

UDC 533. 6.011.5

629.13.014.3

# 航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-43

超音速における操縦面の効きについて

崎 俊 夫

1963年2月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

- |       |   |          |                           |
|-------|---|----------|---------------------------|
| TR-9  | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)<br>—非線型補正理論—<br>Studies on the Small Disturbance<br>Theory of Transonic Flow (I)<br>—Non-Linear Correction Theory—                           | 1961年3月  | 細川 巖                      |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究<br>Cascade Tests of High Stagger<br>Compressor Blades   | 1961年3月  | 松本正勝, 高原北雄<br>西脇英夫, 森田光男  |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏<br>Yielding of Rotating Discs of Mild<br>Steel   | 1961年4月  | 佐藤和郎, 永井文雄                |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について<br>On the Natural Vibration of Thin-<br>Walled Beams of Open Cross<br>Section   | 1961年5月  | 川井忠彦, 埴 武敏                |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての<br>実験的研究<br>Experimental Results of the Inter-<br>action between Shock Wave and<br>Turbulent Boundary Layer                                   | 1961年7月  | 須郷道也, 伝田幸雄                |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層<br>On Compressible Boundary Layer<br>in Magnetodynamics   | 1961年7月  | 須郷道也, 小沢五郎                |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・校正<br>Miniature Pressure Pickups for Measuring<br>the Pressure on Oscillating Airfoils in<br>Supersonic Flow                                  | 1961年8月  | 石井孝雄, 柳沢三憲                |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題<br>の差分法による数値解法<br>On the Difference Method Solutions of the<br>Mixed Boundary Value Problems of Parabolic<br>Partial Differential Equations | 1961年11月 | 樋口一雄, 三好 甫                |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察<br>A Theoretical Comment on the Charge-<br>Beam Method of Measuring Gas Density  | 1961年12月 | 和田 勇, 細川 巖<br>三好 甫        |
| TR-18 | 前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の<br>二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較<br>Comparison of Inlet Guide Vane and High<br>Stagger Compressor Blade Performance<br>in a Rotor and in Cascade  | 1961年11月 | 松木正勝                      |
| TR-19 | 高速翼車の回転強度<br>Strength of High-Speed Rotor   | 1961年12月 | 佐藤和郎, 永井文雄                |
| TR-20 | Blasius 型微分方程式の両側無限遠<br>境界値問題の数値解法<br>A Numerical Method for Solving Blasius'<br>Type Differential Equation   | 1962年1月  | 樋口一雄, 戸川隼人                |
| TR-21 | 遷音速における二次元操縦面の研究 (I)<br>An Investigation of Two-dimensional<br>Control Surface at Transonic Speed (I)   | 1962年1月  | 神谷信彦                      |
| TR-22 | 変断面梁の曲げ自由振動について<br>On the Free Lateral Vibration of a Beam<br>with Variable Cross Section   | 1962年2月  | 川井忠彦, 戸川隼人<br>林 洋一        |
| TR-23 | いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の<br>モンテカルロ法による解法とその実験<br>Monte Carlo Solutions of the Boundary<br>Value Problems for Some Types of<br>Partial Differential Equations      | 1962年2月  | 樋口一雄, 高橋利之<br>鳥海良三        |
| TR-24 | 航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン<br>要素試験設備<br>Test Facilities of Turbo-jet Engine<br>Components at N. A. L.   | 1962年2月  | 航空技術研究所原動機部               |
| TR-25 | 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の<br>計画と構造<br>Desing and Construction of the National<br>Aeronautical Laboratory 2m×2m<br>Transonic Wind Tunnel                            | 1962年3月  | 航空技術研究所                   |
| TR-26 | 吹出式超音速風洞のノズルの予備実験<br>Preliminary Tests of Supersonic Nozzles<br>for the Supersonic Blowdown Wind<br>Tunnel  | 1962年3月  | 河崎俊夫, 岡部祐二郎<br>尾形吉和, 安藤 尚 |
| TR-27 | 非定常遷音速流の近似解析<br>An Approximate Analysis for Unsteady<br>Transonic Flow  | 1962年7月  | 細川 巖, 三好 甫                |

# 超音速における操縦面の効きについて\*

河 崎 俊 夫\*\*

## On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow

By Toshio KAWASAKI

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 swept back airfoil of infinite span with the same sweep back angle as that of the trailing edge of the original wing, as Lagarstrom and Graham<sup>(1)</sup> showed 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 Graham<sup>(1)</sup> 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、操縦面の効きは二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 Nelson<sup>(2)</sup>、および Goin<sup>(3)</sup> 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\*\*\*統一的な表示式を与える。また、これを基礎として、一辺が

\* 昭和 38 年 1 月 16 日受付

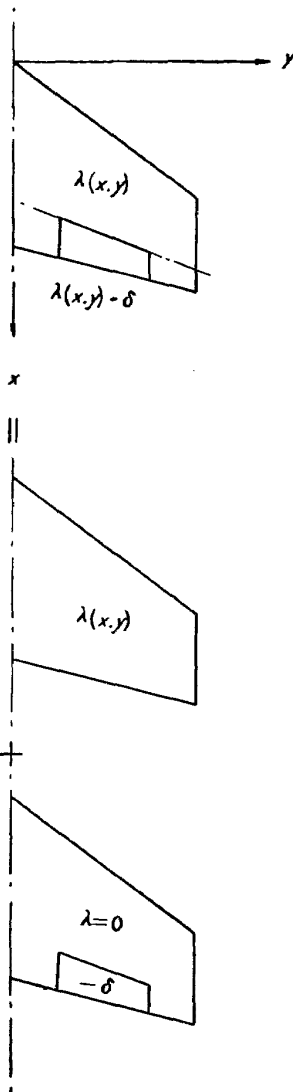
\*\* 空気力第二部

\*\*\* この定義 § 2 に与える。

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

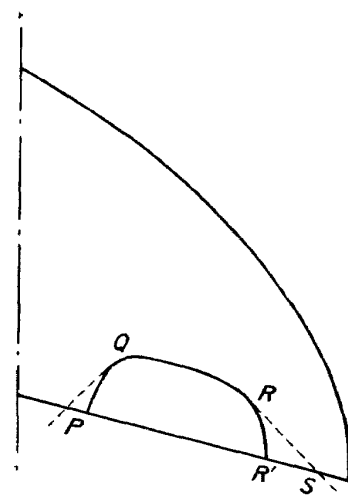


第1図

は、操縦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  $\delta$  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  $\delta$  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わかればよい。その他抗力の変化およびそれに伴う偏揺モーメントの変化を求めている例もあるが<sup>(4)</sup>、ここではそれは考えない。

本報告では第2図のように、操縦面の後縁が直線でしか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”とよぶことにする。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



第2図

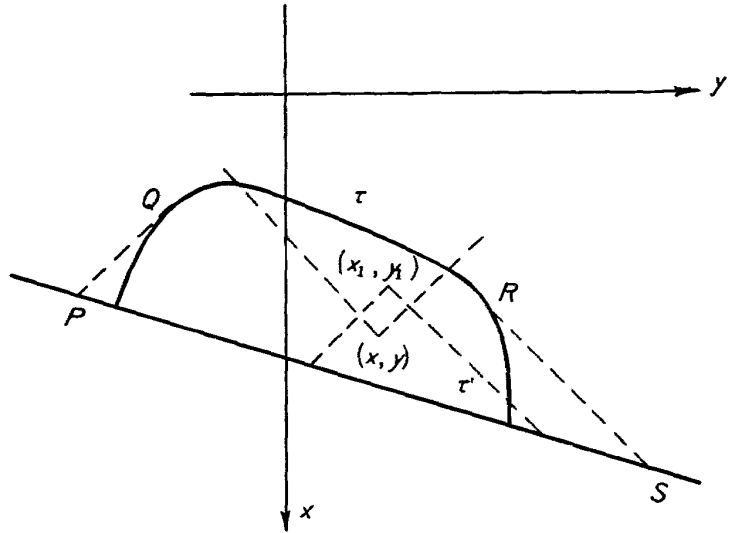
式を導く。次いで操縦面の先端が翼の先端と一致して図の RSR' が翼平面形の外にある場合に、その縁を自由縁と呼び実用的な第4図のような外側自由縁を持つような場合について、補正する式を求める。また、ヒンジモーメントについても補正を求める。

式を導く。次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

今第3図のように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  $\delta$  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前縁より出るマッハ錐内の  $xy$  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互いに影響はない。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



第 3 図

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

ただし添字  $u$  は上面をあらわし、 $w_u$  は  $z$  方向の速度成分で今の場合操縦面上で  $w_u = -\delta U$  その他翼平面形上では零である。 $\tau$  は点  $(x, y)$  の前向きマッハ錐内の翼平面を示す。 $\beta$  は  $M$  を一様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、今後縁の後退角を  $A'$ （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

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

⊗ は根号内の2つの根の間の積分を示し、 $S'$  は第3図 PQRS で囲まれる面積を示す。これに対

しては次の公式がある。

$a > b$  のとき

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

これを用いると (3.5) は

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

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  $S$  の上だけについて行なえばよい。よって

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

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  $A'$  の二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、

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

これに (3.1)(3.4) を代入して、積分の順序を入れ換えると、

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

⊗ 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

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

を用いて整理すると、

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

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

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

とおくと、 $\bar{x}, \bar{y}$  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

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

(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はいかない。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、

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

第2項は (3.1) を代入して積分の順序を変更し、

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

$\tau'$  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  $(x, y)$  より次に示す  $(\xi, \eta)$  に変える。

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

そして、まず (3.6) を用いて  $\eta$  に関する積分を行ない、次いで  $\xi$  について積分を行なうと

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

$$\begin{aligned}
 &= \int_0^{x_r - (x_1 - \frac{\beta y_1}{m'})} \frac{\pi |m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} d\xi \\
 &= \frac{\pi |m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \left( x_r - x_1 + \frac{\beta y_1}{m'} \right)
 \end{aligned}$$

よって

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

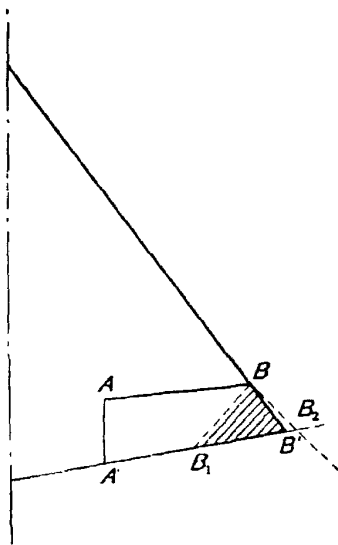
(3.15) (3.16) を (3.14) に代入して、再び (3.11) の記号を用いると、

$$- \frac{(M_y)_0}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2 S} = \frac{4|m'|}{\beta \sqrt{m'^2 - 1}} \frac{1}{m'^2 - 1} \left( x_r - \bar{x} + (m'^2 - 1)\bar{x} + \frac{\beta \bar{y}}{m'} \right) \tag{3.17}$$

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。

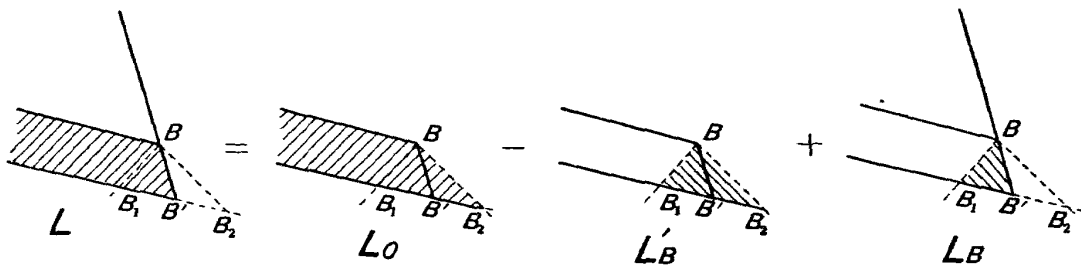
### § 4. 外側が自由縁の操縦面

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を比較してみる。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' と交わらない限り両者の差は第 5 図に示すように、BB' が自由縁である場合に BB<sub>1</sub>B' に働く揚力 L<sub>B</sub> と、BB' が完全に翼平面形内にある場合に BB<sub>1</sub>B<sub>2</sub> に働く揚力との差に等しい。そして BB<sub>1</sub>B' に働く揚力 L<sub>B</sub>、BB<sub>1</sub>B<sub>2</sub> に働く揚力 L<sub>B'</sub> 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<sub>i</sub> とすると (前進角の場合には負の値をとる)



第 5 図



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

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次のように書ける<sup>(1)</sup>。

$$\frac{\beta}{\delta U} (\phi_x)_u = \frac{2}{\pi} \left[ \frac{m_i}{1+m_i} \sqrt{\frac{(m-m_i)(1+\eta)}{(m-1)(m_i-\eta)}} + \frac{|m|}{\sqrt{m^2-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{(m+1)(m_i-\eta)}{(m-m_i)(1+\eta)}} \right] \quad (4.2)$$

$$-1 \leq \eta \leq m_i$$

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

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  $(M_x)_B$  を求めるには次の積分を行なえばよい。

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

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

$l_i$  は  $B$  における操縦面の一様流方向の翼弦である。(4.2) をこれらの式に入れて計算すると,

$$\begin{aligned} \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} &= 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^2 m'^2 \left[ \sqrt{\frac{(m-m_i)(m'-m_i)}{(m-1)(m'+1)}} \frac{m_i}{(m'-m_i)^2} \right. \\ &\quad \left. + \frac{|m|}{\sqrt{m^2-1}} \frac{m+1}{(m'+1)(m'-m)} \left( 1 - \sqrt{\frac{(m-m_i)(m'+1)}{(m+1)(m'-m_i)}} \right) \right] \quad (4.6) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{(M_x)_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} &= 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^3 \frac{2}{3} m'^3 \left[ \frac{m_i |m'|}{(m'-m_i)^2} \sqrt{\frac{m-m_i}{m-1}} \frac{1}{\sqrt{(m'+1)(m'-m_i)}} \left( 1 - \frac{m_i+1}{4(m'+1)} \right) \right. \\ &\quad \left. + \frac{|m|m'}{\sqrt{m^2-1}} \frac{m_i+1}{(m'+1)^2} \sqrt{\frac{m+1}{m-m_i}} \left\{ \frac{(m-m_i)(m'-m+m'+1)}{2(1+m_i)(m'-m)^2} \left( \sqrt{\frac{m+1}{m-m_i}} - \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \right) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - \frac{(m-m_i)}{4(m'-m)(m'-m_i)} \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \right\} \right] - \left( \frac{l_i}{\beta} \right) m' \frac{2}{3} \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \quad (4.7) \end{aligned}$$

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

$$\left. \begin{aligned} \bar{b}_B &= \frac{(M_x)_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \left/ \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \right. \\ \bar{a}_B &= \frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_B}{m'} \end{aligned} \right\} \quad (4.8)$$

$\bar{a}_B$  は錐状流れであることから空力中心は  $(2/3 l_i, 0)$  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。

次に、 $BB'$  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。

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

$$-1 \leq \eta \leq 1 \quad (4.9)$$

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  $(M_x)_{B'}$  を求めるには (4.4) (4.5) で積分範囲を  $-1$  から  $+1$  までにとればよい。計算を行なった結果

$$\frac{L_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^2 m'^2 \left[ \frac{|m|}{\sqrt{m^2-1}} \frac{(m+1)}{(m'+1)(m'-m)} - \frac{(\text{sign } m')m}{(m'-m)\sqrt{m'^2-1}} + \frac{(\text{sign } m')m_i}{(m'-m_i)\sqrt{m'^2-1}} \right]$$

$$(4.10)$$

$$\frac{(M_x)_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^3 m'^3 \frac{2}{3} \left[ \frac{|m|m'}{2\sqrt{m^2-1}} \frac{(m+1)(m'-m+m'+1)}{(m'+1)^2(m'-m)^2} \right.$$

$$- \frac{|m'|}{2\sqrt{m'^2-1}} \left( \frac{m}{(m'-m)^2} - \frac{m_i}{(m'-m_i)^2} \right) - \frac{|m'|m'}{2(m'^2-1)^{\frac{3}{2}}} \left( \frac{m}{m'-m} - \frac{m_i}{m'-m_i} \right)$$

$$\left. - \left( \frac{l_i}{\beta} \right) m' \frac{2}{3} \frac{L_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \right] \quad (4.11)$$

この揚力に対する空力中心  $(\bar{a}_{B'}, \bar{b}_{B'})$  は

$$\left. \begin{aligned} \bar{b}_{B'} &= \frac{(M_x)_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \left/ \frac{L_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \right. \\ \bar{a}_{B'} &= \frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_{B'}}{m'} \end{aligned} \right\} \quad (4.12)$$

