技 術 論 文

超音速における操縦面の効きについて*

河 崎 俊 夫**

Toshio KAWASAKI

Abstract

The effectiveness of control surfaces in supersonic flow is analysed by the linearized supersonic wing theory. The analysis is confined to wings with straight supersonic trailing edges as shown in Fig. 2. First we consider the case when the control surface is situated "completely inside the wing plan form" in a sense that any Mach cone originating at the leading edge of the control surface does not intersect the wing trailing edge. In this case, the additional lift due to deflection of the control surface is exactly equal to that of sweptback airfoil of infinite span with the same sweepback angle as that of the trailing edge of the original wing, as Lagarstrom and Graham¹⁾ pointed out in the special cases. Very simple expressions for the pitching moment and the rolling moment are obtained for this case.

Secondly, when the control surface has a free outer edge, the effectiveness is expressed with correction terms added to the term for completely inside control surface. Similar corrections are applied to find the hinge moment of the control surfaces. This approach greatly simplifies the procedure to attain rather general results on the effectiveness of control surfaces in supersonic flow.

1. 緒 言

超音速における操縦面の効きを最も簡単に評価するには、線型超音速翼理論によればよい。この問題はほとんど超音速翼理論の発展と同時に手がつけられた。Lagarstrom と Graham¹⁾ は 1949 年に矩形および後退角のある平行四辺形型の操縦面について、操縦面が完全に翼平面形内にある場合には（この定義は §2 で与える）、操縦面による付加的揚力は同じ後退角をもった 2 次元翼と同じであるという結果を導いた。この線に沿って Tucker と Nelson²⁾、および Goin³⁾ は計算を進めて、操縦面の効きおよびヒンジ・モーメントについて便利な図表を作製した。

本報告ではこれらの結果を、すべての縁が超音速縁である翼としての立場より見直して、操縦面が完全に

翼平面形内にある場合について統一的な表示式を与える。またこれを基礎として、一辺が翼端になっている操縦面の場合、ヒンジ・モーメントを求める場合について、補正を行なう方法を提出し、計算に便利な図を作製した。これらの結果の中には今までの報告に含まれていない、テーパした翼端まで達する操縦面の場合の結果などを含んでいる。

2. 操縦面の型式

まず超音速線型翼理論によれば、重ね合わせが成り立つので、第 1 図のように翼面上の圧力分布は、操縦

第 1 図

* 昭和 37 年 12 月 12 日 V/STOL シンポジウムにて講演

昭和 38 年 2 月 25 日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

面の変角零の場合の翼の傾斜分布 $\lambda(x, y)$ (厚さも含めて) によるものと、翼は迎角のない平板翼で操縦面の変角 δ としたものとを両者に分離して考えることができる。操縦面としては後者を取り扱えばよい。

操縦面に関する問題としては、操縦面がある角度 δ を取った際の、揚力の変化、縦揺れモーメントの変化、横揺れモーメントの変化、およびヒンジ・モーメントの変化が分かればよい。その他抗力の変化およびそれに伴う偏揺れモーメントの変化を求めている例もあるが⁴⁾、ここではそれは考えない。

第 2 図

本報告では第2図のように、操縦面の後縁が直線でも超音速縁である場合に限る。操縦面の前縁を頂点とするマッハ錐の包絡面と翼平面との交線と操縦面の後縁とによって囲まれる部分、図の PQRS がすべて翼平面形内にある場合に、これを簡単のために“完全に翼平面形内にある操縦面”と呼ぶことにする。一部の前縁フラップなども含まれる。まずこの完全に翼平面形内にある操縦面について、揚力・縦揺れモーメントおよび横揺れモーメントを求める式を導く。ついで操縦面の先端が翼の先端と一致して図の RSR' が翼平面形の外にある場合にその縁を自由縁と呼び、実用

