズ数 Re_D は約 3×10^5 である。この風洞では初期のカップロケットに対する実験が行なわれ、その結果は 6 型の設計に役立ったといえる。

しかしカップロケットの性能が向上されるにしたがって、さらに高いマッハ数の実験が必要になり、昭和 34 年には 15 cm×15 cm 衝撃風洞(第2図)が作られた^{7)~9)}。これは気流の持続時間が 40 millisecc という短時間のものであるが、抵抗線歪計式天秤によって、法線力(ロケットの中心軸に垂直方向の力)および風圧中心をはかることができる。木製のノズルの交換によってマッハ数が 2.7~4.4 にかえられ、 Re_D は $2 \times 10^5 \sim 1 \times 10^6$ である。この風洞では円錐・円柱胴体の特性について系統的な実験を行なったほか、翼あるいは円錐形の尾部をもつ胴体の試験が行なわれている。

(3) 低密度風洞 ロケットが超高層に上がった場合の希薄気体力学的な研究を行なう目的で、昨 34 年度に低密度風洞が建設された(第3図)。この風洞は密閉循環型で、まず排気速度 6,500 l/min のキニー型ポンプで風洞全体を排気したのち、ルーツ型メカニカルブースタ(第1段 5,000 m³/h 2基, 第2段 2,500 m³/h 1基)によって気流を循環させる。測定部(ノズル出口断面)は直径 5 cm である。現在風洞特性を測定中であるが、静



第3図 生研低密度風洞

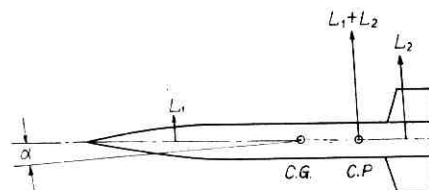
圧 $100 \sim 10 \mu\text{Hg}$ (高度 65~80 km 相当)でマッハ3くらいまでの気流を作ることができる見込である。さしあたってはロケットによる大気圧の測定、諸種のプローブの検定など、超高層の観測に関係のある問題に使用することを考えている。またこの風洞の測定室は直径 1.1 m、長さ 1.3 m の大きさをもっているのので、これを真空容器として使用し、ロケットに搭載される計測器類の真空試験 ($1 \mu\text{Hg}$ まで)を行なうことも考えている。

以上におれわれが使用してきた空気力学的な試験装置の概要を述べた。個々の試験結果についてはその大部分がすでに報告されているので省略することとし、カップロケットの設計に関連する二三の問題について、これまでにえられた結果をまとめてみたいと思う。

3. 飛しようの安定性

カップロケットは他の多くの観測ロケットと同様、誘導を行なわず尾翼で安定をとる形式のロケットである。

いま第4図のようにロケットが何かの原因で進行方向



第4図 傾いたロケットにはたらく力

に対して角 α だけ傾いたとすると、ロケットの胴体および尾翼には図のように揚力がはたらく。これらを合成した力の作用点(風圧中心 C.P.)がロケットの重心(C.G.)より後方であれば、ロケットには傾きを減少させる向きのモーメントがはたらくからロケットは安定である。重心まわりのモーメント係数 C_M (モーメントを動圧、胴体断面積および全長の積で割ったもの、ここでは頭下げモーメントを正にとることにする)の迎角 α についての変化率 $dC_M/d\alpha$ は静的安定度をあらわす。

実際にはこのほかに、ロケットの姿勢角の時間的変化率に比例する減衰モーメントとして、空気力によるものとノズルから出るガスジェットによるものがあるが、燃焼によって加速中のロケットの運動に対しては静安定だけを考慮して減衰モーメントの項を省略しても大きな誤差を生じないことが知られている¹⁰⁾。

尾翼が特に小さくないかぎり、低速においては尾翼の揚力は胴体のそれより1けた大きいから、C.P. は翼の付近（先端から全長の80~90%）にあり、一方C.G. は60%付近にあるので、十分な復元モーメントがえられ、ロケットは安定である。しかし超音速では翼の揚力はほぼ $1/\sqrt{M^2-1}$ に比例して減少するので、C.P. は M の増大にともなって前進する。この移動量は $M=0\sim6$ の間で全長の20%程度になるから、C.G. の位置いかんによっては安定性が不足となり、あるいはC.P. がC.G. より前に出て不安定になることも考えられるのである。

