Wave Rider の極超音速空力特性の測定*

神 元 五 郎**・上 中 義 敏**

Measurements of the Hypersonic Aerodynamic Characteristics
for Several Kinds of Wave Riders

Goro KAMIMOTO and Yoshitaka UENAKA

Abstract

This paper reports on wind-tunnel studies of wave riders which might form the basis of future hypersonic aircraft. Eleven kinds of models are tested such as simple caret wings, halved MAIKAPAR bodies and some special configurations.

Lift and Drag coefficients, Lift-Drag ratios, shock shapes and pressure distributions are measured using the Kyoto University new hypersonic gun tunnel.

Furthermore, the experimentally obtained data are compared with the theoretical value calculated by two dimensional theory.

1. 緒 言

最近の揚力物体に関する研究の中で特に興味のもたれる形状の1つとして、wave riderが挙げられる。以前は、超音速流中で非粘性流の完全な解の得られる3次元物体は零迎角の完全円錐だけであると考えられていた。ところが、1959年 MAIKAPAR¹⁾は超音速流中における軸対称物体まわりの圧力抗力について斬新的な考え方を発表し、厳密な斜衝波の理論を適用し得るような3次元物体の可能性について議論している。MAIKAPAR bodyは正多角断面形状で、各稜線間に平面状衝撃波を作り、これが谷間を覆うような形状にな

っている(第1図b)。彼は非粘性流の場合についてかかる形状の表面圧力とこれと等価な底面積をもつ円錐上の圧力とを比較して、前者の方が抗力の小さいことを指摘している。1961年 NONWEILER²⁾は、MAIKAPAR bodyの1部を切り取った形すなわち平面状衝撃波をただ1つだけ作るもの、あるいは2つの平面状衝撃波を作るものなどが高揚抗比を与えることが出来ると発表し、その後 PECKHAM³⁾は非粘性流の場合についてかかる形状の揚力特性を計算している。また KÜCHEMANN⁴⁾は、容積パラメータを式の中にとり入れて simple wave rider の空力特性を紹介している。NONWEILER の考え方はさらに拡張することが出来て例えば、TOWNEND⁵⁾は2次元曲壁より非常に弱い波が無数に集まり等エントロピー的圧縮を行なうような形状を考えた。これは caret wing のように平面状衝撃波を通過することによる圧力上昇を利用するというのでなく壁面に沿った連続的な圧力上昇の利用という点に特長がある。

wave rider の諸測定については、1962年 PENNELEGION⁶⁾ほか caret wing の超音速流中における衝撃波形状を測定しており、1966年に CRABTREE と TREDGOLD⁷⁾が圧力分布の測定結果について報告している。しかし直接空力測定を行なった実験結果については未

第1図 座 標 系

* 昭和43年度第5回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋季大会にて講演 昭和43年11月14日原稿受理

** 京都大学工学部航空工学教室

だ報告されていない。

ここでは表面摩擦の効果を考慮に入れ容積パラメータ、稜角、マッハ数などをいろいろ変えて計算を試み、極超音速ガン・トンネルを用いて行なった実験結果と比較している。実験に使用した模型は、caret wing (または caret body), halved MAIKAPAR body などであるがさらに caret body の頭部と前縁部に曲率をつけたもの、排気面積を考慮したものなども比較のためテスト・モデルの中に加えている。実験条件はマッハ数 10, レイノルズ数 $0.5 \times 10^5/\text{cm}$, 岐点圧力 $55\text{kg}/\text{cm}^2$, 測定室圧力 10^{-2}mmHg である。

2. 理論解析

ここで考察の対象とする形状は、caret 型をした simple wave rider と n (偶数) 多角形を半分にしたいわゆる halved MAIKAPAR body である。前者にあつては中心角をとる稜線に沿って後者では平らな上面に沿って気流が流れるものとし、物体背後の圧力に基づく抗力と上面の揚力への寄与は無視するものと仮定する。したがって抗力に対する寄与としては、模型下面に作用する圧力抗力と上・下面に働く摩擦抗力だけである。