的な第4図のような外側自由縁を持つような場合について補正する式を求める。またヒンジ・モーメントについても補正を求める。

3. 完全に翼平面形内にある操縦面

第3図のように、いま翼面内の適当な点を原点とし、 x 軸を一樣流 U の方向に、 y 軸を翼面上それに直交するように、 z 軸を上向きに座標をとる。翼は平板翼で迎角は零とし、操縦面は δ だけ (後縁下げを正とする) 変角した状態を考える。そうすれば今の場合操縦面の後縁より出るマッハ錐内の x, y 面はすべて翼平面形内であるから、操縦面の上面と下面とは独立であってたがいに影響はない。このような場合には上面のポテンシャル $\phi_u(x, y)$ は上面の吹き出し分布の積分として与えられる。特に翼面上のポテンシャルは、

$$\phi_u(x, y) = -\frac{1}{\pi} \iint_{\tau} \frac{w_u}{\sqrt{(x-x_1)^2 - \beta^2(y-y_1)^2}} dx_1 dy_1 \quad (3.1)$$

ただし添字 u は上面を表わし、 w_u は z 方向の速度成分でいまの場合操縦面上で $w_u = -\delta U$ その他翼平面形上では零である。 τ は点 (x, y) の前向きマッハ錐内の翼平面を示す。 β は M を一樣流のマッハ数として $\beta = \sqrt{M^2 - 1}$ である。

(i) 揚力 添字 $t.e.$ を用いて後縁における値を示すと操縦面を変角したために生じた揚力 L_0 は

$$\frac{L_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{4}{U} \int_{t.e.} \phi_u t.e. dy \quad (3.2)$$

で与えられる。さらにいま後縁の後退角を A' (前進角の時は負の値をとる) として

$$m' = \beta \cot A' \quad (3.3)$$

を用いて、後縁が

$$x = x_r + \frac{\beta y}{m'} \quad (3.4)$$

で与えられるとしよう。(3.1), (3.4) を (3.2) に代入して、積分の順序を交換すると

$$\begin{aligned} \frac{L_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} &= -\frac{4}{\pi U} \int_{t.e.} dy \iint_{\tau} \frac{w_u}{\sqrt{(x_r + \frac{\beta y}{m'} - x_1)^2 - \beta^2(y-y_1)^2}} dx_1 dy_1 \\ &= -\frac{4}{\pi U} \iint_{S'} w_u dx_1 dy_1 \int_{\tau}^{\infty} \frac{dy}{\sqrt{(x_r + \frac{\beta y}{m'} - x_1)^2 - \beta^2(y-y_1)^2}} \end{aligned} \quad (3.5)$$

⊗は根号内の2つの根の間の積分を示し、 S' は第3図の PQRS で囲まれる面積を示す。これに対してはつぎの公式がある。

$a > b$ のとき

$$\int_a^b \frac{dx}{\alpha \sqrt{(a-x)(x-b)}} = \pi \quad (3.6)$$

これを用いると (3.5) は

$$\frac{L_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} = -\frac{4|m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \int_{S'} \frac{w_u}{U} dx_1 dy_1$$

ここで w_u/U は操縦面上では $-\delta$ に等しく、それ以外の S' の点では零であるから実際の積分は操縦面 S

第3図

の上だけについて行なえばよい。よって

$$\frac{(M_x)_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} = -\frac{4}{\pi U} \iint_{S'} w_u dx_1 dy_1 \int_{-\infty}^{\infty} \frac{y dy}{\sqrt{\left(x_r + \frac{\beta y}{m'} - x_1\right)^2 - \beta^2(y - y_1)^2}} \quad (3.9)$$

⊗ はやはり分母の根号内の両根の間の積分である。

この場合には公式

$a > b$ のとき

$$\int_b^a \frac{x dx}{b\sqrt{(a-x)(x-b)}} = \frac{\pi(a+b)}{2} \quad (3.10)$$

を用いて整理すると、

$$\begin{aligned} \frac{(M_x)_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} &= -\frac{4|m'|}{\beta\sqrt{m'^2-1}} \iint_{S'} \frac{w_u}{U} \frac{\beta^2 y_1 + \frac{\beta}{m'}(x_r - x_1)}{\beta^2 - \frac{\beta^2}{m'^2}} dx_1 dy_1 \end{aligned}$$