法線力係数（胴体軸に垂直な力を動圧と胴体断面積との積で割ったもの）を C_N とし、迎角 $\alpha=0$ の付近における $dC_N/d\alpha$ を単に C_{Na} とかく。 α はラジアンではかるとする。ロケットの先端からC.P. およびC.G. までの距離をそれぞれ x_{cp} , x_{cg} とし、全長を L とすれば、 C_{Na} と $(x_{cp}-x_{cg})/L$ との積が、 C_{Ma} をあらわすことになる（ C_{Ma} は $\alpha=0$ の付近の $dC_M/d\alpha$ を意味するとする）。

さきにも述べたように、われわれがこれらの量を直接測定できるのは、いくつかの限られたマッハ数に対してであるから、これらの間をつなぐ、あるいは高いマッハ数の範囲に延長するための計算が必要である。われわれが用いている計算法^{5),9)}は概略つぎのとおりである。

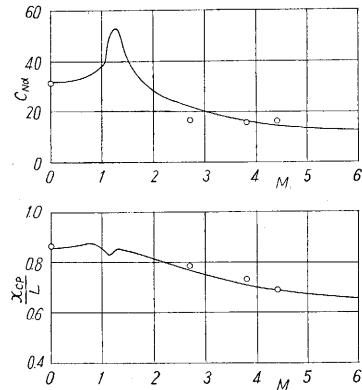
(1) 亜音速 低速風洞の試験によれば、円錐・円柱胴体の C_{Na} は円錐の理論値2に近く、円柱部の寄与は小さい。この結果を亜音速の全領域に拡張して、胴体の C_{Na} を2とし、そのC.P. は先端から円錐部の長さの2/3にあるとする。翼は矩形翼で近似して揚力面理論の結果¹¹⁾を利用し、翼・胴体の干渉効果は細長い物体の理論¹²⁾によって計算する。

(2) 超音速 超音速、ことに高いマッハ数では円柱部の背面で流れが剥離するため、この部分の法線力が大きくなるので、円錐・円柱胴体に対して $C_{Na}=6$, $x_{cp}/L=0.35$ と仮定する。この数値はわれわれが衝撃風洞で行なった胴体の実験結果にもとづくもので、マッハ4くらいから上で適当な値と思われる。厳密にはマッハ数に応じて適当な値を採用すべきであるが、ここではマッハ数に関せず上の値を用いる。低いマッハ数では翼の寄与が大きいため、胴体の力に多少の誤差があっても全体としての C_{Na} や C.P. に大きな誤差を生じないといえる。翼の特性は線型理論の結果¹¹⁾が利用でき、翼・胴体の干

渉には Morikawa¹³⁾ の理論が用いられる。

2段ロケットでは、メインロケットの尾翼の存在のため、ブースタの尾翼の効率が悪くなるので、効率を0.7として計算する。この数値はいくつかの2段ロケットの低速風洞試験の結果から算出したもので、簡単のため超音速まで延長してこの値を用いる。

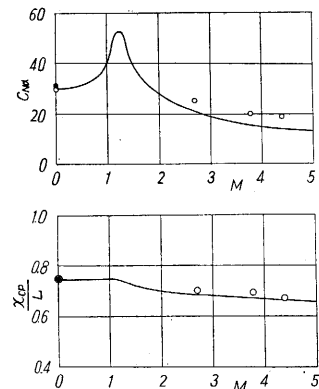
第5図の曲線はK-8のメインロケットに対する C_{Na} と x_{cp}/L の計算値を示す。超音速の実験点は衝撃風洞での測定値、 $M=0$ の点は航研3m風洞での測定値である。計算と実験との一致は良好であり、この計算で $M=6\sim7$ の辺の特性を推定してよいようである。



