超音速における非軸対称胴体、翼胴干涉等の空力計算について*

大村 稔**・谷岡 忠幸**
青木 敏朗**

1. ま え が き

航空機やロケットの空力設計においては、与えられた形状の空力特性推算および望ましい特性を与える形状を求めることが必要となる。風洞試験はこの目的に最も有効な手段であるが、一般に風洞試験の計画からデータの入手までかなりの期間を要すること、また風洞試験費（模型費を含む）が高いことなどの問題がある。一方、コンピュータの発達に伴い、難解で実用性に乏しいという傾向にあった理論的手法に代わり、現場の技術者が容易に理解し利用できる空力計算手法が開発され、風洞試験の一部は計算で代行できることが明らかになって来た。風洞試験の持つ前記の問題の解決は容易でないことから、空力計算手法の開発の必要性は今後一層高まって来ると思われる。

これらの手法のうち、最も汎用性の高いものとしてパネル法（有限要素法）があり、亜音速流および超音速流における空力特性計算に有効である。当社では数年前よりそのプログラム化に着手し、現在その実用性向上に努力している。ここでは、そのうち超音速流でのパネル法の概要と適用上の若干の問題点について述べる。

2. パネル法の概要

2.1 パネル法の考え方 物体まわりの流れの一樣流からのずれは小さいと考えることができるとき、亜音速および超音速の流れは擾乱速度ポテンシャル ϕ を使って線形偏微分方程式

$$(1-M_\infty^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0$$

で表わせる。湧出し、渦、2重湧出しと呼ばれる特異な流れ（特異性要素）を表す式はこの方程式を満たす特解となっており、方程式の線形性から、一般的解はこれらの特解の重ね合わせで表わすことができる。薄翼理論やスレンダーボディ理論では物体の内側にこれらの特異性要素を分布させ、物体の表面で境界条件が満たされるようにその強さを決めている。このため、複雑な形状の物体を精度よく取扱うことができない。これに対してパネル法は、主に物体表面に特異性要素を分布する方法である。ただし、連続的に分布させるのではなく、第1図のように表面を細かいパネルに分け、このパネル上での分布形は指定し、未知量は特異性の強さ σ のみとなるようにしている。パネル j 上の特異性が他のパネル i 上の境界点に誘導する速度成分を $V_{xij}, V_{yij}, V_{zij}$ とし、パネル i の外向き法線ベクトルの成分を n_{xi}, n_{yi}, n_{zi} とすると、 σ は境界条件より導かれる連立方程式、

$$\sum_{j=1}^N (V_{xij}n_{xi} + V_{yij}n_{yi} + V_{zij}n_{zi})\sigma_j = \sum_{j=1}^N V_{Nij}\sigma_j = -\vec{n}_i \cdot \vec{V}_\infty$$

($\vec{V}_\infty$ は一樣流の速度ベクトル) を解いて求められる。したがって、この方法では誘導速度係数を短かい計算時間で精度よく求めることが中心課題となる。

2.2 誘導速度の計算 亜音速流では2つのパネルがどのような相対位置にあっても、一方のパネルが他方のパネルの境界点に誘導する速度は連続的に変化するため、その計算は比較的単純である。これに対し、

第1図 パネル法での計算モデル

* 昭和50年4月4日第6回年会講演会において講演 昭和50年6月20日原稿受理 On the Calculation of Supersonic Flow about Nonaxisymmetric Bodies and Wing-Body Combinations

** 三菱重工株式会社名古屋航空機製作所 Minoru OMURA, Tadayuki TANIOKA and Toshio AOKI

第2図 翼面パネルの4つの状態

第3図 半無限パネルの重ね合わせによる翼面パネルの表現

(a) 亜音速前縁パネル (b) 超音速前縁パネル

第4図 2つの基本半無限パネル

超音速流では誘導速度分布に不連続面が現われるため、その計算はやや複雑となる。例えば、翼面上のパネルのように、両側縁が一樣流に平行な場合には、第2図のように4つのケースで計算式が異なってくる。このときには、パネルが第3図のように4つの半無限パネルの重ね合わせになっていると考えることができ、結局第4図のように超音速前縁パネルと亜音速前縁パネルの2種類の基本パネルの誘導速度からもとのパネルの誘導速度が求められる。

胴体上のパネルの形は第5図のようなものが多いが、このときもやはり4つの半無限パネルの重ね合わせと考えられる。ただし、このときの基本パネルの誘導速度は第4図の2つのパネルの組合わせより求める必要があり、計算手順はやや煩雑となる。

これらの複雑さは、計算プログラム作成に手間がか

第5図 半無限パネルの重ね合わせによる胴体パネルの表現

かるという点では不利であるが、パネル法の汎用性を高めるためには止むを得ない。(平面揚力面に限れば Mach-Box 法, Characteristic-Box 法, Conical Flow