ここで w_u はやはり操縦面外の S' では零であるから S' の代わりに操縦面 S 上の積分としてよい。さらに

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{S} \iint_{S'} x_1 dx_1 dy_1 &= \bar{x} \\ \frac{1}{S} \iint_{S'} y_1 dx_1 dy_1 &= \bar{y} \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

と置くと $\bar{x}, \bar{y}$ は操縦面の面積中心の座標を与える。

これを用いると $w_u/U = -\delta$ として

$$\int_{t.e.} x \phi_{u.t.e.} dy = -\frac{\pi|m'|}{\beta\sqrt{m'^2-1}} \iint_{S'} w_u \left(x_r + \frac{\beta}{m'} \frac{\beta^2 y_1 + \frac{\beta}{m'}(x_r - x_1)}{\beta^2 - \frac{\beta^2}{m'^2}} \right) dx_1 dy_1 \quad (3.15)$$

第2項は (3.1) を代入し積分の順序を変更して

$$\begin{aligned} \iint_{S'} \phi_u dx dy &= -\iint_{S'} w_u dx_1 dy_1 \iint_{\tau'} \frac{dx dy}{\sqrt{(x-x_1)^2 - \beta^2(y-y_1)^2}} \end{aligned}$$

τ' は (x_1, y_1) 点のマッハ錐内の S' 面の部分を示す。

この積分を行なうために積分変数を (x, y) よりつぎに示す (ξ, η) に変える。

$$\frac{L_0}{\delta \frac{1}{2}\rho U^2 S} = \frac{4|m'|}{\beta\sqrt{m'^2-1}} \quad (3.7)$$

どのような形状をしていても操縦面による揚力はこの簡単な式で与えられる。これは後退角 A' の2次元平板翼に働く揚力と同じである。

(ii) 横揺れモーメント x 軸まわりのモーメントを $(M_x)_0$ とすると、

$$\frac{(M_x)_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{4}{U} \int_{t.e.} \phi_{u.t.e.} y dy \quad (3.8)$$

これに (3.1), (3.4) を代入して、積分の順序を入れ換えると、

$$\frac{(M_x)_0}{\delta \frac{1}{2}\rho U^2 S} = \frac{4|m'|}{\beta\sqrt{m'^2-1}} \frac{m'^2}{m'^2-1} \left(\bar{y} + \frac{x_r - \bar{x}}{\beta m'} \right) \quad (3.12)$$

(iii) 縦揺れモーメント この場合は横揺れモーメントのようにポテンシャルから直接求めるわけにゆかない。速度分布を用いて y 軸まわりのモーメント $(M_y)_0$ を表わすと、

$$-\frac{(M_y)_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{4}{U} \iint_{S'} x(\phi_x)_u dx dy \quad (3.13)$$

まず x について部分積分をして

$$-\frac{(M_y)_0}{\frac{1}{2}\rho U^2} = \frac{4}{U} \left[\int_{t.e.} x \phi_{u.t.e.} dy - \iint_{S'} \phi_u dx dy \right] \quad (3.14)$$

第1項は (3.8) と同様に (3.1) (3.4) を代入し積分の順序を変更して (3.6) (3.10) を用いて積分を行なうと、

$$x = \xi + \frac{\beta y}{m'}, \quad y = \eta$$

そしてまず (3.6) を用いて η に関する積分を行ない、ついで ξ について積分を行なうと

$$\begin{aligned} \iint_{\tau'} \frac{dx dy}{\sqrt{(x-x_1)^2 - \beta^2(y-y_1)^2}} &= \iint_{\tau'} \frac{d\xi d\eta}{\sqrt{\left(\xi + \frac{\beta\eta}{m'} - x_1\right)^2 - \beta^2(\eta - y_1)^2}} \end{aligned}$$

$$= \int_0^{x_r - (x_1 - \frac{\beta y_1}{m'})} \frac{\pi |m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} d\xi$$

$$= \frac{\pi |m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \left(x_r - x_1 + \frac{\beta y_1}{m'} \right)$$