第5図 K-8 メインロケットの特性

なお、ここに示された超音速におけるC.P.の前進の程度は、V-2¹⁴⁾ およびCajun ロケット¹⁵⁾について報告されている結果と同程度であることを付記しておく。

第6図は2段ロケットK-8に対する計算と実験の比較である。実験点は上と同様であるが、3m風洞の実験



第6図 K-8 (2段ロケット) の特性

はブースタの尾翼がK-8より幾らか大きな弦長をもつ模型について行なわれたので、もとの測定値を黒点、翼面についての修正を施したものをすぐ下の白円で示した。C.P. についての補正は無視できるほど小さい。2段ロケットの超音速に対する計算は単体の場合ほど実験と合わない。この原因は明らかでないが、われわれの衝撃風

洞で使用できる2段ロケットの模型は実物の約1/60の小さなものになるので、あまり高い精度は望めない。したがって一応は上の計算にたよるほかはない。

つぎにロケットを安定に飛ばしよさせるためにはC.P.とC.G.がどのくらい離れていれよいか、あるいは C_{Ma} がどのくらいであれよいか問題である。

ロケットの運動をみだす要素としては、翼の取付けの不良、推力の傾き、突風などいろいろなものが考えられるが、いずれもその大きさが明確でなく、またロケットの軌道がどの程度波うってもよいかは、ロケットならびに内部の計測器がどの程度の横加速度に耐えられるかに関連するので、C.P.-C.G.距離あるいは C_{Ma} の最小限界を出すことはなかなか困難である。

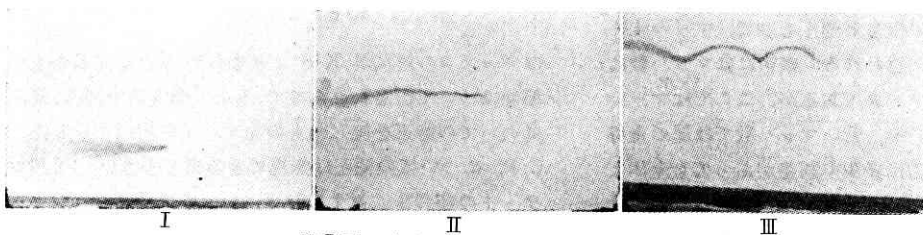
この点に関して、本年2月8型の模型である小型ロケットを使って行なった飛ばしよ実験の結果を示そう。このロケットはブースタの燃焼中の安定性をしらべるためのものであって、メインに相当する部分は推葉をもたず、切離しも行なわない。全長1.18m、総重量2.6~2.8kgで、水平から10~15°の発射で最高速度は約560m/s($M=1.6$)である。計算によるC.P.は $M=0$ で74%、 $M=1.6$ で70%、 C_{Ma} は $M=0$ で30、 $M=1.6$ で35である。

これに対して重心位置を3種にかえ、各2機ずつ飛ばしよさせて、その飛ばしよ状況を観察した。燃焼前および燃焼後の重心位置はそれぞれつぎのとおりである。(カッコ内は燃焼後)。

I : 63(57)%, II : 65(60)%, III : 68(64)%

これによると、Iは燃焼の終了直前に一度ゆるるほかはまっすぐに飛ぶ。燃焼終了時の揺動はこれまでのカップロケットでも時々見られたもので、恐らくは燃焼室の内圧が下がったときにノズルの内に衝撃波が入り、これがガスの流れを非対称に剝離させるため噴出方向が傾くことによると思われるが、安定性が十分ならば揺動は1回でとまるからその後の飛ばしよに影響はない。IIはIに比べて軌道がやや波うつがさほど顕著ではない。これに対してIIIは燃焼の初期には比較的安定であるが中頃からはげしいらせん状の運動に入る。このような運動は遷音速で衝撃波が非対称に発生することによるのではないと思われる。

第7図にそれぞれのロケットについて16ミリ映画の1駒を示す。



第7図 小型ロケットの飛ばしよ試験

この実験から見ると、2段ロケットを安定に飛ばしよさせるためには、発射時においてC.P.-C.G.距離を全長の10%、 $C_{Ma}=3$ 以上にすることが必要と思われる。