2.1 Wave Rider の空力特性 まず simple wave rider についてはその記号を第1図aに示したごとく定め、気流 OF 方向に x 軸、これと互に直角をなすように y, z 軸をとる。上面は OAF および OA'F の2平面からなり、下面は OAM, OA'M の2平面よりなる。 δ は衝撃波を通過した後の流れの方向で、 ξ は衝撃波の傾きを表わしている。このとき稜角 θ は斜衝撃波関係式より、

$$\tan \delta = \frac{2 \cot \xi (\sin^2 \xi - 1/M_\infty^2)}{(\gamma + 1) - 2(\sin^2 \xi - 1/M_\infty^2)} \quad (1)$$

と与えられる。圧力係数については、

$$C_p = \frac{4}{\gamma + 1} \left(\sin^2 \xi - \frac{1}{M_\infty^2} \right) \quad (2)$$

ただしここで、 $C_p = 2(p - p_\infty)/(\rho_\infty V_\infty^2)$ である。 p, ρ, V はそれぞれ圧力、密度、速度を、 ∞ は自由流状態を表わしている。揚力係数と抗力係数は、

$$C_L = C_p \cdot \cos \delta \quad (3)$$

$$C_D = C_p \cdot \sin \delta + C_{fu} \frac{S_u}{S_p} + C_{fL} \frac{S_L}{S_p} \quad (4)$$

C_f は摩擦係数、 S_p は平面投影面積、添字 U と L はモデルの上面と下面をそれぞれ表わしている。ここでもし摩擦の影響を入れなければ $L/D = \cot \delta$ という簡単な関係が得られ、 δ が大なるほど揚抗比が減少するという単純な結果を得る。ここで容積パラメータ $\bar{V}$ を $\bar{V} \equiv V^{2/3}/S_p$

と定義すれば、

$$\bar{V} = \left(\frac{\tan \delta}{3} \right)^{2/3} \cdot \left(\frac{s}{l} \right)^{-1/3} \quad (5)$$

の関係が求められる。 l は全長、 s は半幅である。(5)式を用いると、

$$\cos \delta = \frac{1}{\sqrt{1+J}} \quad (6)$$

$$\sin \delta = \sqrt{\frac{J}{1+J}} \quad (7)$$

ただしここで、 $J \equiv 9(s/l)\bar{V}^3$ と定義している。(6), (7)式から揚抗比が $\bar{V}$ と s/l の関数として表わすことが出来て、

$$\frac{L}{D} = \frac{C_p \frac{1}{\sqrt{1+J}}}{C_p \sqrt{\frac{J}{1+J}} + C_{fu} \frac{S_u}{S_p} + C_{fL} \frac{S_L}{S_p}} \quad (8)$$

物体の上・下面積は第1図aから、

$$\frac{S_u}{S_p} = \left[1 + \left(\frac{\tan \xi}{s/l} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (9)$$

$$\frac{S_L}{S_p} = \left[1 + \tan^2 \delta + \left(\frac{\tan \xi - \tan \delta}{s/l} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (10)$$

と与えられる。

つぎに第1図bに示した n -多角断面形状の物体を対称面内で2等分した揚力物体については、平面投影面積 S_p と底面積 S_b とがそれぞれ、

$$S_b = (n/2)l^2 \tan \delta \tan \xi \tan(\pi/n)$$

$$S_p = (l^2 \tan \xi) / \cos(\pi/n)$$

と表わされ、容積パラメータ $\bar{V}$ と気流にさらされる面積 S_w とはつぎのように示すことが出来る。

$$\bar{V} = \cot \frac{\pi}{n} \cot \xi \left(\frac{n}{6} \tan \frac{\pi}{n} \tan \xi \tan \delta \right)^{2/3} \quad (11)$$

$$\frac{S_w}{S_p} = 1 + \frac{n}{2} \cos \frac{\pi}{n} \cot \xi \left[\tan^2 \frac{\pi}{n} \tan^2 \xi (1 + \tan^2 \delta) + (\tan \xi - \tan \delta)^2 \right]^{1/2} \quad (12)$$