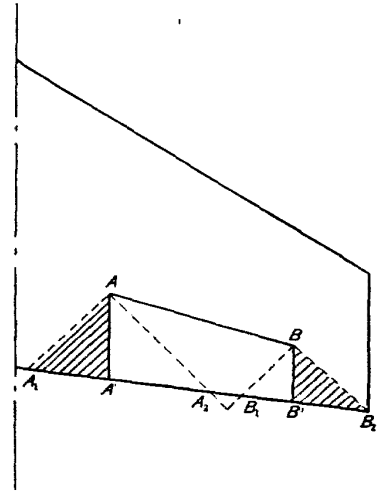
以上により第4図のような亜音速前縁の自由縁を有する操縦面については、Aから出るマッハ線が  $BB'$  に交わらず、またBより出るマッハ線が  $AA'$  と交わらない限り、(3.7) の揚力より (4.10) の  $L_{B'}$  を引き、さらに (4.6) の揚力  $L_B$  を加えればよい。横揺れモーメント、縦揺れモーメントについてはそれぞれ (3.12) および (3.17) より  $L_{B'}$  による寄与を引き  $L_B$  による寄与を加えればよい。

なお、(4.4) (4.5) および (4.10) (4.11) は  $m'=m$ ,  $m'=\infty$ ,  $m=\infty$  等の場合に不定形となるが、それらの場合の表示式を一括して付録に示す。また、それらを付図1と付図2に図示した。

## § 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たことによって、発生する揚力の一部しか受け持たないので補正を行なう必要がある。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6図のような形となっている。



第 6 図

(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6図 AA<sub>1</sub>A' の部分の揚力を差引く必要がある。外側頂点Bよりのマッハ線が AA' に交わらない限り AA<sub>1</sub>A' 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  $\eta$  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。計算の結果は

$$\begin{aligned} \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = & 2 \left( \frac{l_r}{\beta} \right)^2 m'^2 \left[ - \frac{|m|m}{\sqrt{m^2-1} m' (m'-m)} \left( \frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) \right. \\ & \left. + \frac{(\text{sign } m') m}{\sqrt{m'^2-1} (m'-m)} \left( \frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m'} \right) \right] \quad (5.2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{(M_x)_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = & 2 \left( \frac{l_r}{\beta} \right) m'^3 \frac{2}{3} \left[ - \frac{|m|m(2m'-m)}{2\sqrt{m^2-1} m' (m'-m)^2} \left( \frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) \right. \\ & \left. + \frac{|m'|m(m'^2-1+m'^2-mm')}{2\sqrt{m'^2-1} (m'-m)^2 (m'^2-1)} \left( \frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m'} \right) - \frac{m}{2\pi(m'^2-1)(m'-m)} \right] \\ & - \left( \frac{l_r}{\beta} \right) m' \frac{2}{3} \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \quad (5.3) \end{aligned}$$

ただし、 $l_r$  はA点における一樣流方向の翼弦である。この揚力に対する空力中心  $(\bar{a}_{AW}, \bar{b}_{AW})$  は

$$\left. \begin{aligned} \bar{b}_{AW} &= \frac{(M_x)_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \bigg/ \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \\ \bar{a}_{AW} &= \frac{2}{3} l_r + \frac{\beta \bar{b}_{AW}}{m'} \end{aligned} \right\} \quad (5.4)$$

操縦面に働く揚力は (3.7) の値よりも (5.2) の  $L_{AW}$  だけ少なくなる。

(ii) 完全に翼平面形内にする外側頂点Bについての補正

Aについてと全く同様に補正を行なうことができる。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ことが幾何学的考察よりわかる。

$$\frac{L_{BW}(m, m')}{l_t^2} = \frac{L_{AW}(-m, -m')}{l_r^2} \quad (5.5)$$

$$\frac{\bar{b}_{BW}(m, m')}{l_t} = -\frac{\bar{b}_{AW}(-m, -m')}{l_r} \quad (5.6)$$

$$\bar{a}_{BW} = \frac{2}{3}l_t + \frac{\beta \bar{b}_{BW}}{m'} \quad (5.7)$$

これら (5.2) (5.3) も  $m'=m$ ,  $m'=\infty$ ,  $m=\infty$  等で不定形となるが、それらの場合の表示式を一括して付録に示す。また、それを付図3に図示した。

## § 6. 計 算 方 法

以上をまとめると、操縦面としては3種類に分類して考える方がよい。

(i) 完全に翼平面形内にある操縦面 (第7a 図)。この場合操縦面の形状には制限なしに、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

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

次に、ヒンジモーメントについては第7a 図のような梯形についてのみ計算式が与えられる。いま AB 点の座標を  $(x_A, y_A)(x_B, y_B)$  とすると

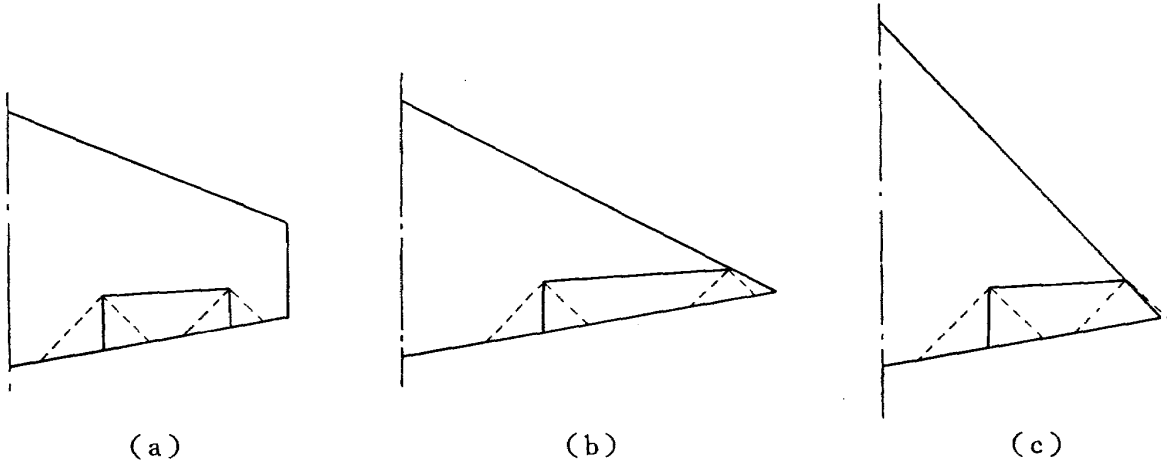
|   |                 |
|---|-----------------|
| $L_0$ の着力点 ( $\bar{x}_0, \bar{y}_0$ )                       | ヒンジ線までの距離 $h_0$ |
| $-L_{AW}$ の着力点 ( $x_A + \bar{a}_{AW}, y_A + \bar{b}_{AW}$ ) | " $h_{AW}$      |
| $-L_{BW}$ の着力点 ( $x_B + \bar{a}_{BW}, y_B + \bar{b}_{BW}$ ) | " $h_{BW}$      |

となるから ( $\bar{x}_0, \bar{y}_0$ ), ( $x_A + \bar{a}_{AW}, y_A + \bar{b}_{AW}$ ), ( $x_B + \bar{a}_{BW}, y_B + \bar{b}_{BW}$ ) よりヒンジ線までの距離をそれぞれ  $h_0, h_{AW}, h_{BW}$  とすればヒンジモーメント  $M_h$  は

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

で与えられる。

(ii) 先端が超音速自由縁の操縦面 (第 7b 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 (i) 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



第 7 図

に制限なしに成り立つ。

ヒンジモーメントについては第 7b 図のような 4 辺形のと きについて計算式を与えよう。この場合補正は頂点 A についてのみ行なえばよいので、

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

これは B よりのマッハ線が AA' に交わらない限り成り立つ。

(iii) 先端が垂音速自由縁の操縦面 (第 7c 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 7c 図に形について

|                |  |           |          |
|----------------|--|-----------|----------|
| $L_0$ の着力点     | $(\bar{x}_0, \bar{y}_0)$                   | ヒンジ線までの距離 | $h_0$    |
| $L_B$ の着力点     | $(x_B + \bar{a}_B, y_B + \bar{b}_B)$       | "         | $h_B$    |
| $-L_{B'}$ の着力点 | $(x_B + \bar{a}_{B'}, y_B + \bar{b}_{B'})$ | "         | $h_{B'}$ |

となるから揚力  $L$  は

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

横揺れモーメントおよび縦揺れモーメント  $M_x$ , および  $M_y$  は

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

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

これはA点より出るマッハ線が  $BB'$  に交わらない限り成り立つ。

ヒンジモーメントも第 7c 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  $h_{AW}$

ここに  $h_B, h_{B'}, h_{AW}$  はそれぞれ  $(x_B + \bar{a}_B, y_B + \bar{b}_B), (x_B + \bar{a}_{B'}, y_B + \bar{b}_{B'}), (x_A + \bar{a}_{AW}, y_A + \bar{b}_{AW})$  よりヒンジ線までの距離である。そうするとヒンジモーメント  $M_h$  は

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

で与えられる。この場合にも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  $AA'$  に交わらない限り成り立つ。

## § 7. 結 語

線型超音速翼理論に基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しかも超音速縁である場合である。

まず、完全に翼平面形に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二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は考慮されておらず、また、衝撃波の発生も考えに入れていない。しかしながら、未発表の資料によると舵角があまり大きくなり、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，高梨進と三氏に感謝の意を表する。

## 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 Wölbungsklappen im Überschallbereich. Z. Flugwiss. 25, 1957, pp. 15-22

### 付録 補正項の表示式

§ 4 で与えた外側が亜音速自由縁の場合の補正項 (4.6~8) (4.10~12), および § 5 のヒンジモーメントを求める場合の翼平面形内にある側縁に対する補正項 (5.2~4) は  $m'=m$ ,  $m'=\infty$ ,  $m=\infty$ , または  $m'=m=\infty$  の何れかが成り立つ場合には不定形となるので, それらの場合の表示式をここにまとめる。簡単のために次のような記号を用いる。

$L_B$  は第5図の右辺第3項の斜線部分の揚力,  $(M_x)_B$  は  $L_B$  による B点まわりの横揺れモーメント,  $\bar{a}_B, \bar{b}_B$  は B点を原点とする  $L_B$  の空力中心の  $x$  および  $y$  座標とする。

$$\frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^2 f_B(m, m', m_i), \quad \frac{(M_x)_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^3 \frac{2}{3} g_B(m, m', m_i)$$

$$\bar{b}_B = \frac{(M_x)_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \bigg/ \frac{L_B}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2}, \quad \bar{a}_B = \frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_B}{m'}$$

$L_{B'}$  は第5図の右辺第2項の斜線部分の揚力,  $(M_x)_{B'}$  は  $L_{B'}$  による B点まわりの横揺れモーメント,  $\bar{a}_{B'}, \bar{b}_{B'}$  は B点を原点とする  $L_{B'}$  の空力中心の  $x$  および  $y$  座標とする。

$$\frac{L_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^2 f_{B'}(m, m', m_i), \quad \frac{(M_x)_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_i}{\beta} \right)^3 \frac{2}{3} g_{B'}(m, m', m_i)$$

$$\bar{b}_{B'} = \frac{(M_x)_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \bigg/ \frac{L_{B'}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2}, \quad \bar{a}_{B'} = \frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_{B'}}{m'}$$

$L_{AW}$  は第6図  $AA_1A'$  の部分の揚力,  $(M_x)_{AW}$  は  $L_{AW}$  による A点まわりの横揺れモーメント,  $\bar{a}_{AW}, \bar{b}_{AW}$  は A点を原点とする  $L_{AW}$  の空力中心の  $x$  および  $y$  座標とする。

$$\frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} d U^2} = 2 \left( \frac{l_r}{\beta} \right)^2 f_{AW}(m, m'), \quad \frac{(M_x)_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} = 2 \left( \frac{l_r}{\beta} \right)^3 \frac{2}{3} g_{AW}(m, m')$$

$$\bar{b}_{AW} = \frac{(M_x)_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2} \bigg/ \frac{L_{AW}}{\delta \frac{1}{2} \rho U^2}, \quad \bar{a}_{AW} = \frac{2}{3} l_r + \frac{\beta \bar{b}_{AW}}{m'}$$

なお, 第6図  $BB'B_2$  の部分の揚力  $L_{BW}$ , B点を原点とする  $L_{BW}$  の空力中心の  $x$  および  $y$  座標を  $\bar{a}_{BW}, \bar{b}_{BW}$  とすると, A点に関する量との間に次の関係がある。

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

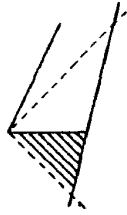
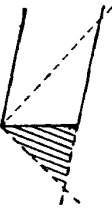

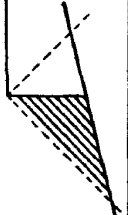
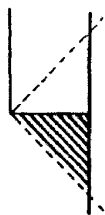
$$\frac{\bar{b}_{BW}(m, m')}{l_i} = -\frac{\bar{b}_{AW}(-m, -m')}{l_r}, \quad \bar{a}_{BW} = \frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_{BW}}{m'}$$