よって

$$\iint_{S'} \phi_u dx dy$$

$$= - \frac{\pi |m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \iint_{S'} w_u \left(x_r - x_1 + \frac{\beta y_1}{m'} \right) dx_1 dy_1 \quad (3.16)$$

(3.15), (3.16) を (3.14) に代入して, 再び (3.11) の記号を用いると,

$$- \frac{(M_y)_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S}$$

$$= \frac{4 |m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \frac{1}{m'^2 - 1} \left(x_r - \bar{x} + (m'^2 - 1) \bar{x} + \frac{\beta \bar{y}}{m'} \right) \quad (3.17)$$

このように完全に翼平面形内にある操縦面については非常に簡単な結果が得られた。またこれらの結果は操縦面の縦横比がいかにも小さくても成り立つことは注目すべき点であろう。

4. 外側が自由縁の操縦面

外側の自由縁が超音速前縁の場合には完全に翼平面形内にある操縦面に含まれる。

第 4 図

外側の自由縁が亜音速前縁の場合には §3 の式は適用できない。しかしここでは前節の式を基としてもそれに対する補正を考えよう。最も普通に見られる型式の操縦面は第 4 図のものである。これと形状が同じで完全に翼平面形内にある操縦面と比較して見る。内側頂点 A より出るマッハ線が BB' と交わらずまた外側頂点 B より出るマッハ線が AA' と交わらないかぎり両者の差は, 第 5 図に示すように, BB' が自由縁である場合に BB_1B' に働く揚力 L_B と, BB' が完全に翼平面形内にある場合に BB_1B_2 に働く揚力 $L_{B'}$ との差に等しい。そして BB_1B' に働く揚力 L_B , BB_1B_2 に働く揚力 $L_{B'}$ とはそれぞれ錐状流れの解より求めることができる。いま AB , および BB' の後退角を A , A_t とすると (前進角の場合には負の値をとる),

$$\left. \begin{aligned} m &= \beta \cot A & |m| > 1 \\ m_t &= \beta \cot A_t & 1 > m_t > 0 \end{aligned} \right\} \quad (4.1)$$

を用いると BB' が自由縁の場合の BB_1B' における速度分布は AB が超音速前縁の場合につきのように書ける¹⁾。

$$\frac{\beta}{\delta U} (\phi_x)_u = \frac{2}{\pi} \left[\frac{m_t}{1 + m_t} \sqrt{\frac{(m - m_t)(1 + \eta)}{(m - 1)(m_t - \eta)}} \right.$$

$$\left. + \sqrt{\frac{|m|}{m^2 - 1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{(m + 1)(m_t - \eta)}{(m - m_t)(1 + \eta)}} \right] \quad (4.2)$$

$$-1 \leq \eta \leq m_t$$

$$\eta = \frac{\beta y}{x} \quad (4.3)$$

ただし x, y 軸の原点を B 点にとる。これから揚力 L_B および x 軸まわりのモーメント $(M_x)_B$ を求めるにはつぎの積分を行えばよい。

$$\frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left(\frac{l_t}{\beta} \right)^2 \int_{-1}^{m_t} \frac{\beta (\phi_x)_u}{\delta U} \frac{m'^2}{(m' - \eta)^2} d\eta \quad (4.4)$$

$$\frac{(M_x)_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left(\frac{l_t}{\beta} \right)^2 \frac{2}{3} \int_{-1}^{m_t} \frac{\beta (\phi_x)_u}{\delta U} \frac{m'^3 \eta}{(m' - \eta)^3} d\eta \quad (4.5)$$

l_t は B における操縦面の一様流方向の翼弦である。これからこの揚力に対する空力中心 $(\bar{a}_B, \bar{b}_B)$ は

第 5 図

$$\left. \begin{aligned} \bar{b}_B &= \frac{(M_x)_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \left/ \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \right. \\ \bar{a}_B &= \frac{2}{3} l_t + \frac{\beta \bar{b}_B}{m'} \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