(12)式の右辺第1項は気流と平行におかれた上面の、第2項は平面状衝撃波をつくる下面の面積をそれぞれ表わしている。

2.2 表面摩擦効果 極超音速流では境界層をよこぎって大きな温度勾配が存在し、このため圧力分布が変わって来て表面摩擦力を増加させる。この場合の弱い干渉であるか強い干渉であるかを決定する目安が粘性干渉パラメータ x である。近似的な粘性温度関係式を用いて平面の x の値を検討したところ、本実験に関するかぎり1に較べてかなり小さく境界層の排除効果を考慮する必要のないことを確認している。

一般に表面摩擦の影響を計算に入れようとすれば、遷移係数と粗さ係数を決め平均表面摩擦力を求めなけ

ればならないが、ここではそれほど厳密さを必要としないので、物体表面全体が層流の場合と乱流の場合に分けて計算している。前者には KÁRMÁN と TSIEN⁸⁾ の断熱平板に対する解を、後者には WILSON⁹⁾ の理論を適用している。

3. 計算方法と結果

計算はマッハ数が 4, 6, 8, 10 の各場合について行ない、まず各マッハ数に対して稜角を $5^\circ \sim 30^\circ$ まで 5° 間隔を与え、翼上面の摩擦抗力と局所レイノルズ数にもとづく翼下面の摩擦抗力とを求めている。つぎに(8)式を用いて揚抗比を計算した結果が第2～4図である。

第2図はマッハ数が増大すると揚抗比がどれほど低下するかということを示している。鎖線は非粘性と考えたときの値を表わしている。一般的に云って s/l の値が同じであれば δ の小さいものほど wing like* で、 δ が大きいと body like* な

第2図 揚抗比におよぼす摩擦効果

* 従来の航空機では、1) 揚力を与える。2) 推進力を与える。3) 搭載物を収容する。以上の3つが明確に分かれていたが、極超音速機においてはこれらが互に組み合わさって明白に区分することが出来ない。文献の多くは、1)に近い形状を wing like, 3)に近い形状を body like という言葉で表わしているので、ここではこの表現を用いている。

形状であるが、後者の場合圧力による抗力そのものが大きく摩擦抗力の占める割合が小さいので、マッハ数全域にわたって摩擦を考慮したときとしないときの揚抗比はあまり変わらない。wing like になってくると

第3図 揚抗比と容積パラメータの関係

第4図 Caret Wing の揚抗比曲線

摩擦の効果は大きく出て来て非粘性流の解より小さな揚抗比しか得られず、マッハ数が大となるほどこの傾向をます。例えば $\delta=5^\circ$, $s/l=0.1$ では摩擦抗力を計算に入れると $M_\infty=12$ において、これを入れない場合の約半分の揚抗比しか得られない。

第3図は容積パラメータと揚抗比の関係を示している。同パラメータのある範囲内では、揚抗比におよぼすマッハ数の影響が全く見られない。また $\tilde{V}$ が小さくなってくると L/D はある値に近づいてくる。

つぎに容積パラメータを一定に保って s/l に対する揚抗比の変化を示すと第4図のようになる。同図で実線は層流、1点鎖線は乱流表面摩擦として得られたものであり、点線は層流摩擦のときの各マッハ数における最大揚抗比を表わしている。第4図は容積パラメータを0.2として求めたものであるが、0.3のときにもほぼ同じ稜角のところで最大揚抗比が得られている。

揚抗比が最大値をとる理由は、ある容積パラメータの値にたいして s/l が増大すると δ もまた大きくなかなければならぬが強い衝撃波を作る必要があり、 s/l が小さくなってくると摩擦抗力を受ける表面積が増大してくるためである。

4. 実験方法と結果

実験装置として京都大学大型極超音速ガン・トンネル¹⁰⁾を使用した。使用条件は公称マッハ数10、銃尾部圧力 60 kg/cm²、岐点圧力 55 kg/cm²、測定室圧力 10⁻² mmHg、自由流レイノルズ数 $0.5 \times 10^6/\text{cm}$ である。