メインロケットでは、燃焼終了付近で高いマッハ数になってC.P.がかなり前進するので、この状態で上の数値を保つことは困難であるが、カップロケットの経験から見ると、C.P.-C.G.距離が7%全長、 C_{Ma} が0.8くらいになっても安定は保たれているようである。

4. 抵抗係数

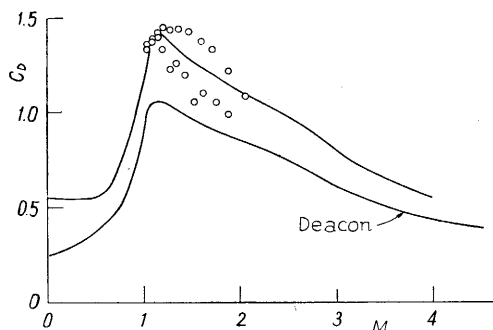
ロケットの上昇性能あるいは飛ばしよ径路を計算するさいにはその進行方向と反対向きにはたらく空気抵抗を正確に知る必要がある。

空気抵抗を動圧と胴体断面積との積で割ったもので抵抗係数 C_D を定義する。十分に安定性のあるロケットはその飛ばしよ中たえず軌道の切線方向を向くと考えられるから、抵抗としては迎角が0の場合を考えればよいであろう。以下にはこの意味で $\alpha=0$ の C_D を単に C_D とかくことにする。

われわれは C_D の値をマッハ数の広い範囲にわたって知らなければならぬが、現在使用できる風洞では、低速の場合を除いては、ロケットの模型が小さくて抵抗係数を正確に求めるのが困難である。生研の超音速風洞では抵抗線歪計式天秤によっていくつかのロケット模型の抵抗係数ははかったが、これも模型が小さいため天秤の形式に制限があって、底面抵抗ははかれないという難点があった。

また従来観測ロケットの C_D として知られているものは数値がまちまちで、カップロケット計画の当初には、その性能の推定にどの程度の C_D の値を採るべきかが明らかでなかった。しかしその後ロケットの計測技術が進んで実射においてロケットの加速度、減速度の測定から C_D を求めることができるようになった。現在カップロケットの性能計算に用いられている標準の C_D - M 曲線は、風洞実験値、K-150の飛ばしよ実験値およびアメリカのDeacon¹⁶⁾の飛ばしよ実験値を参考にして作られたもので、第8図の上の曲線がそれである。実験点はK-150の実測値である。(この図は広沢¹⁷⁾による)。なおカップロケットは、エンジン部より頭胴部の方が太い(面積にして約7%大きい)。上の数値は頭胴部断面積を基準にしてある。

ロケットの燃焼中の計算には底面抵抗を取り除くこととして、第8図の曲線の値からすべてのマッハ数で



第 8 図 抵抗係数

一様に 0.2 を差し引いたものを用いる。また低速における C_D が図の値とちがうロケットに対しては、全体にその比をかけたものを用いる。

このような方法は非常に便宜的なものであるが、これによって実際の飛しょう性能がかなり正確に推定されている。

終わりに参考までに航研 3m 風洞における低速試験の結果をまとめておこう。

K-150, K-245, K-420 等のシングルロケットは、頭部が半頂角 10° の円錐で、全長と直径の比は 16~22, 4 枚の尾翼は前縁部がくさび状（前縁は丸めてある）になった平板で、1 対の露出翼面積と胴体断面積との比は 6~7 である。航研 3m 風洞による低速の抵抗係数（頭胴部断面積を基準にした値）は 0.5~0.6 であり、また尾翼のない胴体だけの実験値は 0.35 程度である。

2 段ロケット K-6, K-8 は、メインとブースタの直径比が 0.6, 全長とブースタ直径の比がそれぞれ 22, 23 であるが、ブースタ断面積を基準にした抵抗係数はそれぞれ 0.61, 0.58 でシングルロケットとほとんど変わらない数値になっている。