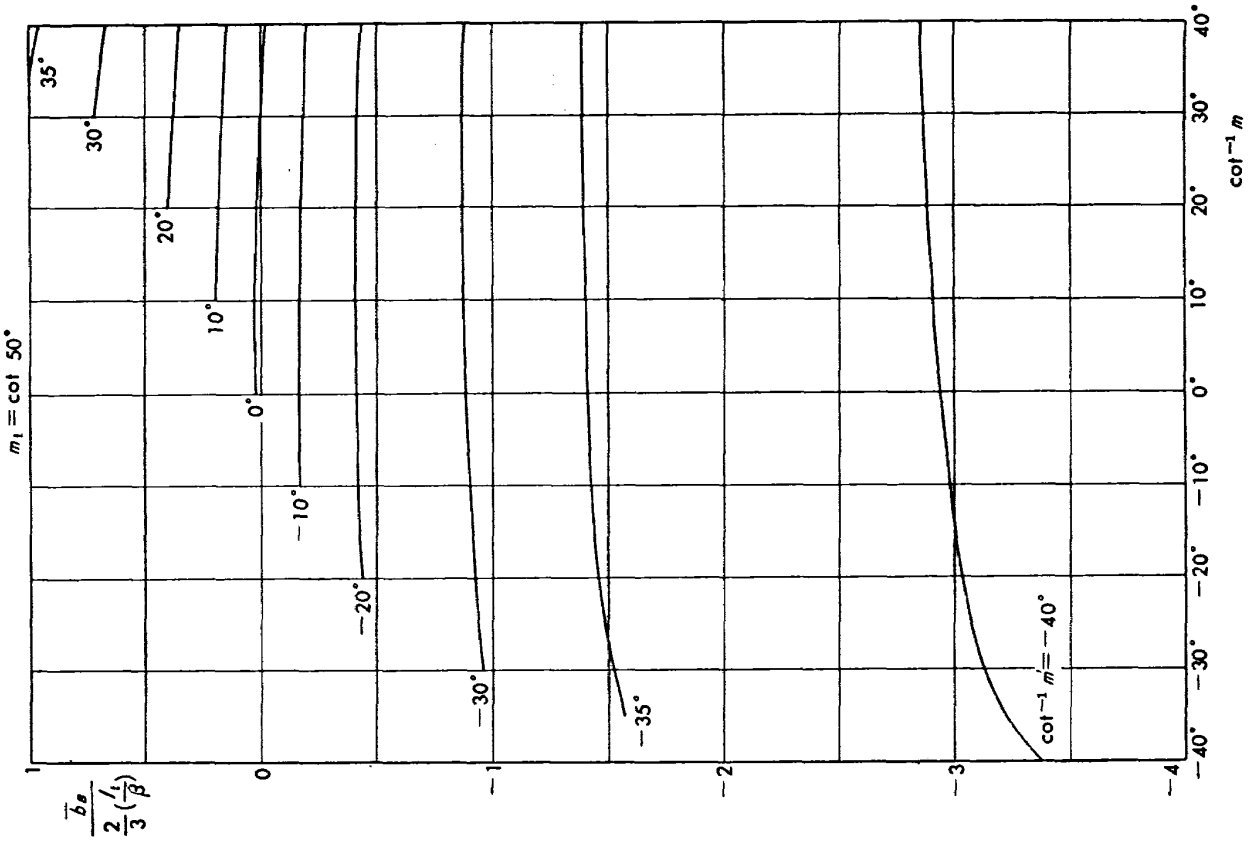
これらの数値は付図 1~3 に示す。

|                       | $f_B$  | $g_B$  | $\bar{b}_B$   | $\bar{a}_B$                                    |
|-----------------------|--|--|---|--|
|                       | $m^2 \left[ \sqrt{\frac{(m-m_i)(m'-m_i)}{(m-1)(m'+1)}} \frac{m_i}{(m'-m_i)^2} + \frac{m+1}{\sqrt{m^2-1}} \frac{m+1}{(m'+1)(m-m)} \times \left( 1 - \sqrt{\frac{(m-m_i)(m'+1)}{(m+1)(m'-m_i)}} \right) \right]$ | $m^3 \left[ \frac{m_i m_i'}{(m'-m_i)^2} \sqrt{\frac{m-m_i}{m-1}} \frac{1}{\sqrt{(m'+1)(m'-m_i)}} \times \left( 1 - \frac{1}{4} \frac{m_i+1}{m'+1} + \frac{ m m'}{\sqrt{m^2-1}} \frac{m_i+1}{(m'+1)^2} \sqrt{\frac{m+1}{m-m_i}} \right) \times \left\{ \frac{(m-m_i)(m'-m+m'+1)}{2(m_i+1)(m'-m)^2} \left( \sqrt{\frac{m+1}{m-m_i}} - \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \frac{(m-m_i)}{4(m'-m)(m'-m_i)} \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \right) \right\} \right] - m' f_B$ | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_i}{\beta} \right) \frac{g_B}{f_B}$                | $\frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_B}{m'}$ |
| $m' = m$<br>          | $m^2 \left[ \frac{m_i}{\sqrt{m^2-1}} \frac{ m-m_i }{m-m_i} + \frac{ m }{2\sqrt{m^2-1}} \times \frac{m_i+1}{(m+1)(m-m_i)} \right]$  | $m^3 \left[ \frac{m_i}{(m-m_i)^2} \frac{ m }{\sqrt{m^2-1}} \left( 1 - \frac{m_i+1}{4(m+1)} \right) + \frac{ m m'}{4\sqrt{m^2-1}} \frac{(m_i+1)}{(m+1)^2} (m-m_i) \left( 1 + \frac{3(m_i+1)}{8(m-m_i)} \right) \right] - m f_B$   | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_i}{\beta} \right) \frac{g_B}{f_B}$                | $\frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_B}{m}$  |
| $m' = \infty$<br>     | $m_i \sqrt{\frac{m-m_i}{m-1}} + \frac{ m (m+1)}{\sqrt{m^2-1}} \times \left( 1 - \sqrt{\frac{m-m_i}{m+1}} \right) \right]$  | $m_i \sqrt{\frac{m-m_i}{m-1}} \left( \frac{3m_i}{4} - \frac{1}{4} \right) + \frac{ m }{\sqrt{m^2-1}} \frac{(m-m_i)(m+m_i+m-1)}{2} \times \sqrt{\frac{m+1}{m-m_i}}$   | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_i}{\beta} \right) \frac{g_B}{f_B}$                | $\frac{2}{3} l_i$                              |
| $m = \infty$<br>      | $m^2 \left[ \sqrt{\frac{m'-m_i}{m'+1}} \frac{m_i}{(m'-m_i)^2} - \frac{1}{m'+1} \times \left( 1 - \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \right) \right]$   | $m^3 \left[ \frac{m_i m_i'}{(m'-m_i)^2} \sqrt{\frac{m'-m_i}{m'+1}} \frac{1}{(m'-m_i)} \left( 1 - \frac{(m_i+1)}{4(m'+1)} \right) + \frac{m'(m_i+1)}{(m'+1)^2} \left\{ -\frac{1}{2(m_i+1)} \left( 1 - \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \right) + \frac{1}{4(m'-m_i)} \sqrt{\frac{m'+1}{m'-m_i}} \right\} - m' f_B \right]$  | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_i}{\beta} \right) \frac{g_B}{f_B}$                | $\frac{2}{3} l_i + \frac{\beta \bar{b}_B}{m'}$ |
| $m' = m = \infty$<br> | $\frac{3}{2} m_i + \frac{1}{2}$  | $\frac{15 m_i^2 - 6 m_i - 5}{16}$  | $\left( \frac{l_i}{\beta} \right) \frac{15 m_i^2 - 6 m_i - 5}{12(3 m_i + 1)}$ | $\frac{2}{3} l_i$                              |

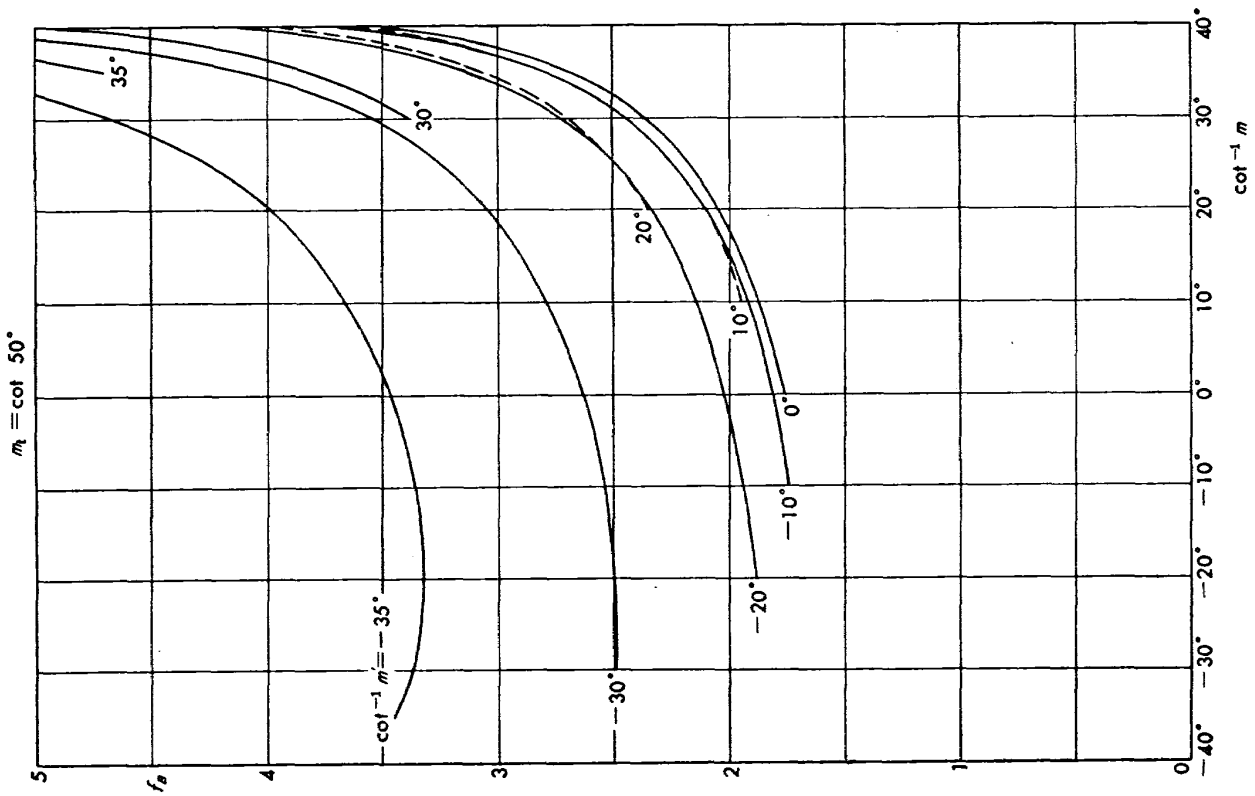


|                       | $f_B'$  | $g_B'$   | $\bar{b}_B'$  | $\bar{a}_B'$                                    |
|-----------------------|---|--|---|---|
|                       | $m'^2 \left[ \frac{ m }{\sqrt{m^2-1}} \frac{(m+1)}{(m'+1)(m'-m)} - \frac{(\text{sign } m)}{\sqrt{m'^2-1}} \left( \frac{m}{m'-m} - \frac{m_t}{m'-m_t} \right) \right]$ | $m^3 \left[ \frac{ m m'}{2\sqrt{m^2-1}} \left( \frac{1}{(m'-m)^2} - \frac{1}{(m'+1)^2} \right) - \frac{ m' }{2\sqrt{m'^2-1}} \right. \\ \times \left( \frac{m}{(m'-m)^2} - \frac{m_t}{(m'-m_t)^2} \right) - \frac{ m' m'}{2(m'^2-1)^{3/2}} \\ \left. \times \left( \frac{m}{m'-m} - \frac{m_t}{m'-m_t} \right) \right] - m'f_B'$ | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_t}{\beta} \right) \frac{g_B'}{f_B'}$        | $\frac{2}{3} l_t + \frac{\beta \bar{b}_B'}{m'}$ |
| $m' = m$<br>          | $m^2 \left[ \frac{ m }{(m^2-1)^{3/2}} + \frac{(\text{sign } m) m_t}{\sqrt{m^2-1}(m-m_t)} \right]$   | $m^3 \left[ \frac{ m m}{2\sqrt{m^2-1}} \frac{4m-1}{2(m^2-1)^2} + \frac{ m m_t}{2\sqrt{m^2-1}(m-m_t)^2} \right. \\ \left. + \frac{ m m_t m}{2(m^2-1)^{3/2}(m-m_t)} \right] - m'f_B'$  | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_t}{\beta} \right) \frac{g_B'}{f_B'}$        | $\frac{2}{3} l_t + \frac{\beta \bar{b}_B'}{m}$  |
| $m' = \infty$<br>     | $\frac{ m (m+1)}{\sqrt{m^2-1}} - (m-m_t)$   | $\frac{ m (m^2-1)}{2\sqrt{m^2-1}} - \frac{m^2}{2} + \frac{m_t^2}{2}$   | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_t}{\beta} \right) \frac{g_B'}{f_B'}$        | $\frac{2}{3} l_t$                               |
| $m = \infty$<br>      | $m'^2 \left[ -\frac{1}{m'+1} + \frac{(\text{sign } m')}{\sqrt{m'^2-1}} \left( 1 + \frac{m_t}{m'-m_t} \right) \right]$   | $m'^3 \left[ -\frac{m'}{2(m'+1)^2} + \frac{ m' }{2\sqrt{m'^2-1}} \frac{m_t}{(m'-m_t)^2} \right. \\ \left. + \frac{ m' m'}{2(m'^2-1)^{3/2}} \left( 1 + \frac{m_t}{m'-m_t} \right) \right] - m'f_B'$   | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_t}{\beta} \right) \frac{g_B'}{f_B'}$        | $\frac{2}{3} l_t + \frac{\beta \bar{b}_B'}{m'}$ |
| $m' = m = \infty$<br> | $(1+m_t)$   | $\frac{m_t^2}{2} - \frac{1}{4}$  | $\left( \frac{l_t}{\beta} \right) \frac{m_t^2 - \frac{1}{2}}{3(1+m_t)}$ | $\frac{2}{3} l_t$                               |

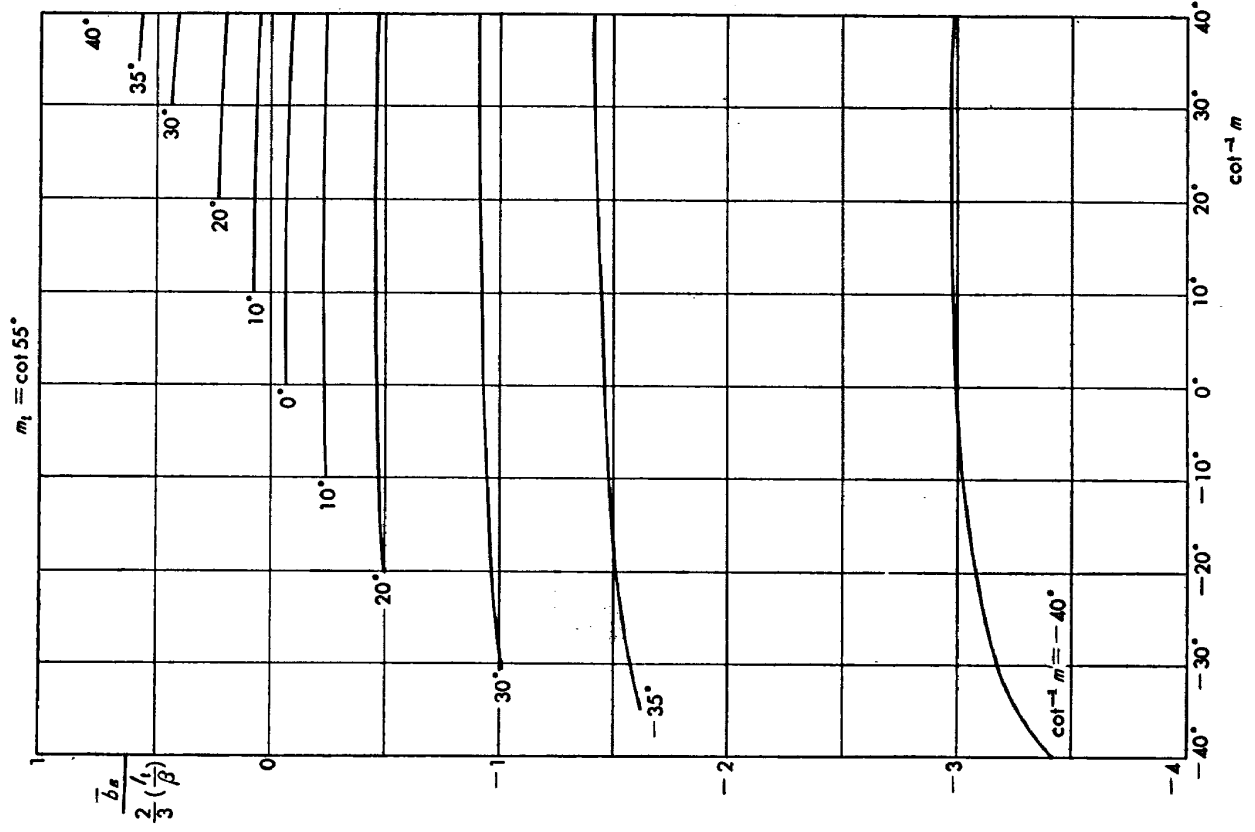
|  | $f_{AW}$  | $g_{AW}$  | $\bar{b}_{AW}$   | $\bar{a}_{AW}$                                    |
|--|---|---|--|---|
|                         | $m^2 \left[ -\frac{ m }{\sqrt{m^2-1}} \frac{ m }{m'(m'-m)} \right. \\ \times \left. \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) + \frac{(\text{sign } m)m}{\sqrt{m^2-1}(m'-m)} \right. \\ \times \left. \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m'} \right) \right]$ | $m^3 \left[ -\frac{ m m(2m'-m)}{2\sqrt{m^2-1}m'(m'-m)^2} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) \right. \\ + \frac{ m'm(m^2-1+m'^2-mm')}{2(m'-m)^2(m^2-1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m'} \right) \\ - \left. \frac{m}{2\pi(m^2-1)(m'-m)} \right] - m' f_{AW}$ | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_r}{\beta} \right) \frac{g_{AW}}{f_{AW}}$ | $\frac{2}{3} l_r + \frac{\beta \bar{b}_{AW}}{m'}$ |
| $m' = m$<br>            | $m^2 \left[ -\frac{(\text{sign } m)}{(m^2-1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) \right. \\ + \left. \frac{1}{\pi(m^2-1)} \right]$  | $m^3 \left[ -\frac{(\text{sign } m)(5m^2-2)}{4(m^2-1)^{\frac{3}{2}}} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) \right. \\ + \left. \frac{4m^2-1}{4\pi(m^2-1)^2} \right] - m f_{AW}$  | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_r}{\beta} \right) \frac{g_{AW}}{f_{AW}}$ | $\frac{2}{3} l_r + \frac{\beta \bar{b}_{AW}}{m}$  |
| $m' = \infty$<br>       | $\frac{m}{2} \frac{ m m}{\sqrt{m^2-1}} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right)$  | $-\frac{ m m^2}{\sqrt{m^2-1}} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m} \right) + \frac{m^2}{4} - \frac{m}{2\pi}$  | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_r}{\beta} \right) \frac{g_{AW}}{f_{AW}}$ | $\frac{2}{3} l_r$                                 |
| $m = \infty$<br>       | $m^2 \left[ \frac{1}{2m'} - \frac{(\text{sign } m')}{\sqrt{m'^2-1}} \right. \\ \times \left. \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m'} \right) \right]$   | $m^3 \left[ \frac{1}{4m'} - \frac{ m' m'}{2(m'^2-1)^{\frac{1}{2}}} \left( \frac{1}{2} \frac{1}{\pi} \sin^{-1} \frac{1}{m'} \right) \right. \\ + \left. \frac{1}{2\pi(m'^2-1)} \right] - m' f_{AW}$  | $\frac{2}{3} \left( \frac{l_r}{\beta} \right) \frac{g_{AW}}{f_{AW}}$ | $\frac{2}{3} l_r + \frac{\beta \bar{b}_{AW}}{m'}$ |
| $m' = m = \infty$<br> | $\frac{1}{\pi}$   | $-\frac{1}{8}$  | $-\left( \frac{l_r}{\beta} \right) \frac{\pi}{12}$                   | $\frac{2}{3} l_r$                                 |