第6図 Woodward の方法で使う5つのパネル・タイプ

法などもっと簡単な方法がある。）

3. WOODWARD の方法

分布させる特異性要素の種類，分布形については種々の議論がなされているが，われわれは WOODWARD の方法を使っている．この方法では第6図のような5種のパネル，

- タイプ 1. 前後縁が後退角 0 のパネル上に，一様強さの湧出しを分布させたもの．
- タイプ 2. 両側縁が一様流に平行なパネル上に，一様強さの湧出しを分布させたもの．
- タイプ 3. タイプ 2 と同じ形状のパネル上に，直線的に変化する湧出しを分布させたもの．
- タイプ 4. タイプ 2 と同じ形状のパネル上に，一様強さの渦を分布させたもの．
- タイプ 5. タイプ 2 と同じ形状のパネル上に，直線的に変化する渦を分布させたもの．

を考え，胴体にはタイプ 1, 2 のパネル，翼にはタイプ 3, 4, 5 のパネルを使う．

ロケットのように，揚力面を持たない物体で形状が単純なときにはタイプ 1 のパネルのみでよいが，一般の航空機のように翼胴結合部が複雑な形状となるときにはタイプ 2 のパネルが必要となる．翼面はタイプ 5 のパネルのみでも表現できるが，薄翼の場合には，翼厚の効果をタイプ 3 のパネルで表わし（湧出し強さは翼厚分布より決まるため既知となる），揚力面をタイプ 5 のパネルで表わすことができるため，計算時間は

大幅に短縮される．なお，直線的に変化する特異性を分布させたパネルを使うのは，一様分布のパネルより少ないパネル数で滑らかな分布を表わすことができるようにすることが狙いである．

計算の手順としては，まず幾何学データを作り，作図機（プロッター）で第1図のような図を描かせてエラー・チェックを行なったあと，計算に入る．計算の第1ステップでは，パネルとパネル境界点のすべての組み合わせについて誘導速度係数を計算し，記憶装置に記録したあと，第2ステップで前記の連立方程式を作り，これを解き，第3ステップで誘導速度係数と特異性の強さを掛けて加え合わせ，境界点での速度成分を求める．結果は圧力係数の形でプリント・アウトさせるとともに，等圧線図をプロッターで描かせる．

計算例を第7, 8, 9図に示す．第7図は3個のブースターのあるロケットの等圧線を描いたものでブースターとロケット本体との干渉の様子を示している．第8図は後退翼と軸対称胴体との結合体の圧力分布である．第9図は翼による胴体揚力の増加の計算値を実験値と比較したものである．

4. 問題点

パネル法の有効性は十分確かめられて来ているが，まだいくつかの問題が残されている．ここではそのうち主なもの2つについて述べる．

- #### 4.1 胴体揚力の表現法
- 翼胴結合体については（1）胴体の外側に出ている翼面上のみに特異性要素

PRESSURE DISTRIBUTION OF ROCKET

MACH = 1.50

ALPHA = -4.00

第7図 計算例 1. ブースタつきロケットの圧力分布

OGIVE CYLINDER BODY WITH CENTRALLY MOUNTED SWEPT WING
NACA 64A005 SECTION

(a) 計算モデル

(b) 翼面圧力分布

を分布させるか、(2) 胴体内部にも分布させるべきかという問題がある。(1)の方法によると、胴体揚力が過少となる傾向にある。一方(2)は胴体揚力の表現に適していると思われるが特異性の強さをどう分布させればよいかが明らかでないこと、および揚力を表わすパネルは後流渦を伴っているため、後胴部が閉じている場合には適用できないことなどの難点がある。翼体とも渦を分布させたパネルで表わすことも考えられるが、柱状の胴体以外にはうまく適用できない。

4.2 パネル形状と境界点位置の選び方 連立方程式が通常の方法でうまく解けるためには、対角項(パネル i 上の特異性が同じパネルの境界点に誘導するパネルに垂直な速度)が他の項より大きいことが強い条件となるが、超音速の場合には常にこの条件を満たすようにできるとは限らない。胴体については特に問題はないようであるが、翼面については、得られた圧力分布が滑らかにならなかったり、時には解が発散してしまうなどの不具合を経験している。

これらの問題はパネル法の実用性を高めるために是非解決しておかねばならないが、問題の難かしさからみて大学、研究所等での専門家による検討が期待される。

5. あとがき

パネル法には現在上記のような問題があるが、これらはいずれ解決され、汎用性の高い常用的な空力計算手段として活用できるようになると考えている。しか

(c) 胴体圧力分布

第8図 計算例 2. 翼胴給合体の圧力分布

第9図 計算例 3. 翼による胴体揚力の増加

し、実際の流れでは、衝撃波や粘性の効果を無視することができない場合も多い。これらの流れはパネル法では扱えない領域であり、別の計算手法の開発が必要となる。現在、われわれは衝撃波を伴った超音速流および遷音速流の計算プログラムの開発を進めているが、今後さらに空力計算技術の内容を充実させてゆきたいと考えている。

参考文献

- 1) RUBBERT, P. E. and SAARIS, G. R.: Review and Evaluation of a Three-Dimensional Lifting Po-

tential Flow Analysis Method for Arbitrary Configurations AIAA Paper No. 72-188 (1972).