以上に述べたことがらのほかに、空気力学に関連する問題として、空力加熱や空力弾性がある。これらは現在、機体構造の立場から森助教授によって研究されている。これらの問題についての実験を行なうに足る風洞はないので、理論計算との比較検討は飛しょう試験によって行なわれている。すなわち、空力加熱については K-6, K-8 などの実機の飛しょう試験のさいに、機体各部の温度の測定が数多く行なわれ、またボディーフラッタについては小型ロケットを飛ばせて実験が行なわれている。

最後に、カップロケットについての多数の風洞試験に航空研究所の風洞を使わせていただいているが、この間種々の実験の便宜と有益なご忠言をたまわった谷一郎教授、河村竜馬教授、佐藤浩助教授、井内松三郎助手に厚く感謝する次第である。

本文に述べた風洞実験は三石智、永井達成両技官、松尾朋之氏、武井道男氏ほかの協力によって行なわれたも

のであり、また小型ロケットの飛しょう試験には吉山巖技官、広沢暉夫氏はか糸川研究室の諸氏に協力していただいたことを付記して感謝の意を表したい。

(1960. 11. 10)

参考文献

- 1) 玉木, 三石: ベビーロケット風洞試験 生産研究 **8**, 2, p. 77 (1956).
- 2) 玉木, 三石: 多段ロケットの風洞試験 同上, **8**, 10, p. 363 (1956).
- 3) 玉木, 三石, 武井: 128 JTR ロケットの風洞試験 同上 **9**, 3, p. 94 (1957).
- 4) 玉木, 三石: カップ II, III 型ロケットの風洞試験, 同上 **9**, 11, p. 401 (1957).
- 5) 玉木, 三石, 武井, 永井: 122, アンテナ機, IV 型および V 型ロケット風洞試験, 同上 **10**, 10, p. 254 (1958).
- 6) 玉木, 三石, 永井: カップ 6 型ロケットの風洞試験, 同上 **11**, 8, p. 330 (1959).
- 7) 玉木, 衝撃風洞による超音速流の実験, 同上 **12**, 5, p. 211 (1960).
- 8) F. Tamaki, Experimental Studies on the Aerodynamic Characteristics of the Cone-Cylinder in Supersonic Flows, Proc. 1st. Symp. (Intern.) on Rockets and Astronautics, Tokyo (1959) p. 157, Yokendo, Tokyo (1960).
- 9) F. Tamaki, S. Mitsuishi and S. Nagai: Experimental Studies on the Aerodynamic Characteristics of Cone-Cylinder Bodies and Wing-Body Combinations at Supersonic Speeds. Proc. 2nd Intern. Symp. on Rockets and Astronautics Tokyo, 1960 印刷中.
- 10) L. Davis, Jr, et al: Exterior Ballistics of Rockets, D. Van Nostrand Co. Inc. New York (1958).
- 11) R. T. Jones and D. Cohen; Aerodynamics of Wings at High Speeds, Aerodynamic Components of Aircraft at High Speeds (ed. A. F. Donovan and H. R. Lawrence), Princeton Univ. Press (1957).
- 12) H. R. Lawrence and A. H. Flax: Wing-Body Interference at Subsonic and Sepersonic Speeds, Survey and New Developments, Journ. Aero, Sci **21**, p. 289, 328 (1954).
- 13) G. K. Morikawa: Supersonic Wing-Body Lift, Journ. Aero, Sci. **18**, p. 217 (1951).
- 14) V. I. Feodosiev and G. V. Sinyarev: Introduction to Rocket Techniques (in Russian), Moscow (1956).
- 15) L. M. Jones et al.: Nike-Cajun and Nike-Deacon, Sounding Rocket (H. E. Newell, Jr.) p. 190, Mc. Graw Hill, New York (1959).
- 16) M. S. Jones, Jr.; A Method for Estimating Altitude Performance of Balloon-Launched Rocket, Jet Prop. **25** p. 531 (1955).
- 17) A. Hiroswawa: Comparison of Computed Performances of the Kappa Rockets with Actual Flight Trajectories, Proc. 1st. Symp. (Intern.) on Rockets and Astronautics, Tokyo, (1959) p. 157, Yokendo, Tokyo (1960).