実験内容は歪み計三分力天秤¹¹⁾を用いて空力測定を、ピエゾ圧力計 (Kistler 社製, 601 L 型低圧用) を用いて圧力分布をそれぞれ測定し、シュリーレン法により衝撃波の観測を行なった。

使用した模型は力測定用として全長が 250 mm の木製のものを、また圧力測定にはアルミ製模型を用いておりこれらの諸元は第1表のとおりである。実験の目的は設計迎角におけると同時に設計外迎角における衝撃波形状、圧力分布、空力などの測定にある。容積パラメータを先に与えた関係上模型重量の差が大きく、また迎角をとった場合ととらない場合の天秤出力差が大きいため、同一天秤で全模型の空力測定を行なうことは困難である。この理由から本実験では梁の厚みが 1.0 mm と 2.0 mm の2種類の天秤を使い分けている。

第5図左上の写真は容積パラメータがいずれも 0.2 のもので、右上は同パラメータが 0.3 の模型である。同図左下の3つのモデルは特殊な形状をしており諸元は No. 5 (第1表) と同一であるが、No. 7 はジェットの排気面積を考慮したものであり、No. 8 は平面状衝撃波を形成しないピラミッド型で、No. 9 は加熱の観点から頭部と前縁部に曲率をつけている。鈍頭曲率は模型先端部および気流と平行な稜線が 3 mm、前縁部が 2 mm としている。第5図右下の2つは halved

第1表 模型の諸元表

Model number	V	δ	l/h	h/s	s/l	Weight gr.
1	0.2	4°	6.56	2.24	0.068	10
2	0.2	6°	5.43	1.20	0.153	35
3	0.2	8°	4.54	0.80	0.274	120
4	0.3	8°	4.54	2.71	0.081	34
5	0.3	10°	3.87	2.02	0.128	58
6	0.3	15°	2.75	1.23	0.296	250
7	—	10°	3.87	2.02	0.128	43
8	—	10°	3.87	2.02	0.128	82
9	—	10°	4.17	1.87	0.128	54
10	0.23	5°47'	5.56	0.87	0.208	122
11	0.23	13°38'	2.11	1.00	0.473	550

第5図 空力測定用の模型

MAIKAPAR body で容積パラメータはいずれも 0.23 である。先述のごとく以上の各模型は軽くする意味で木製ではあるが、製作誤差を 1% 以内にとどめている。

第 6 図は圧力測定ならびに衝撃波形状を観察するための模型写真で、左側がカバー手前がピエゾ圧力計である。同模型は容積パラメータが 0.3、稜角が 10° の

第 6 図 圧力測定用の模型

caret 型をしており先端より 320 mm の位置で流れと直角方向に 5 つの圧力孔 (径 2 mm) を設けている。設計迎角で一様な圧力分布が得られるか、また設計外迎角においてどのあたりからこの関係が成立しなくなるかということについて調べる目的を持っている。オシログラフが捉えた天秤の出力代表側を第 7 a, b 図に示しておく。力測定ならびに圧力測定のいずれの場合もピーク圧力のため初期の振動が大きくなり、出力が比較的小さいときには 10% 程度の実験誤差を見込まなければならない。

第 8 図は容積パラメータが 0.2 で稜角が 8° のときの、第 9 図はこれらの値が 0.3 および 10° のときの揚力係数、抗力係数と揚抗比を示している。同図中の点線は、(3), (4) 式を用いて得た理論曲線であるが、各係数とも理論値よりずっと低く出ている。ことに設計迎角を離れて迎角が増してゆくほどこの相違が大きくなってくる。また実験点は滑らかにつながって散らばりがほとんど見受けられない。揚抗比の最大値は第

(a) モデル No. 4 迎角 12°

(b) モデル No. 10 迎角 10°

第 7 図 空力測定データの例

第 8 図 空力測定結果 (1)

第9図 空力測定結果 (2)

第10図 空力測定結果 (3)