- 2) MIDDLETON, W. D. and CARLSON, H. W.: A Numerical Method for Calculating the Flat-Plate Pressure Distributions on Supersonic Wings of Arbitrary Planform NASA TN D-2570 (1964).
- 3) WOODWARD, F. A.: Analysis and Design of Wing-Body Combinations at Subsonic and Supersonic Speeds Journal of Aircraft, Vol. 5, No. 6, Nov.-Dec. 1968.
- 4) WOODWARD, F. A.: An Improved Method for the Aerodynamic Analysis of Wing-Body-Tail Configurations in Subsonic and Supersonic Flow NASA CR-2228 (1973).

- 5) MERCER, J. E. and WEBER, J. A.: Aerodynamic Influence Coefficient Method Using Singularity Splines AIAA Paper No. 73-123 (1973).
- 6) GIESING, J. P., KÁLMÁN, J. P., and RODDEN, W. P.: Subsonic Steady and Oscillatory Aerodynamics for Multiple Interfering Wings and Bodies Journal of Aircraft, Vol. 9, No. 10, Oct. 1972.
- 7) KÖRNER, H.: Berechnung der Potentialtheoretischen Strömung um Flügel-Rumpf-kombinationen und Vergleich mit Messungen Z. Flugwiss. Vol. 20, No. 9, Sept. 1972.
- 8) ASHLEY, H. and LANDAHL, M. T.: Aerodynamics of Wings and Bodies Addison-Wesley (1965).
- 9) BELOTSELKOVSKY, S. M.: Unsteady Wing Theory Nauka (1971).
- 10) ANDERS, S. and GUSTAUSSON, L.: Calculation of Body Interference Loads for Wing-Body Combinations at Mach Numbers From 1.59 to 7.15 with Supersonic Linear Theory FFA Report A U-635 (1971).

飛しょう体の空力特性推定法の評価*

名 越 三 郎**

1. ま え が き

後翼操舵の十字翼形式の飛しょう体の空力特性を決定するために、風洞試験を行なって得られた実験結果を DATCOM 法による推定値と比較した。この結果、特定の領域では両者が余りよく一致していないことがわかった。この差異を評価するために、別種の理論式による推定値と実験値とを比較した。後者の比較が前者の比較よりもすぐれた一致性を示す領域では、DATCOM 法適用時に注意を要する。この要注意箇所を以下に指摘している。

2. 飛しょう体の諸元 (実機相当)

この飛しょう体はダブル・ウェッジ型翼断面をもつ主翼および尾翼 (操舵翼) が十字翼形式で同一平面上に配置される。その諸元は次のとおりである。

全長	$l=2.2\text{m}$ (基準)
全幅	$b=0.48\text{m}$
胴体最大直径	$d=0.16\text{m}$
“ 断面積	$S_F=0.0201\text{m}^2$ (基準)
“ 尾部直径	$d_B=0.090\text{m}$

	主 翼	尾 翼
翼面積	$S=0.109\text{m}^2$	0.041m^2
MAC 長さ	$\bar{C}=0.454\text{m}$	0.171m
翼付根弦長	$C_R=0.681\text{m}$	0.256m
翼付根前縁位置	$l_R=1.102\text{m}$	1.875m
翼厚比	$t/c=3.97\%$	4.69%
縦横比	$A=0.94$	2.5
前縁後退角	$\Lambda_0=72^\circ$	48°

* 昭和50年4月8日日本航空宇宙学会年会講演会にて発表
昭和50年5月29日原稿受理 Estimation of Aerodynamic Characteristics of Missiles

** 富士重工株式会社 Saburo NAGOSHI

第1図 飛しょう体平面図

3. 風 洞 試 験

風洞試験は東大宇宙研の各風洞で行なった。低速試験 (40 m/sec) は縮尺 1/2 の模型を用いてゲッチンゲン 2 m 低速風洞で行い、高亜音速および超音速試験は縮尺 1/5 の模型を用いて 30 cm 誘導風洞および 40 cm 吹出し風洞で行なった。

第2図 気 流 試 験