$\bar{a}_B$ は錐状流れであることから空力中心は $(2/3 l_t, 0)$ の点より後縁に平行に引いた線上にあることから導かれる。

つぎに BB' が完全に翼平面形内にある場合に BB_1B_2 における速度分布は (3.1) を適用して求めることができる。

$$\begin{aligned} \frac{\beta}{\delta U} (\phi_x)_u &= -\frac{m_t}{\sqrt{m_t^2 - 1}} \frac{1}{\pi} \ln \left| \frac{1 - m_t \eta - \sqrt{(1 - m_t^2)(1 - \eta^2)}}{m_t - \eta} \right| \\ &\quad + \frac{|m_t|}{\sqrt{m_t^2 - 1}} \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{m_t \eta - 1}{m_t - \eta} \right) \quad (4.7) \\ &\quad -1 \leq \eta \leq 1 \end{aligned}$$

これに相当して BB_1B_2 に働く揚力 L_B' 、および x 軸まわりのモーメント $(M_x)_B'$ は

$$\frac{L_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left(\frac{l_t}{\beta} \right)^2 \int_{-1}^1 \frac{\beta (\phi_x)_u}{\delta U} \frac{m'^2}{(m' - \eta)^2} d\eta \quad (4.8)$$

$$\frac{(M_x)_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left(\frac{l_t}{\beta} \right)^3 \frac{2}{3} \int_{-1}^1 \frac{\beta (\phi_x)_u}{\delta U} \frac{m'^3 \eta}{(m' - \eta)^3} d\eta \quad (4.9)$$

これからこの揚力に対する空力中心 $(\bar{a}_B', \bar{b}_B')$ は

$$\left. \begin{aligned} \bar{b}_B' &= \frac{(M_x)_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \left/ \frac{L_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \right. \\ \bar{a}_B' &= \frac{2}{3} l_t + \frac{\beta \bar{b}_B'}{m'} \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

以上により第4図のような亜音速前縁の自由縁を有する操縦面については、 A から出るマッハ線が BB と交わらずまた B より出るマッハ線が AA' と交わらないかぎり、(3.7) の揚力より (4.8) の L_B' を引きさらに (4.4) の L_B を加えればよい。横揺れモーメント、縦揺れモーメントについてはそれぞれ (3.12) および (3.17) より L_B' による寄与を引き L_B による寄与を加えればよい。

(4.4) (4.5) (4.6) および (4.8) (4.9) (4.10) の表示式および詳細な図示は別報⁽⁵⁾ にゆずり、1例として $m_t = 0$ の場合の L_B , $\bar{b}_B$, L_B' , $\bar{b}_B'$ を第6図、第7図に示す。ただし $L_B / \delta \frac{1}{2} \rho U^2 = 2 \left(\frac{l_t}{\beta} \right)^2 f_B$, 等。

5. ヒンジ・モーメント

ヒンジ・モーメントを求めるには操縦面だけに働く

第6図 (a)

第6図 (b)

揚力によるモーメントを求める必要がある。先端が自由縁になっている場合はその部分に働く揚力はすべて操縦面が受持つので §4 の補正がそのまま使える。一つの縁が完全に翼平面形内にある場合にはそこでは操縦面は操縦面を変角させることによって発生する揚力の一部分しか受け持たないので補正を行なう必要があ

第7図 (a)

第7図 (b)

る。完全に翼平面形内にある操縦面の側縁は一樣流の方向となっていることが多いので第8図のような形となっている。

(i) 完全に翼平面形内にある内側頂点 A についての補正 操縦面のみにかかる揚力は (3.7) の値より第

第8図

8図 AA_1A' の部分の揚力を差し引く必要がある。外側頂点 B よりのマッハ線が AA' に交わらないかぎり AA_1A' の部分の圧力分布は錐状流れの解より得られる。(3.1) をその部分に適用すると、

$$\frac{\beta}{\delta U} (\phi_x)_u = \frac{|m|}{\sqrt{m^2 - 1}} \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{m\eta - 1}{m - \eta} \right) \quad (5.1)$$