8図の場合迎角が 4° 近傍で得られ約6くらいであり、第9図では迎角が 2° において4.2程度となっている。第9図の揚力係数、抗力係数の実験値はともに理論値より遥かに小さいにもかかわらず、揚抗比の上からみるとその差が相殺し合って理論曲線にかなり近い結果が得られている。

その他の模型にたいする実験結果を第10, 11図に与えておく。第8図から第11図までとおして比較してみると、容積パラメータのいかにかわらず最大揚抗比を与える迎角は稜角の増大に伴って小さくなり、逆に最大揚抗比自身は増加する傾向を示している。

特殊な形状をした物体の実験データ (第12図) の中で No. 9 が No. 5 によく似た係数値を示しながらも、最大揚抗比が4.2から3.3に落ちていることは当然の結果と思われる。No. 8の抗力係数はNo. 9のそれに類似しているが、揚力係数はかなり小さくて結果的には3種類のモデル中で揚抗比を最小のものとしている。No. 7の両係数に対する実験値は他のデータと著しく異なった傾向にあり、どちらも迎角が 6° の近くで最大値をとっている。この理由については判然としないが、いずれにしても物体下面と衝撃波背後の間の流れがかなり複雑になっているものと推測される。

第 11 図 空力測定結果 (4)

第 12 図 空力測定結果 (5)

第 13 図は、 n -多角断面形状のものを縦方向に 2 等分した揚力物体の空力特性を示している。設計迎角における揚力係数、抗力係数は $n=4$ の場合と $n=6$ とでは大きく異なるが、揚抗比として両者とも 2.9~3.0 で一致している。同図中には比較のためデルタ翼付半円錐物体¹²⁾ (細長比 6, 容積パラメータ 0.23, 翼半頂角/円錐半頂角=1.5) の実験データも記入してある。同図から見て必ずしも平面状衝撃波を多く形成するものが有利であるとは云えないことが判る。

圧力測定の結果を第 14 図に示す。同図中には圧力孔の位置も示してある。測定位置 3 を除けば実験点の散布度は幅狭く、衝撃波背後の流れがほぼ 2 次元的であることを示唆している。圧力孔 3 はもっとも内部稜線に近い位置にあり、この近傍では corner effect が存在する。GERSTEN¹³⁾ によると、2 平板が直角に交わっているときの角の干渉効果は平板の排除厚さに相当する量だけ、角のところで付加的に排除される。この効果はマッハ数の増大、または 2 平面間のなす角度の

第13図 空力測定結果 (6)

第14図 圧力測定結果

増加に伴って減少してくる傾向がある。しかしもっと重要なことは、角の近くで乱流への遷移が単一平面の場合より早められるということである。それゆえ内部稜線の近くでは乱流境界層の存在する可能性がある。一般に corner effect が表面摩擦抗力におよぼす効果はきわめて小さいので、先の計算にはとり入れなかった。

第14図で零迎角での圧力係数の実験データは、僅

かに低目ではあるが2次元理論に基づく値に近いと云えよう。迎角が増すにつれ同理論曲線より離れてくることから、先に説明した空力測定結果も当然のことと考えられる。

Wave rider の前縁間に形成される衝撃波は設計迎角においてのみ前縁に付着しているものなのか、また迎角を増せば衝撃波角度はどのような影響を受けるかということを調べるためにシュリーレン法による測定を行なった。その結果は第15図に見られるとおり迎角の変化にほとんど無関係で、2次元曲線と比較するとこれより大きく出ている。この原因として、第1に模型の製作上前縁部に僅かながら丸味が出来ているということ、第2にいわゆる前縁効果の存在が考えられる。流れのモデルとして衝撃波は前縁に完全に付着しているものと仮定したが、実際の流れにおいては前縁部の近くで物体下面から衝撃波までの距離と排除厚さがほぼ同程度の大きさになり、排除表面が仮定した衝撃波面の外側に出てくるという結果になる¹⁴⁾。同効果は衝撃波をある程度離脱させているものと思われる。