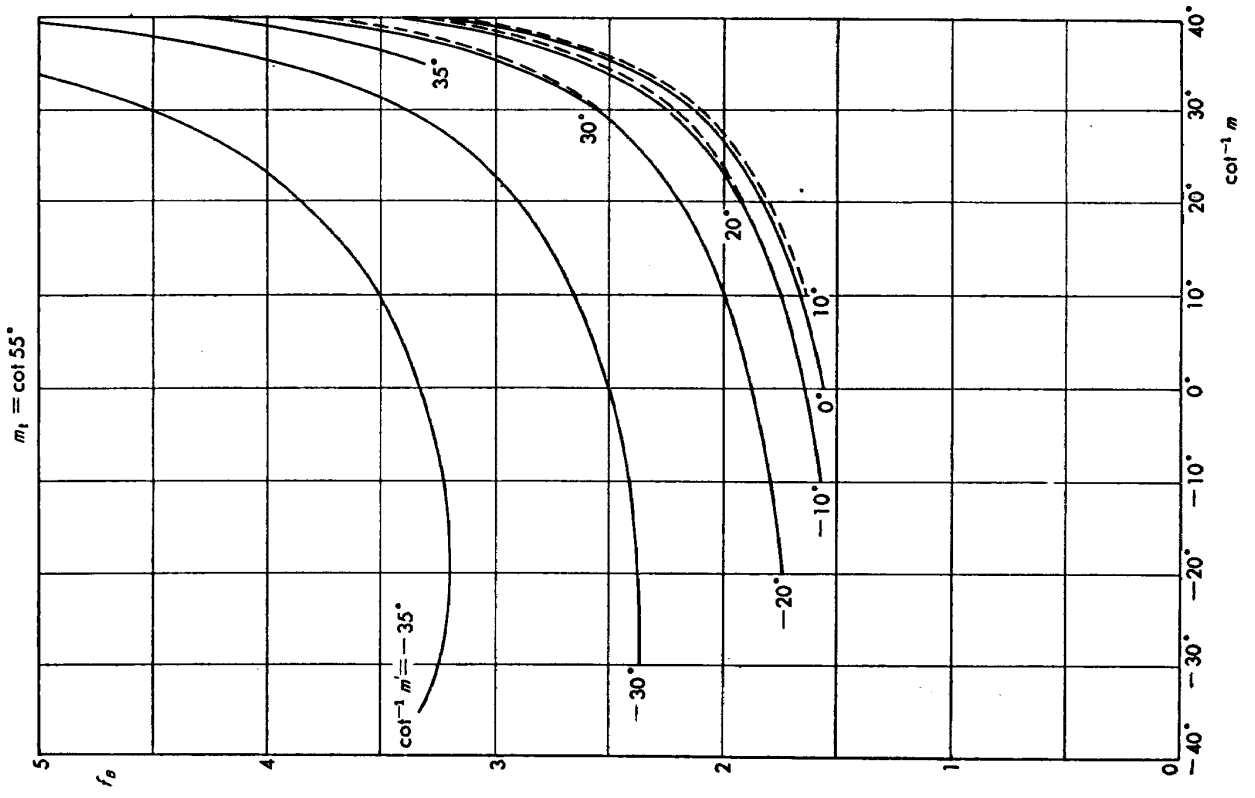
付図 1-1 b



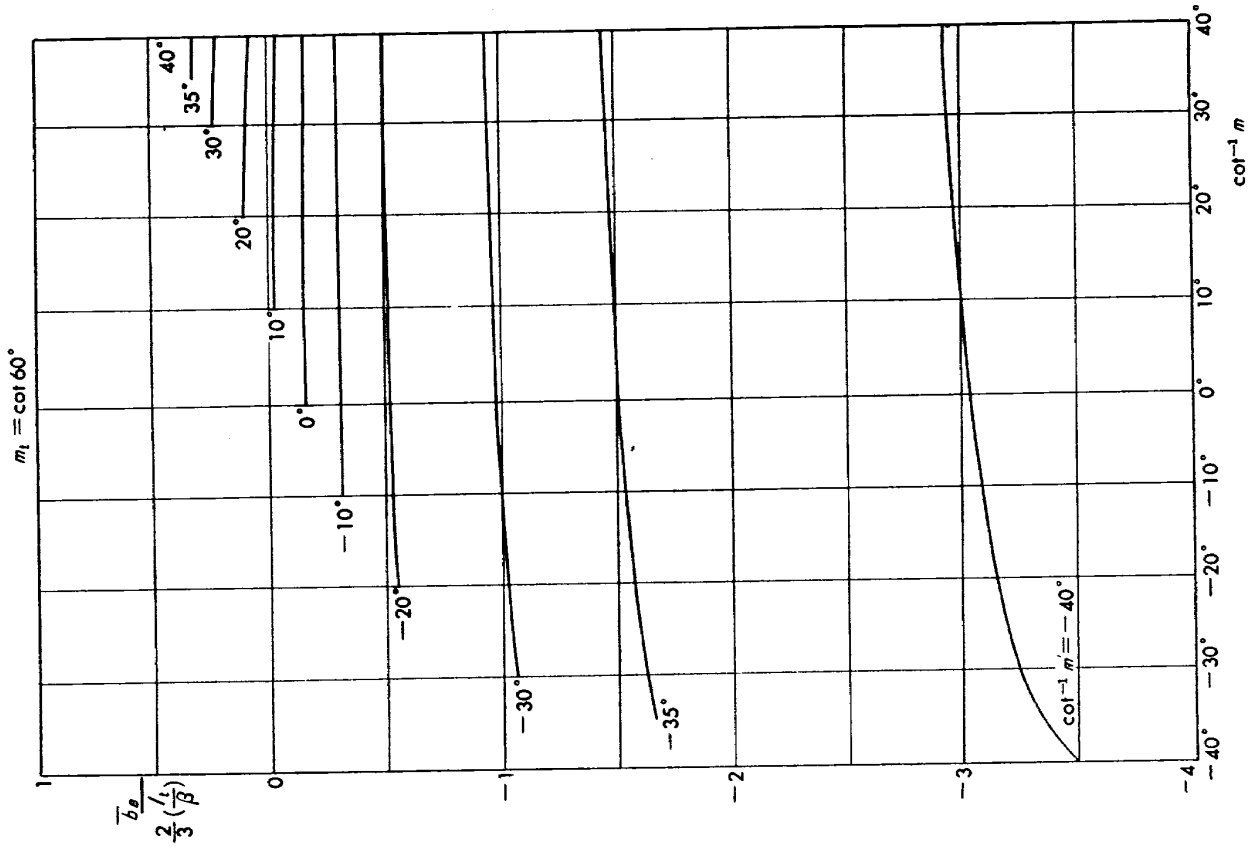
付図 1-1 a



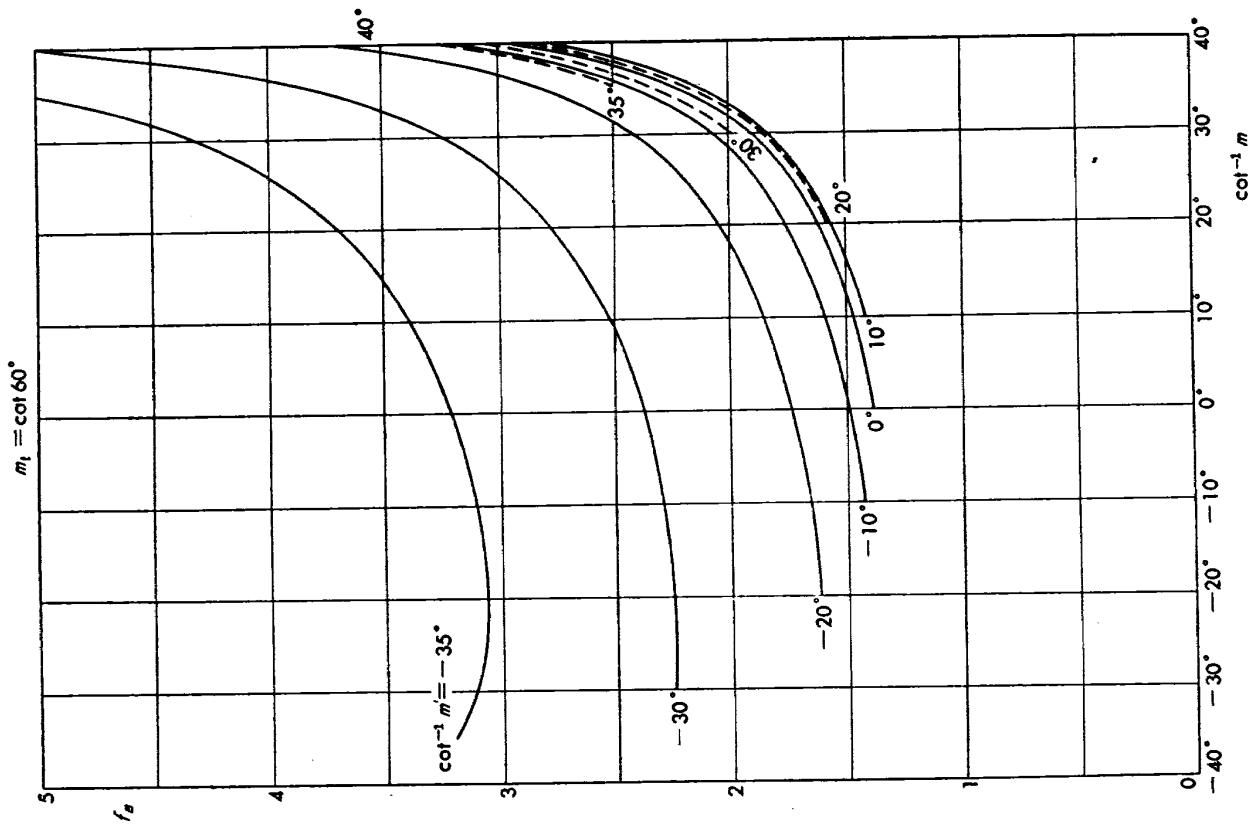
付図 1-2 a



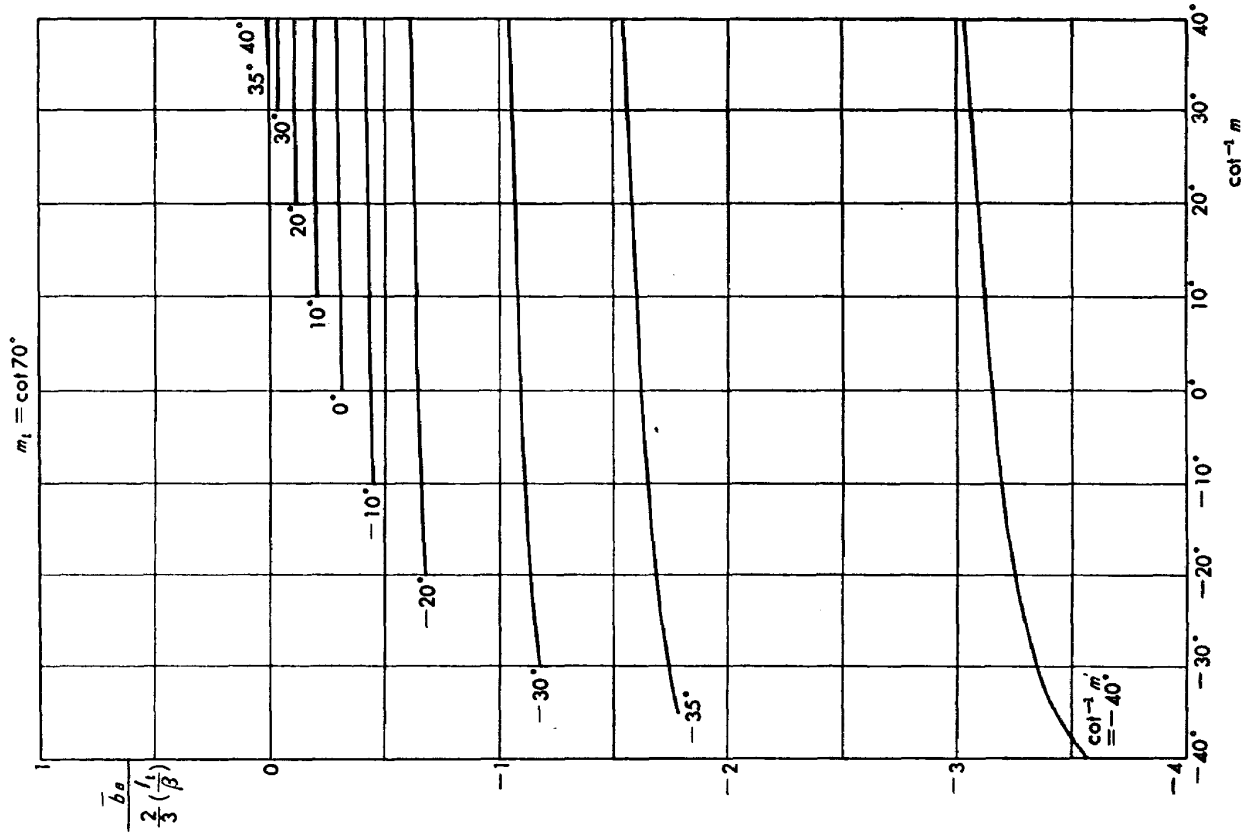
付図 1-2 b



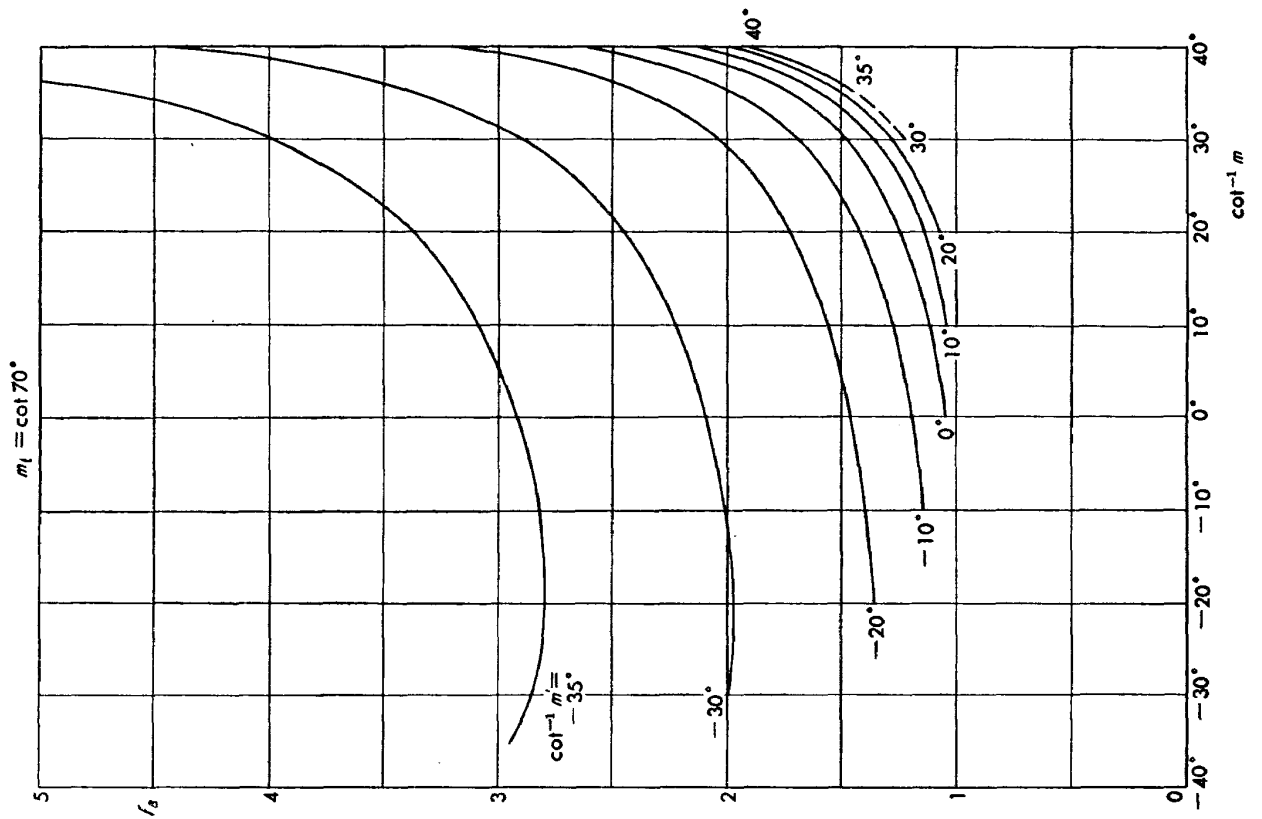
付図 1-3 b



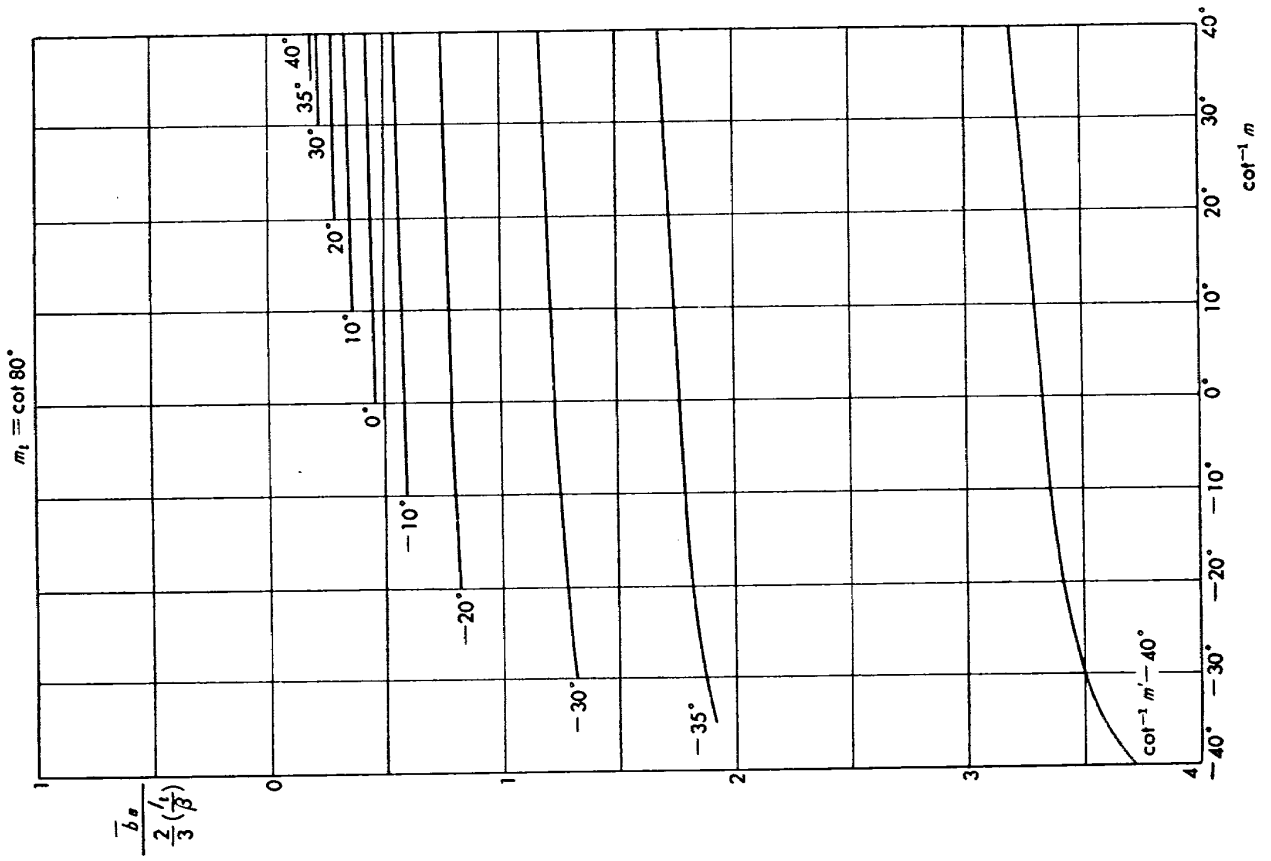
付図 1-3 a



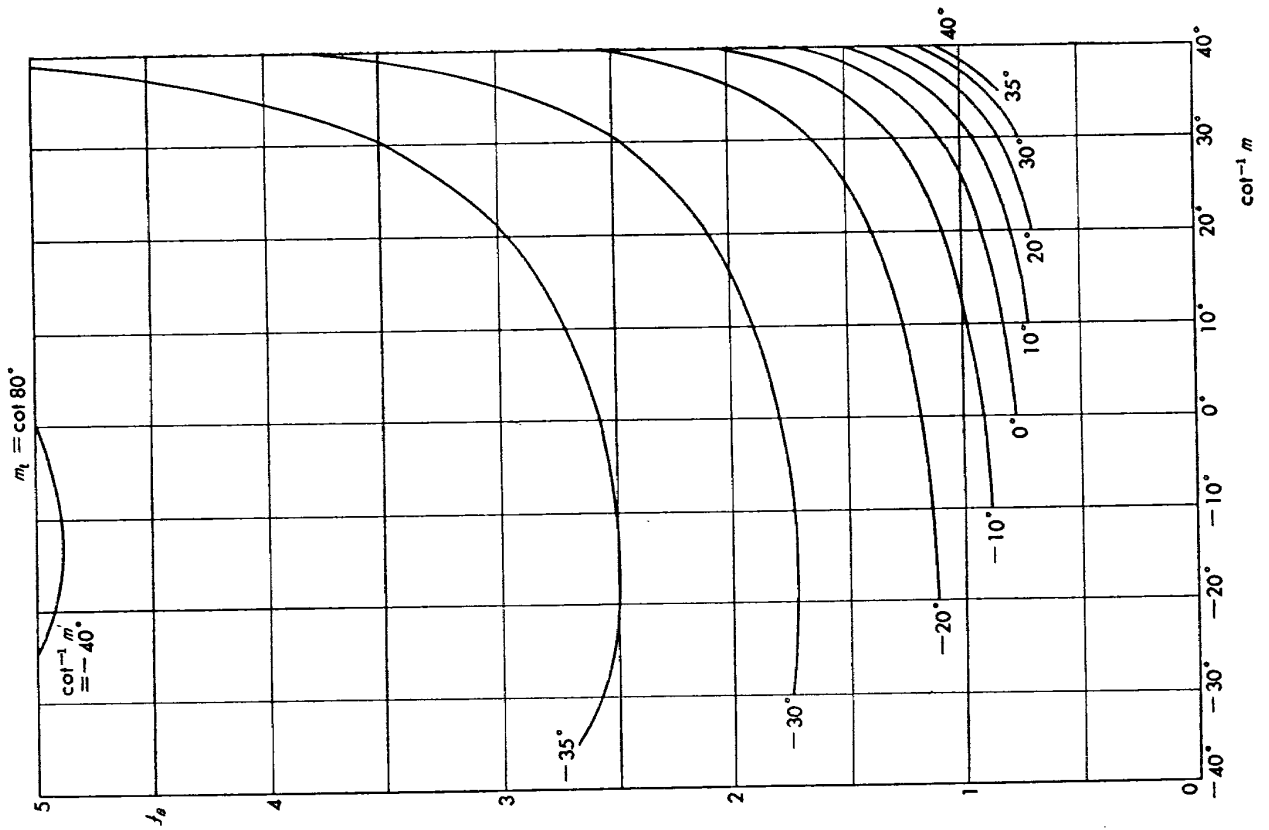
付図 1-4 b



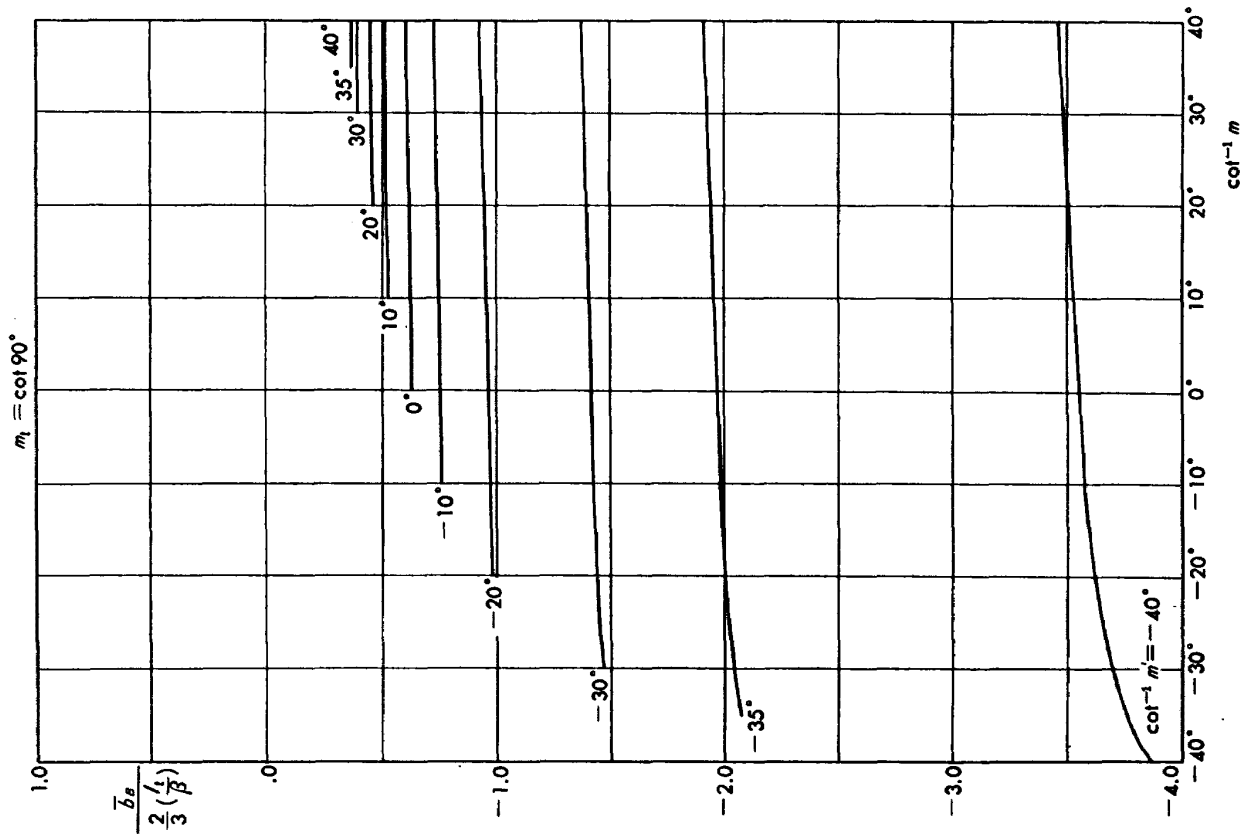
付図 1-4 a



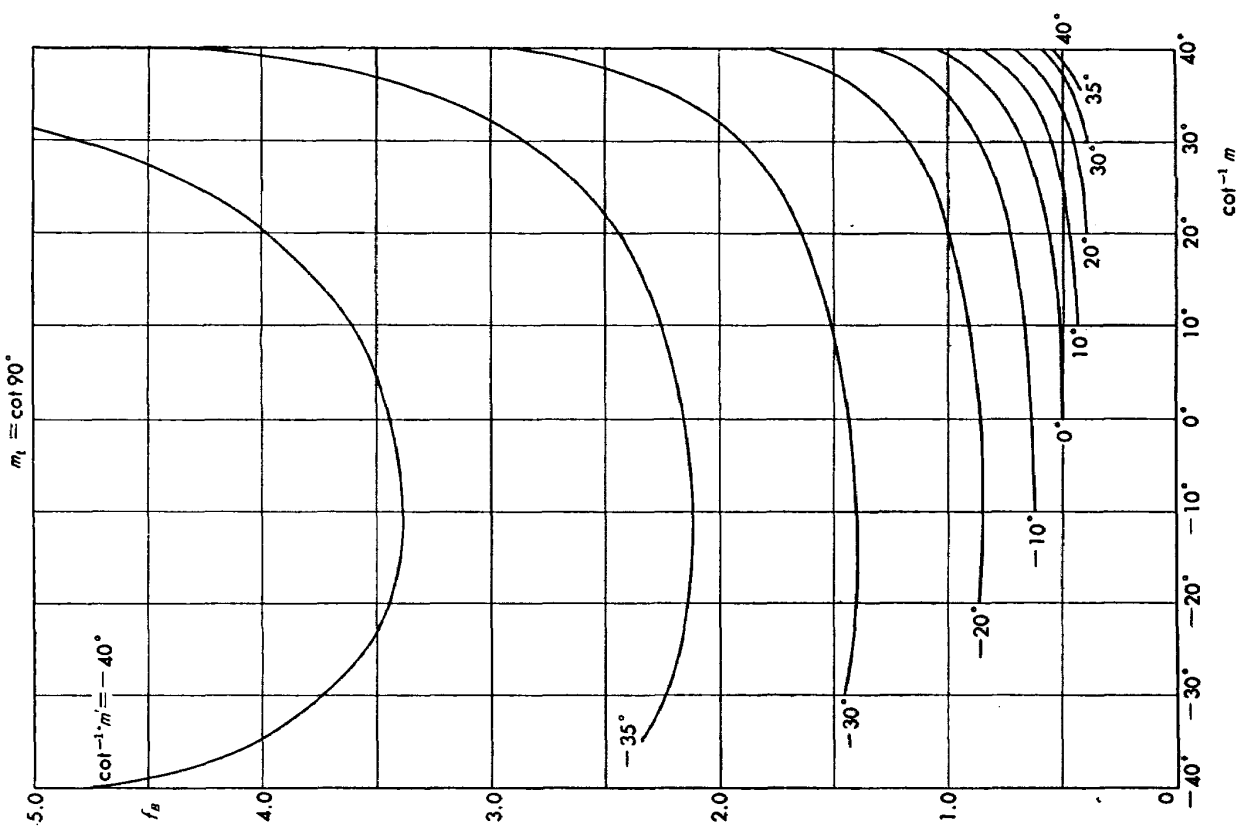
付図 1-5 b



付図 1-5 a

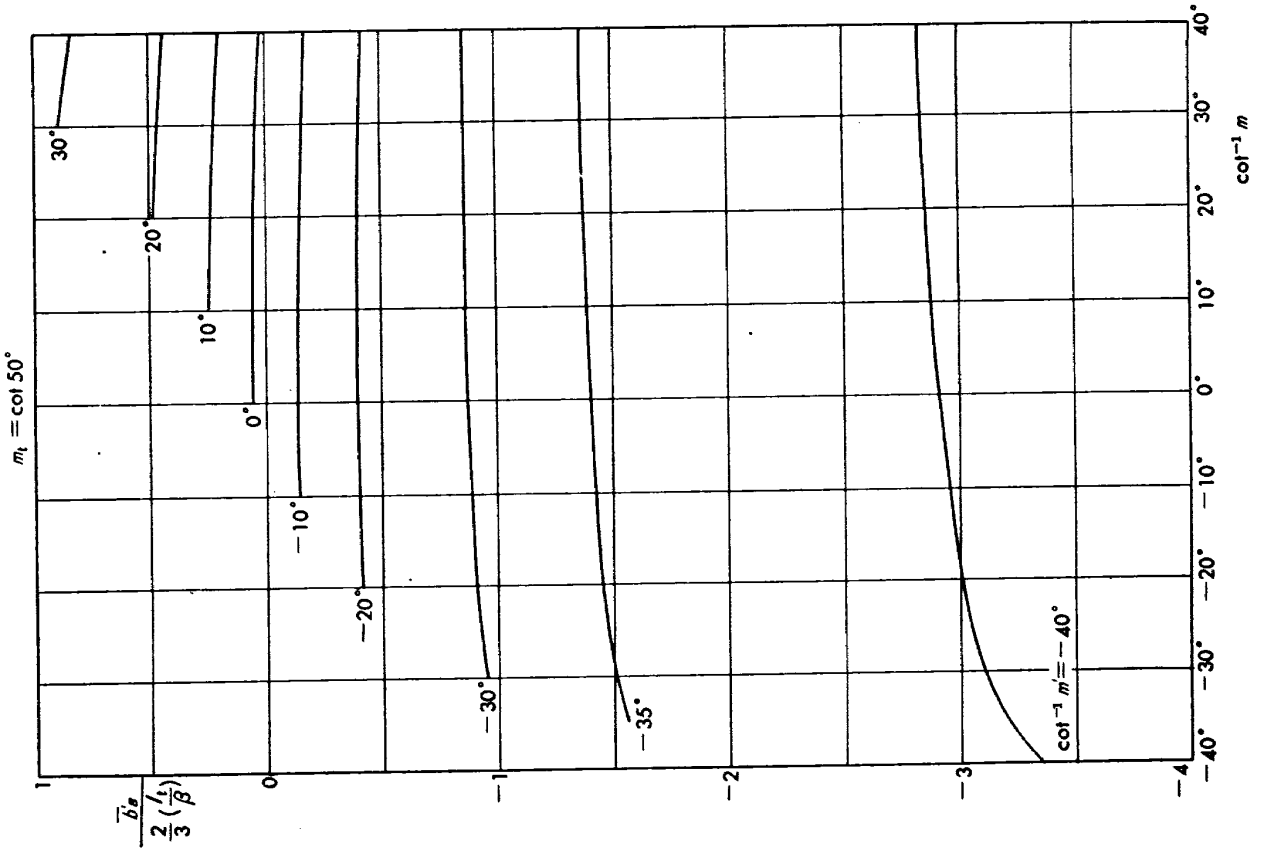


付図 1-6 a

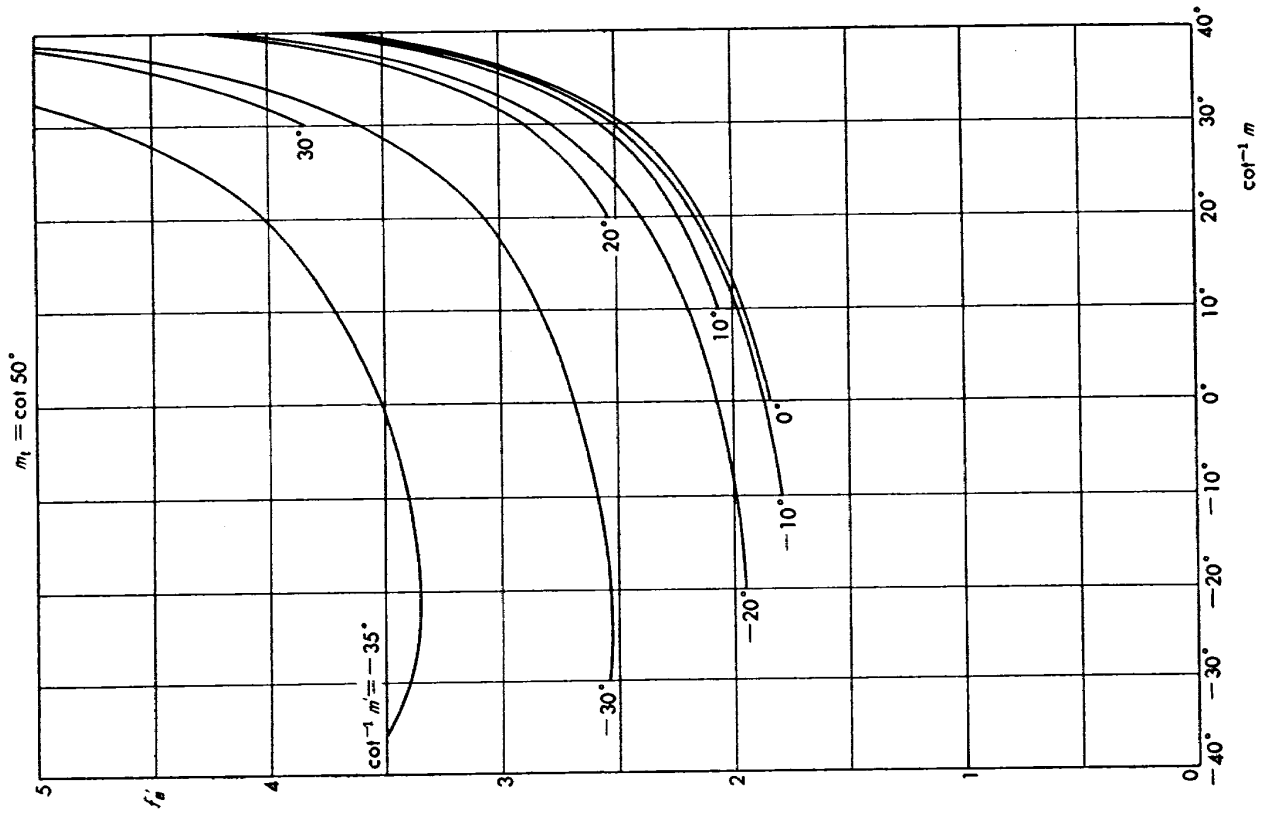


付図 1-6 b

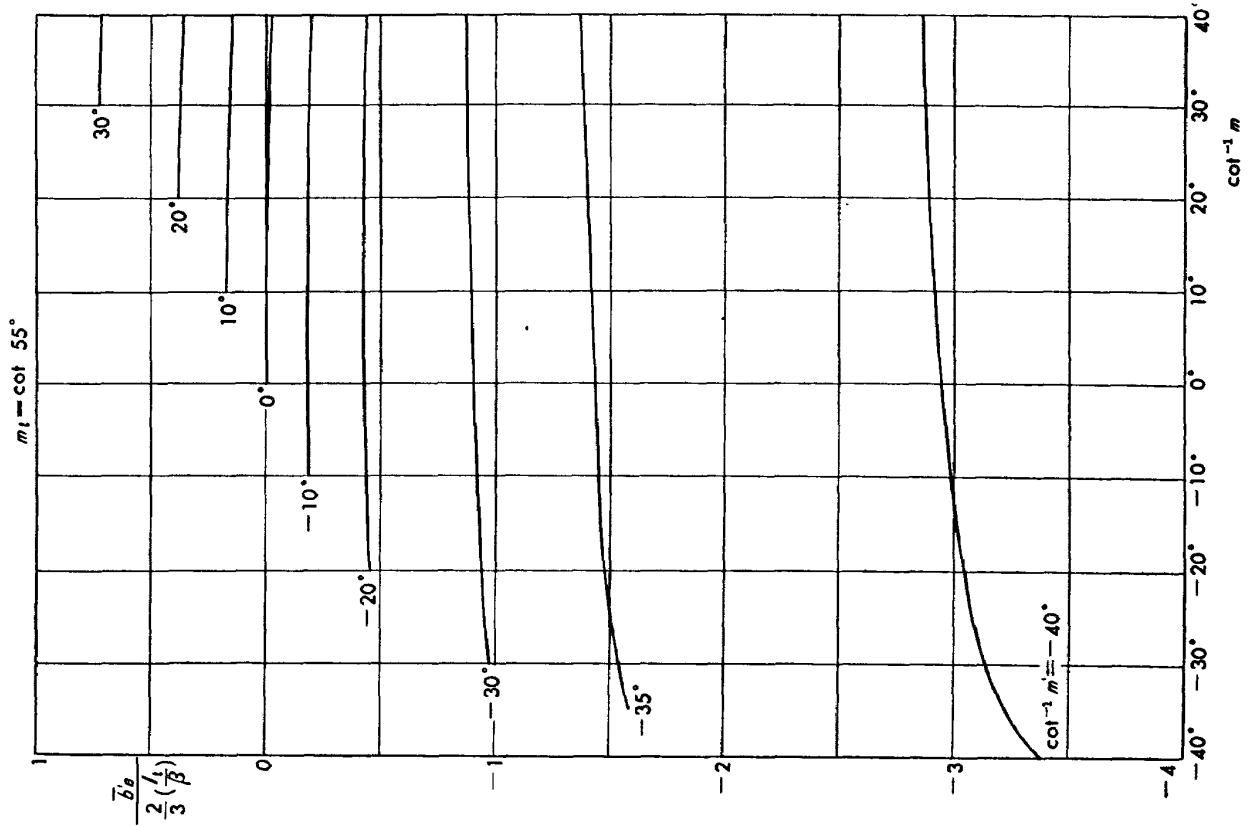




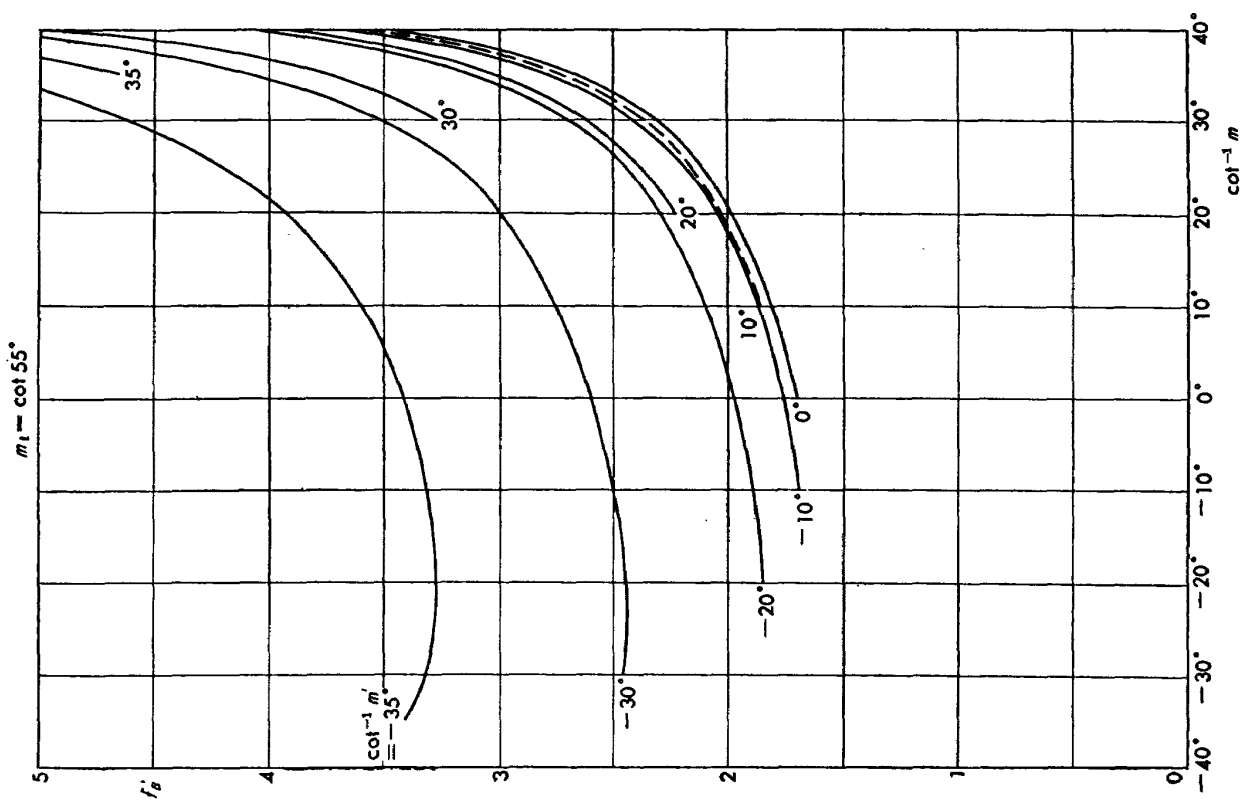
付図 2-1 b



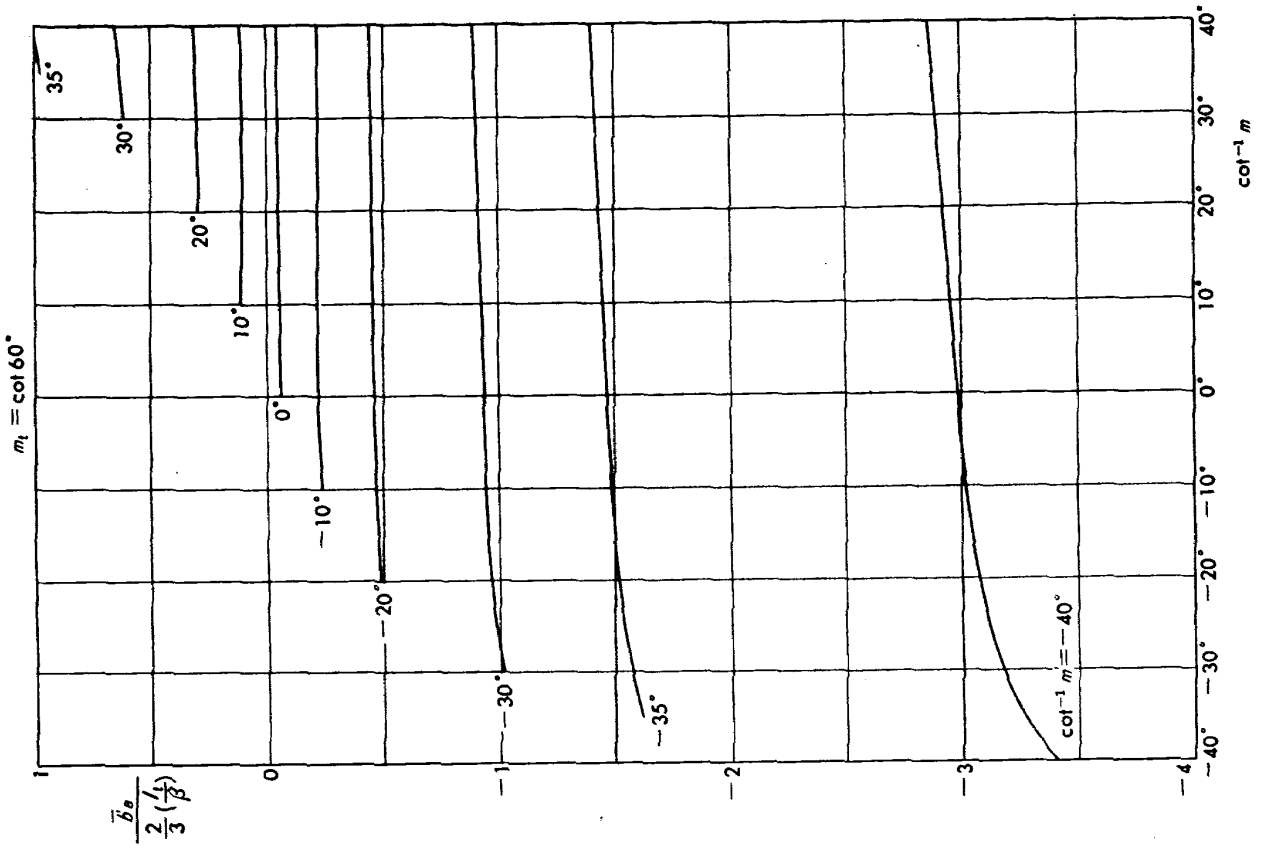
付図 2-1 a



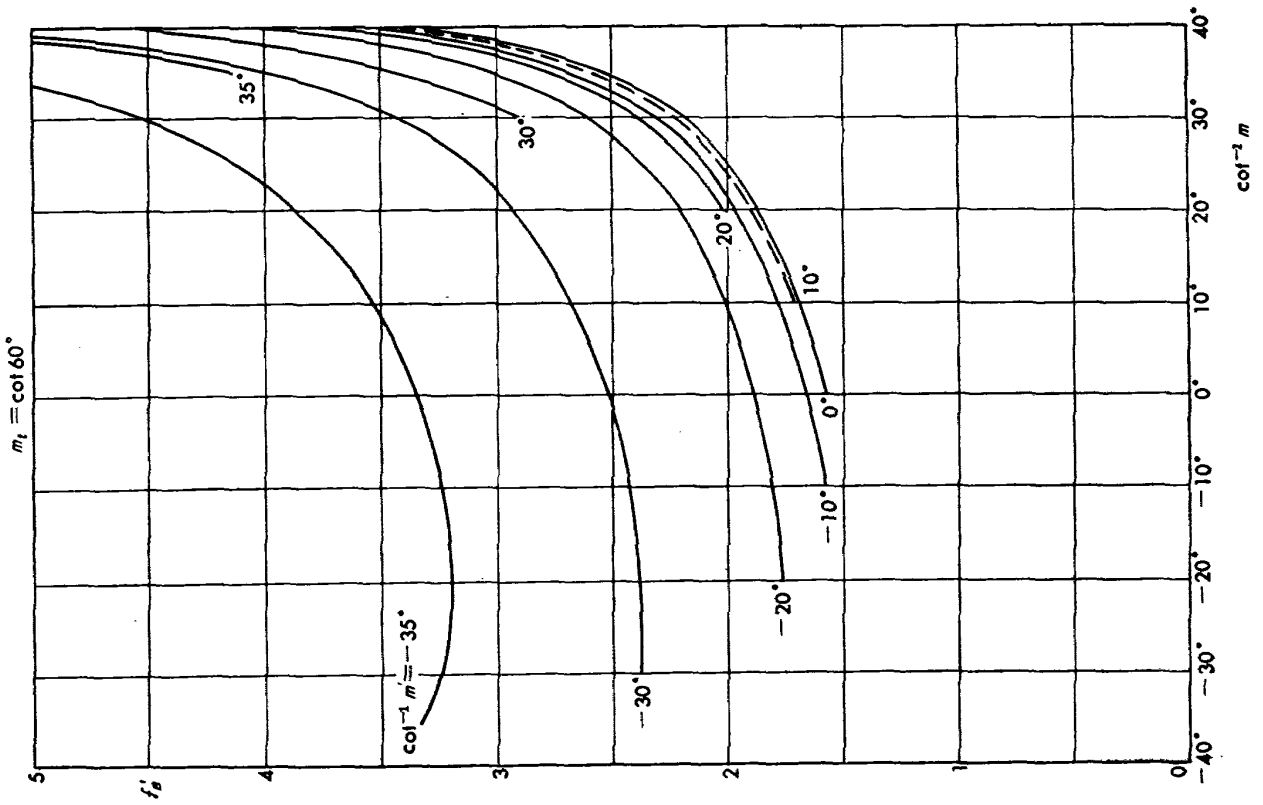
付図 2-2 a



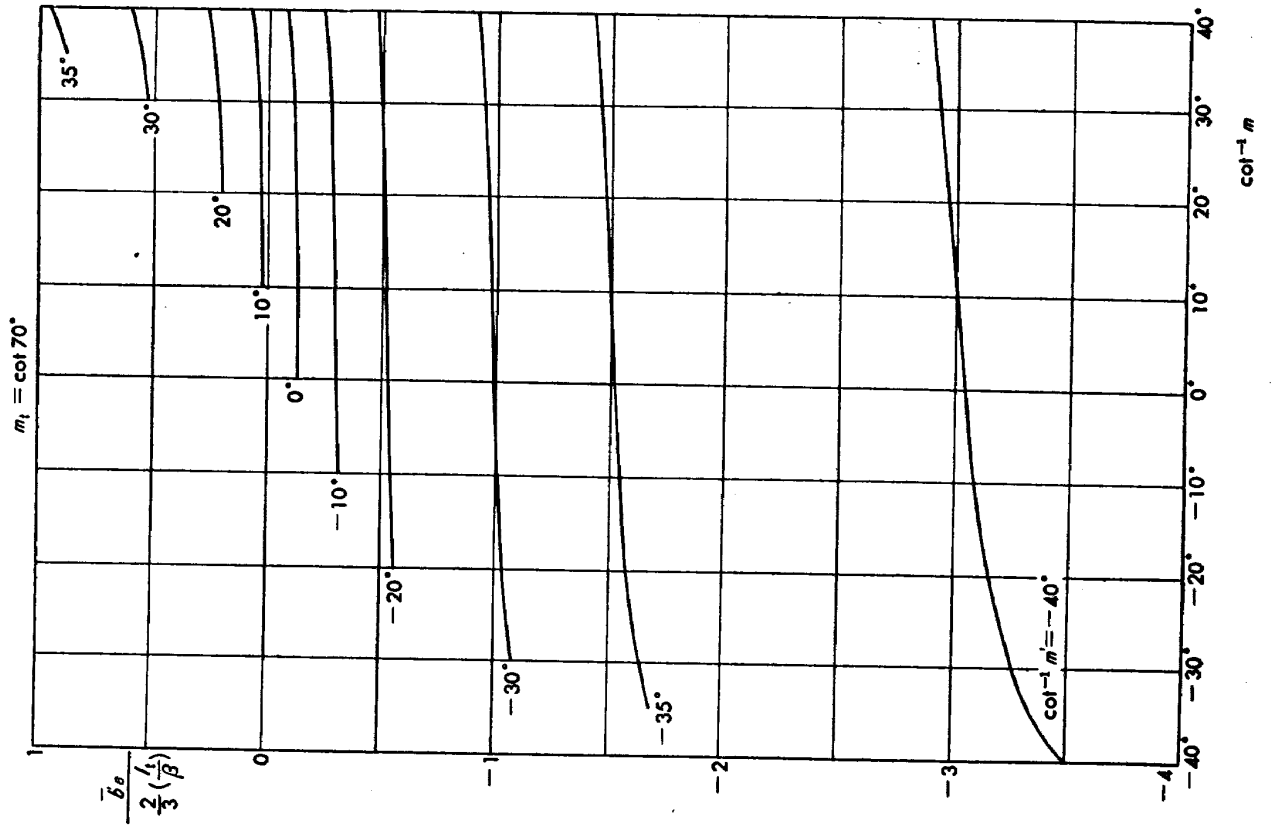
付図 2-2 b



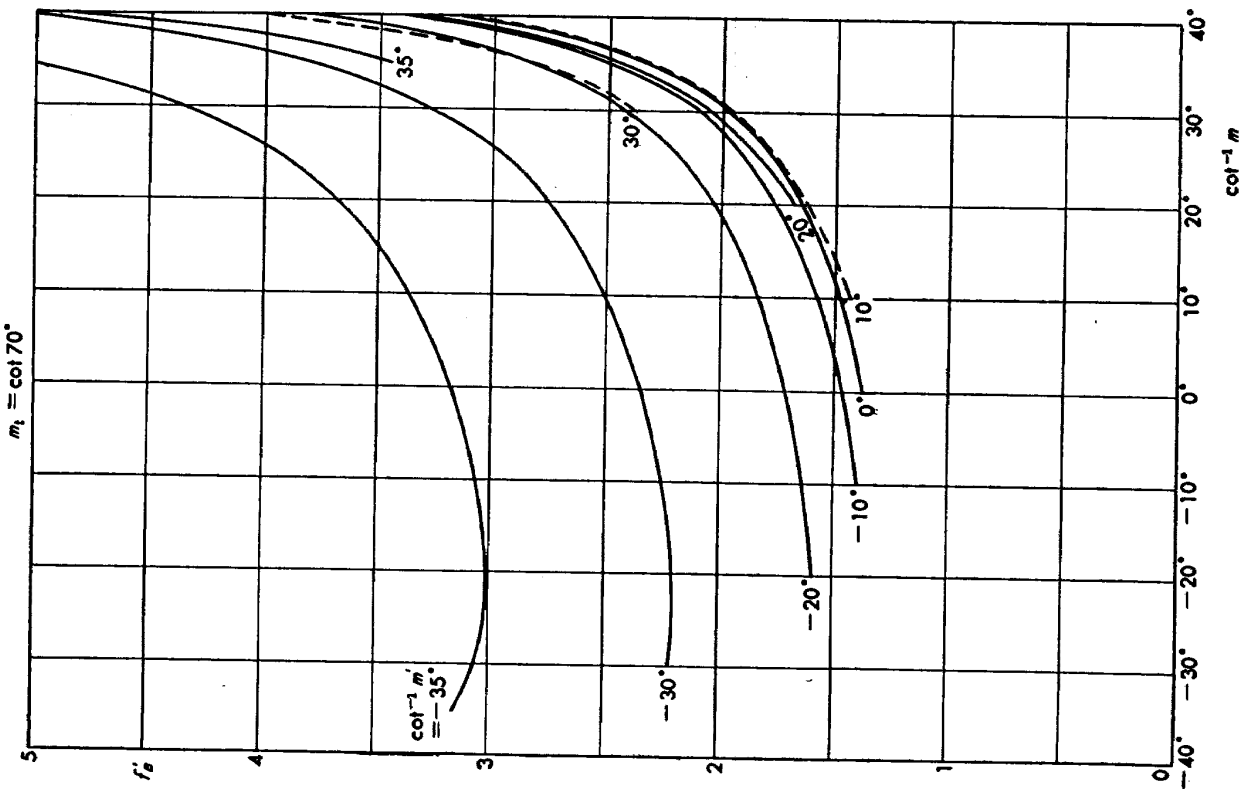
付図 2-3 b



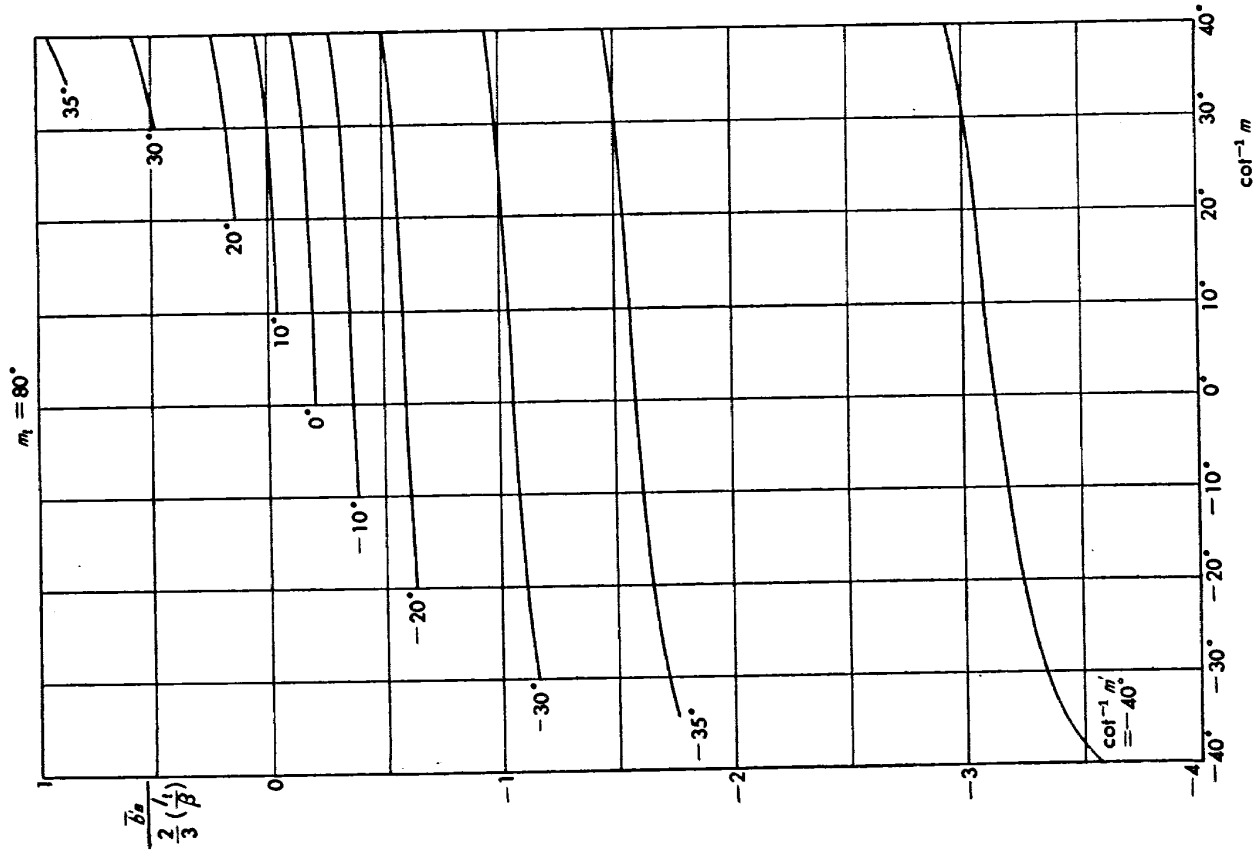
付図 2-3 a



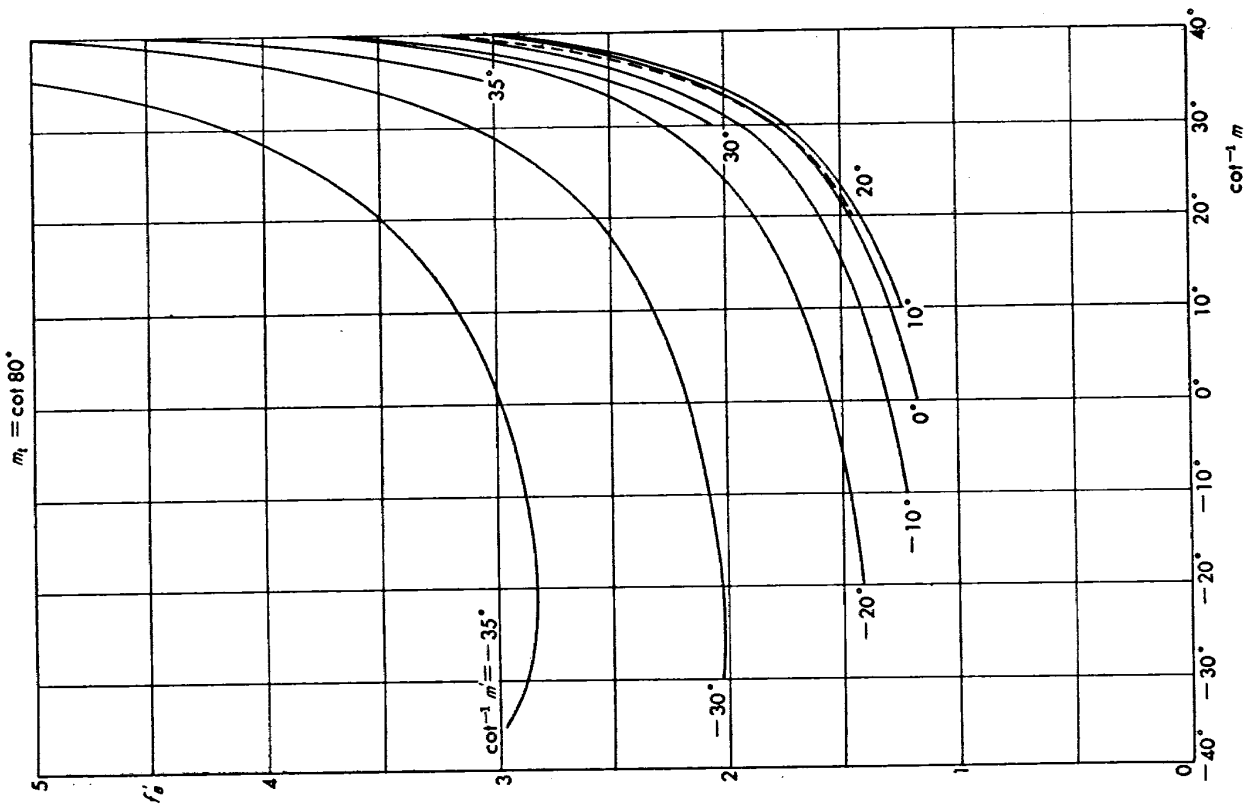