ただし x, y 軸の原点は A とし η は (4.3) で与えられる。これからこの部分に働く揚力 L_{AW} および x 軸まわりのモーメント $(M_x)_{AW}$ は (4.4) (4.5) で積分範囲を -1 より 0 までとすれば求まる。この揚力に対する空力中心 $(\bar{a}_{AW}, \bar{b}_{AW})$ は

$$\left. \begin{aligned} \bar{b}_{AW} &= \frac{(M_x)_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \left/ \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \right. \\ \bar{a}_{AW} &= \frac{2}{3} l_r + \frac{\beta \bar{b}_{AW}}{m'} \end{aligned} \right\} \quad (5.2)$$

ただし l_r は A 点における一樣流方向の操縦面の翼弦である。

(ii) 完全に翼平面形内にある外側頂点 B についての補正 A についてと全く同様の補正が必要である。そしてその揚力 L_{BW} と着力点 $(\bar{a}_{BW}, \bar{b}_{BW})$ は A 点における量とつぎの関係にある。

$$\frac{L_{BW}(m, m')}{l_t^2} = \frac{L_{AW}(-m, -m')}{l_r^2} \quad (5.3)$$

$$\frac{\bar{b}_{BW}(m, m')}{l_t} = - \frac{\bar{b}_{AW}(-m, -m')}{l_r} \quad (5.4)$$

$$\bar{a}_{BW} = \frac{2}{3} l_t + \frac{\beta \bar{b}_{BW}}{m'} \quad (5.5)$$

これらの量の表示式は別報⁵⁾にゆずり、 $L_{AW}, \bar{b}_{AW}$ の計算結果を第9図に示す。ただし

$$L_{AW} / \delta \frac{1}{2} \rho U^2 = 2 \left(\frac{l_r}{\beta} \right)^2 f_{AW}.$$

6. 計算方法

以上をまとめると、操縦面としては3種類に分類し

第9図 (a)

第9図 (b)

て考える方がよい。

(i) 完全に翼平面形内にある操縦面 (第10a図) この場合操縦面の形状に制限なしに、揚力は(3.7)すなわち

$$\frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} = \frac{4|m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \quad (6.1)$$

その空力中心 $(\bar{x}_0, \bar{y}_0)$ は第3図のような座標をとって

(3.12) (3.17) より

$$\left. \begin{aligned} \bar{y}_0 &= \frac{m'^2}{m'^2 - 1} \left(\bar{y} + \frac{x_r - \bar{x}}{\beta m'} \right) \\ \bar{x}_0 &= \frac{1}{m'^2 - 1} \left(x_r - \bar{x} + (m'^2 - 1) \bar{x} - \frac{\beta \bar{y}}{m'} \right) \end{aligned} \right\} \quad (6.2)$$

つぎにヒンジ・モーメントについては第10a図のような梯形についてのみ計算式が与えられる。いま、A, B 点の座標を (x_A, y_A) (x_B, y_B) とすると、

第10図 (a)

L_0 の着力点 $(\bar{x}_0, \bar{y}_0)$ ヒンジ線までの距離 h_0
 $-L_{AW}$ " $(x_A + \bar{a}_{AW}, y_A + \bar{b}_{AW})$ " h_{AW}
 $-L_{BW}$ " $(x_B + \bar{a}_{BW}, y_B + \bar{b}_{BW})$ " h_{BW}
 h_0, h_{AW}, h_{BW} はそれぞれ L_0, L_{AW}, L_{BW} の着力点よりヒンジ線までの距離である。ヒンジ・モーメント M_h は

$$\begin{aligned} -\frac{M_h}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} &= \frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_0 - \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_{AW} \\ &\quad - \frac{L_{BW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_{BW} \end{aligned} \quad (6.3)$$

(ii) 先端が超音速自由線の操縦面 (第10b図) この場合は §4 で示したように操縦面の効きについては (1) と同じく (6.1) (6.2) で与えられる。そしてこれらの結果は操縦面の形状に制限なしに成り立つ。

第10図 (b)

ヒンジ・モーメントについては第10b図のような四辺形のときに計算式を与えよう。この場合補正は頂点Aについてのみ行なえばよいので、

$$\begin{aligned} -\frac{M_h}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} &= \frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_0 - \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_{AW} \\ &\quad - \frac{L_{BW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_{BW} \end{aligned} \quad (6.4)$$