5. 結 言

いろいろな形状の wave rider について、マッハ数10における空力特性の中特に揚抗比について議論した。

その結果容積パラメータのいかにかわらず最大揚抗比を与える迎角は稜角の増大に伴って小さくなり、逆に最大揚抗比自身は増大する傾向がある。また容積パラメータが0.2から0.3になってもなおかなり

第15図 衝撃波角度測定結果

高い揚抗比が得られることから、極超音速にあっては容積に対する制限をそれほど厳密に課する必要はないと結論出来る。caret のモデル前縁部および先端部に少し曲率をもたせると最大揚抗比は、20% ほど減少する。

圧力測定の結果、気流と直角をなす方向に等圧分布をしているが内部稜線に沿ってこの近くの領域では corner effect のため、圧力の高くなっていることが確認された。空力測定ならびに圧力測定の結果とも設計迎角においては、2次元理論より求めた値より僅かに小さめであるが、迎角を増して行くと同理論値より離れてくる。したがって極超音速流中で迎角をとった wave rider の空力特性を求めるとき、もはや2次元

理論を用いることは出来ない。

理論計算では極超音速流であるという理由で物体後部に働く圧力抗力と上面の suction 効果とを無視しているが、実験的にこれらを確める必要がある。

参考文献

- 1) MAIKAPAR, G. I.: On the Wave Drag of Axisymmetric Bodies at Supersonic Speed. R. A. M. M. Journal, Vol. 126, 1959.
- 2) NONWEILER, T. R. F.: Delta Wings of Shapes Amenable to Exact Shock Wave Theory. R. A. S. Journal, Vol. 67, Jan. 1963.
- 3) PECKHAM, D. H.: On Three-dimensional Bodies of Delta Planform which can Support Plane Attached Shock Waves. A. R. C. C. P. No. 640, Mar. 1962.
- 4) KÜCHEMANN, D.: Hypersonic Aircraft and their Aerodynamic Problems. Progress in Aeronautical Sciences, Vol. 6, Pergamon Press., 1965.
- 5) TOWNEND, L. H.: On Lifting Bodies which Contain Two-dimensional Supersonic Flow. R. A. E. Rep. No. Aero. 265, Aug. 1963.
- 6) PENNELEGION, L.: Preliminary Measurements in a Shock Tunnel of Shock Angle and Undersurface Pressure Related to a NONWEILER Wing. A. R. C. C. P. No. 684, Jul. 1962.
- 7) CRABTREE, L. F. and TREADGOLD, D. A.: Experiments on Hypersonic Lifting Bodies. The Fifth Congress of the ICAS, London, Sep. 1966, Aerospace Proceedings, Vol. 1, 1966.
- 8) THEODORE, V. K. and TSIEN, H. S.: Boundary Layer in Compressible Fluids. J. Aero. Sci., Vol. 5, 1938.
- 9) WILSON, R. E.: Turbulent Boundary Layer Characteristics at Supersonic Speed. J. Aero. Sci., Vol. 17, No. 9, 1950.
- 10) 神元五郎, 他4名: 京都大学大型極超音速ガン・タンネル. 日本航空学会誌, Vol. 16, No. 179, Dec. 1968.
- 11) 神元五郎, 他4名: 鈍頭半円錐物体の極超音速空力特性の測定. 日本航空学会誌, Vol. 15, No. 166, Nov. 1967.
- 12) 神元五郎, 上中義敏: 極超音速気流中における揚力物体の空力特性について. 昭和43年度第15回日本航空学会年會にて講演.
- 13) GERSTEN, K.: Corner Interference Effects. AGARD. Rep. 299, 1959.
- 14) CATHERALL, D.: Boundary Layer Characteristics of Caret Wings. A. R. C. C. P. No. 694, May 1963.

表紙写真説明

三菱式 MU-2G は現在好評を得ている MU-2F の胴体延長型であって MU-2F のもつ高速、高性能を維持しかつ広い客室容積を確保したものである。胴体を 1.8 m 延長し主脚を胴体両側のバルジに格納することにより客室長さは MU-2F の約2倍となっている。写真は飛行試験中の2号機を撮影したものである。

(201 ページにつづく)