付図 2-4 b



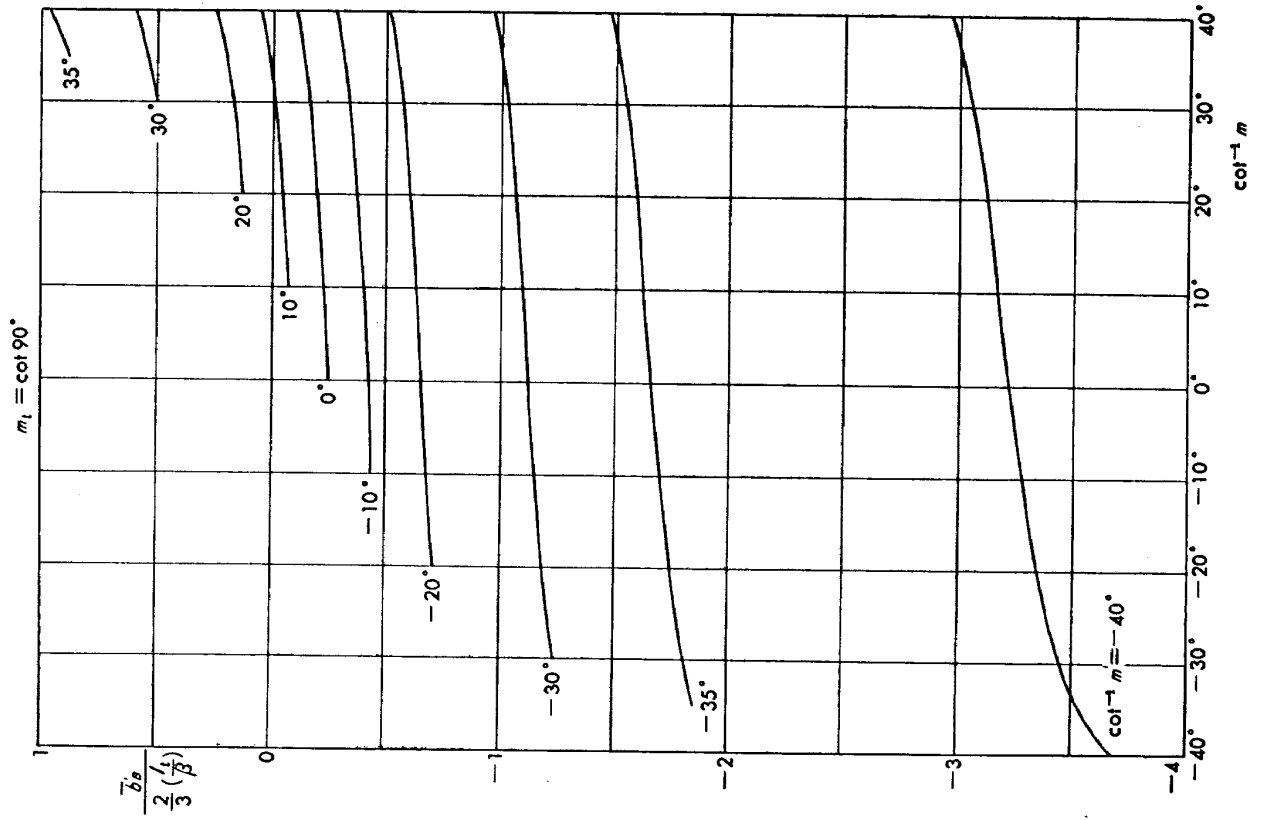
付図 2-4 a



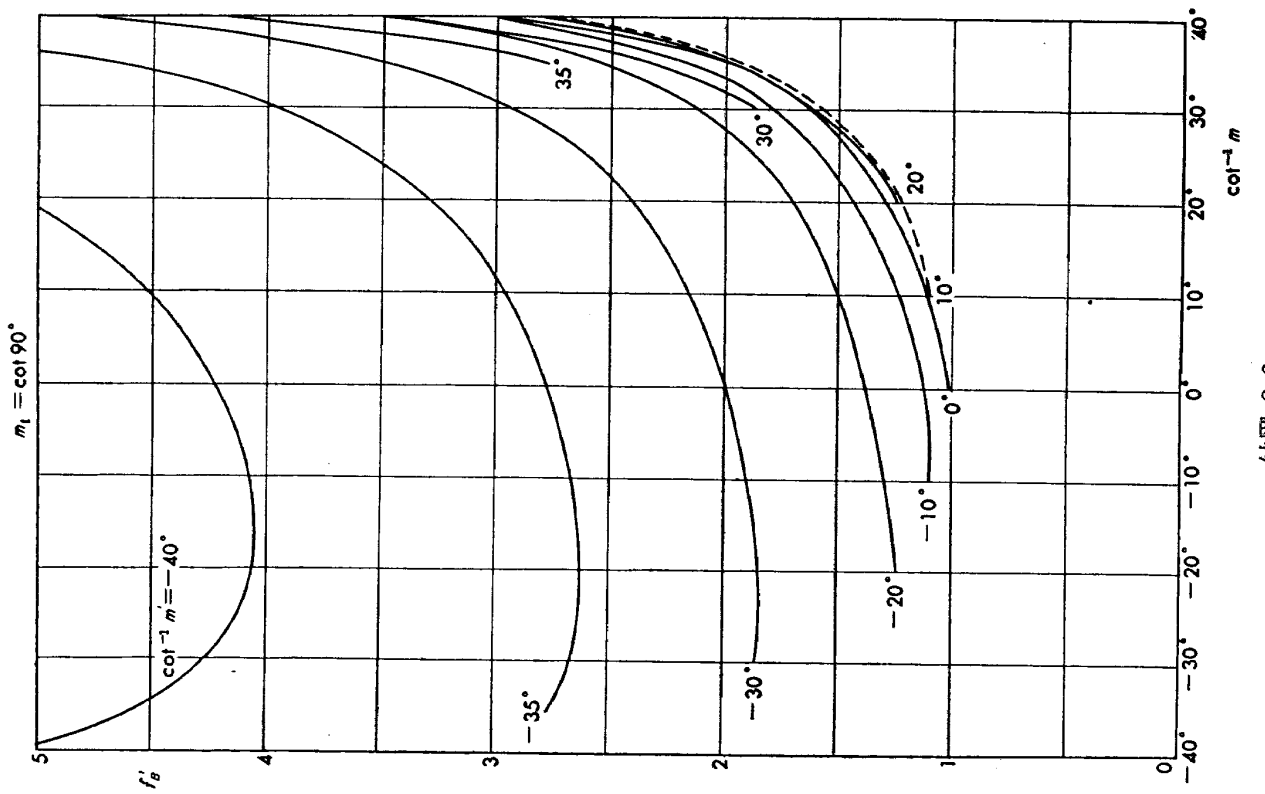
付図 2-5 b



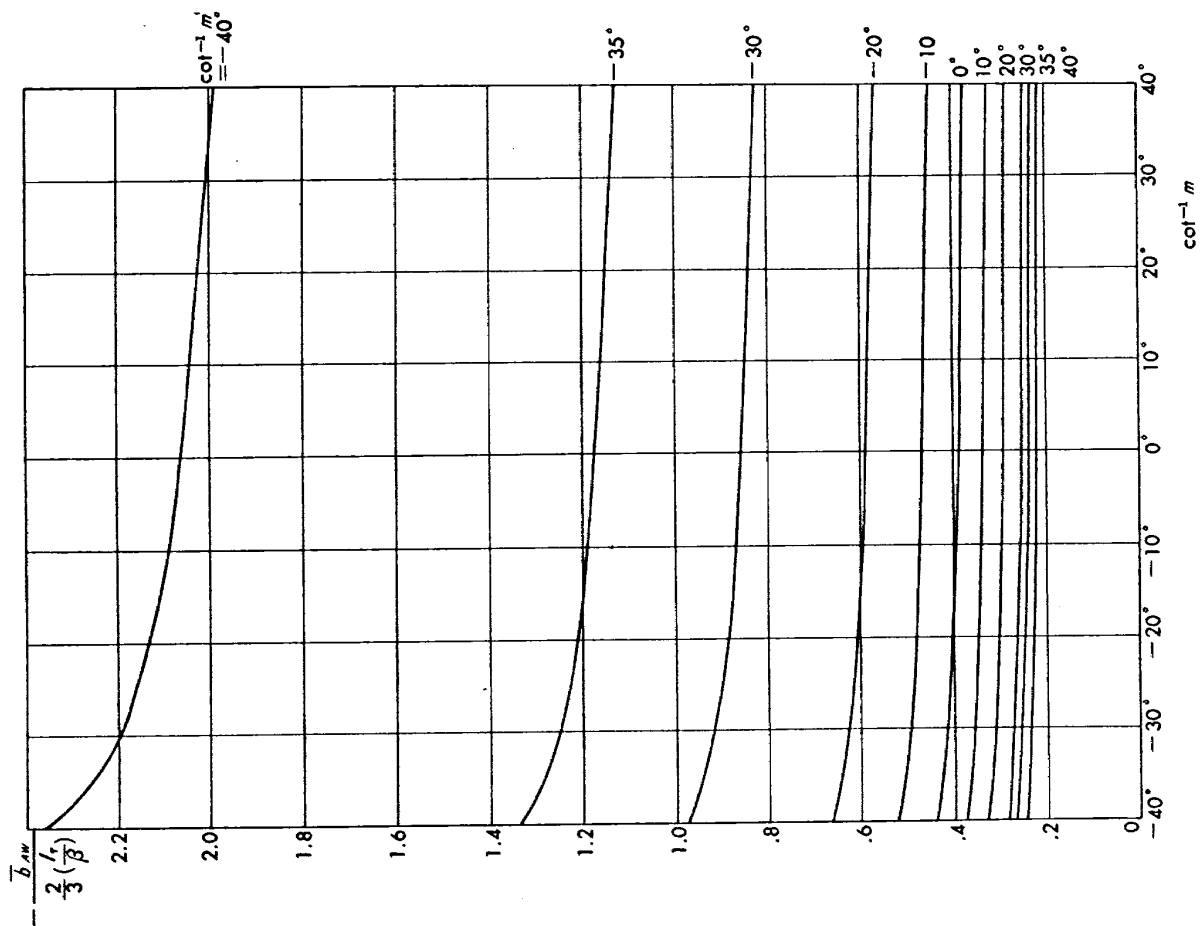
付図 2-5 a



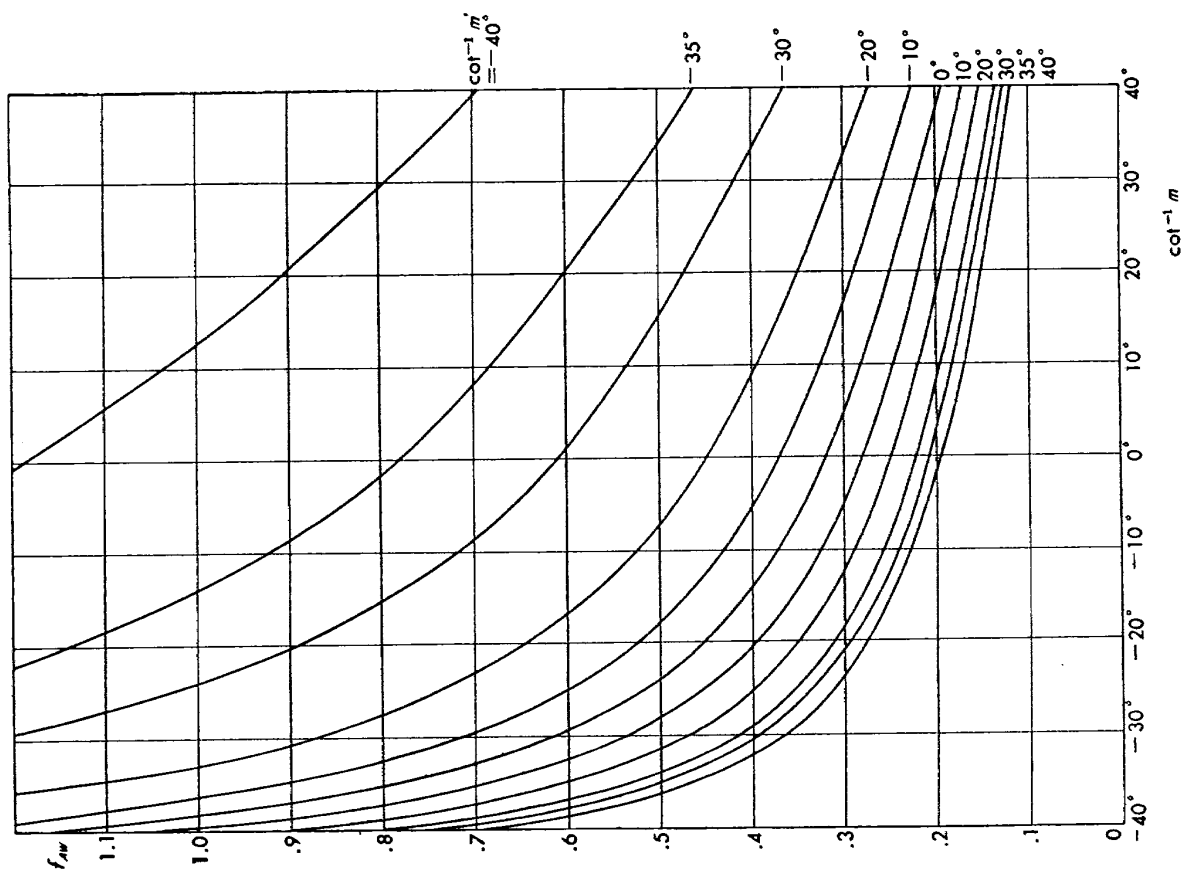
付図 2-6 b



付図 2-6 a



付図 3 b



付図 3 a

|   |  |   |
|---|--|---|
| <p>NAL TR-43<br/>航空技術研究所<br/>超音速における操縦面の効きについて</p> <p>1963年2月 29ページ</p> | <p>I. 河崎 俊夫<br/>II. NAL TR-43<br/>III. 533.6.011.5:<br/>629.13.014.3</p> | <p>NAL TR-43<br/>航空技術研究所<br/>超音速における操縦面の効きについて</p> <p>1963年2月 29ページ</p> <p>直線の超音速後縁を持つ翼について操縦面の効きを線型理論によって評価した。まず、操縦面の前縁より出るマッハ錐がすべて翼の平面形内にあるいわゆる“完全に平面形内にある操縦面”についてはすべての縁が超音速縁である翼の理論の立場から簡単に、操縦面による揚力・縦揺れモーメントおよび横揺れモーメントが計算できる。揚力係数は後縁の後退角と同じ後退角を有する二次元翼のものと同じである。</p> <p>その他外側の縁が自由縁である場合の効き、ヒンジモーメントの算出等は上記の解に補正項をつけることによって行なわれ、それらの詳しい図表を付して計算の便に資した。</p> |
| <p>NAL TR-43<br/>航空技術研究所<br/>超音速における操縦面の効きについて</p> <p>1963年2月 29ページ</p> | <p>I. 河崎 俊夫<br/>II. NAL TR-43<br/>III. 533.6.011.5:<br/>629.13.014.3</p> | <p>NAL TR-43<br/>航空技術研究所<br/>超音速における操縦面の効きについて</p> <p>1963年2月 29ページ</p> <p>直線の超音速後縁を持つ翼について操縦面の効きを線型理論によって評価した。