これは B よりマッハ線が AA' に交わらないかぎり成り立つ。

(iii) 先端が亜音速自由縁の操縦面 (第 10 c 図) この場合には操縦面の効きについても §4 の補正を行なう必要がある。第 10 c 図の形について

第 10 図 (c)

L_0 の着力点 ($\bar{x}_0, \bar{y}_0$) ヒンジ線までの距離 h_0
 L_B " ($x_B + \bar{a}_B, y_B + \bar{b}_B$) " h_B
 $-L_B'$ " ($x_B + \bar{a}_B', y_B + \bar{b}_B'$) " h_B'
 となるから揚力 L は

$$\frac{L}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} = \frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} + \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} - \frac{L_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} \quad (6.5)$$

横揺れモーメント M_x , および縦揺れモーメント M_y は

$$\begin{aligned} \frac{M_x}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} &= \frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} \bar{y}_0 + \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} (y_B + \bar{b}_B) \\ &\quad - \frac{L_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} (y_B + \bar{b}_B') \end{aligned} \quad (6.6)$$

$$\begin{aligned} -\frac{M_y}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} &= \frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} \bar{x}_0 + \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} (x_B + \bar{a}_B) \\ &\quad - \frac{L_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} (x_B + \bar{a}_B') \end{aligned} \quad (6.7)$$

これは A 点より出るマッハ線が BB' に交わらないかぎり成り立つ。

ヒンジ・モーメントも第 10 c 図の形について求められる。それにはさらに A 頂点について補正してやれ

ばよい。

$-L_{AW}$ の着力点 ($x_A + \bar{a}_{AW}, y_A + \bar{b}_{AW}$) ヒンジ線までの距離 h_{AW} とすると

$$\begin{aligned} -\frac{M_h}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} &= \frac{L_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_0 + \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_B \\ &\quad - \frac{L_B'}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_B' - \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} h_{AW} \end{aligned} \quad (6.8)$$

この場合には A 点より出るマッハ線は BB' に交わらず、 B 点より出るマッハ線が AA' に交わらない範囲で成り立つ。

7. 結 語

本報告では線型超音速翼理論に基づいて操縦面の効きを評価した。取り扱ったのは後縁が直線でも超音速縁である場合である。

まず完全に翼平面形内にある操縦面の場合には操縦面の変角のための揚力増加は後縁と同じ後退角を持った 2 次元翼と同じである。縦揺れモーメント、横揺れモーメントについても簡単な表示式が得られた。

外側の縁が自由縁である場合には、完全に翼平面形内にある操縦面の結果に修正を施すことによって得られる。

また同様な修正を行なうことによってヒンジ・モーメントを求めることもできる。

以上が本報告で得られた主要な結果であるが、もちろん粘性の影響も考慮されておらず、また衝撃波の発生なども考えに入れてない。しかしながら未発表の資料によると舵角があまり小さくなく、あまり細長い翼でなければかなりよく実験と合うようである。

数値計算を実行された三好甫、瀬川晋作、高梨進の三氏に感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) P.A. Lagerstrom & M.E. Graham: Linearized Theory of Supersonic Control Surfaces. J. Aeron. Sci. 16 1949, pp. 31-34.
- 2) W.A. Tucker & R.L. Nelson: Theoretical Characteristics in Supersonic Flow of Two Types of Control Surfaces on Triangular Wings. NACA TR 939, 1949.
- 3) K.L. Goin: Equations and Charts for the Rapid Estimation of Hinge-Moment and Effectiveness Parameters for Trailing-Edge Controls Having Leading and Trailing Edges Swept Ahead of the Mach Lines. NACA TR 1041, 1951.
- 4) G. Schulz: Die Wirksamkeit von Wölbungsclappen im Überschallbereich. Z. Flugwiss. 5, 1957, pp. 15-22.
- 5) 河崎俊夫: 超音速における操縦面の効きについて, 航技研報告, TR-43, 1963.