まず、操縦面の前縁より出るマッハ錐がすべて翼の平面形内にあるいわゆる“完全に平面形内にある操縦面”についてはすべての縁が超音速縁である翼の理論の立場から簡単に、操縦面による揚力・縦揺れモーメントおよび横揺れモーメントが計算できる。揚力係数は後縁の後退角と同じ後退角を有する二次元翼のものと同じである。</p> <p>その他外側の縁が自由縁である場合の効き、ヒンジモーメントの算出等は上記の解に補正項をつけることによって行なわれ、それらの詳しい図表を付して計算の便に資した。</p> |



|       |   |              |                                       |
|-------|---|--------------|---------------------------------------|
| TR-9T | Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I)<br>—Nonlinear Correction Theory—  | July 1962    | Iwao Hosokawa                         |
| TR-28 | 疲労亀裂について<br>On Fatigue Cracks   | 1962年8月      | 竹中幸彦                                  |
| TR-29 | 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造<br>On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel  | 1962年10月     | 空気力学第二部                               |
| TR-30 | 平板翼の振動について<br>On the Natural Vibration of Plate-Like Wings  | 1962年10月     | 川井忠彦, 嶋武敏<br>戸川隼人, 高橋利之<br>越出慎一       |
| TR-31 | 熱応力を受ける薄翼の安定と<br>その微小振り振動について<br>On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress   | 1962年11月     | 川井忠彦, 林洋一<br>戸川隼人                     |
| TR-32 | 補強板の圧縮強度に関する一解析<br>A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates   | 1962年11月     | 川井忠彦, 江川幸一                            |
| TR-33 | 主翼繰返し荷重試験装置<br>Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures   | 1962年12月     | 竹内和之, 飯田宗四郎<br>小野幸一                   |
| TR-34 | 高速軸流圧縮機の研究 (I)<br>—翼型と翼列の検討—<br>An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I)<br>—The Selection of Compressor Cascade—   | 1963年1月      | 松木正勝, 大山耕<br>宮地敏雄                     |
| TR-35 | 高速軸流圧縮機の研究 (II)<br>—単段試験装置の設計と全体性能—<br>An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II)<br>—Design and Overall Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor | 1963年1月      | 松木正勝, 宮地敏雄<br>大山耕一, 吉田晃<br>西脇英夫, 岩部柱相 |
| TR-36 | 衝撃波風洞による表面熱伝達の実験<br>Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel  | 1963年1月      | 松田 勇, 松崎利一                            |
| TR-37 | Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer   | January 1963 | Isamu Wada                            |
| TR-38 | 鋳鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度<br>Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron  | 1963年2月      | 佐藤和郎, 永井文雄                            |
| TR-39 | 高負荷燃焼器の研究 (第1報)<br>—その性能におよぼす各種因子の<br>影響の定性的考察—<br>A Study of High Intensity Combustor (I)<br>—Its Qualitative Analysis—  | 1963年2月      | 大塚貞吉, 鈴木邦男                            |
| TR-40 | 胴体内圧繰返し荷重試験装置について<br>Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures   | 1963年2月      | 竹内和之, 川島矩郎<br>野原利雄                    |
| TR-41 | 輻射熱量計の較正<br>Calibration of Radiometer   | 1963年2月      | 竹中幸彦, 江川幸一<br>小川鉉一                    |
| TR-42 |   | 未刊行          |                                       |

## 航空技術研究所報告 43 号

昭和 38 年 2 月 発行

発行所 航空技術研究所  
東京都三鷹市新川 700  
電話武蔵野 (0422) (3)5171 (代表)

印刷所 笠井出版印刷社  
東京都港区芝南佐久間町1の53