

UDC 533.665

航空宇宙技術研究所資料

TM-30

二段式ロケット飛しょう体の揚力および
圧力中心推定法

小橋安次郎・宮沢政文

1964年3月

航空宇宙技術研究所

二段式ロケット飛しょう体の揚力および 圧力中心推定法*

小橋 安次郎**・宮沢 政文**

I. 序 論

亜音速，遷音速および超音速における単体ロケットの揚力と圧力中心は，細長体理論を基にした理論によってかなり正確に求めることができるが，二段式になると，前後の翼および胴体間の干渉が生じるため，現象が複雑になって理論解析は非常に難かしくなる。しかし，二段式飛しょう体に対しては，主ロケットとブースターの胴体直径が著しく異なる限り，細長い翼一胴一尾翼結合体の仮定が十分よい近似を与えるものと思われる。

翼一胴一尾翼結合体の揚力および圧力中心に関する研究のうち，文献 [1] は，過去の研究成果を集大成して理論計算のための計算図表を提供している点で実用上最も有益なものである。しかし，実際にこれを使用して計算する場合にはまだ不十分であり，また，理論解析にも多少不備な点が見受けられる。この報告は基本的にはこの文献の解析方法に基づき，さらにこれを検討して，亜音速，遷音速および超音速における揚力と圧力中心の計算をより簡便にするように図表を整理・補足したものである。

細長体理論は翼一胴干渉を計算する際に有効であり，単体の揚力と圧力中心を推定するのに用いられている。二段式飛しょう体の場合は，まず主ロケットとブースターとが互いに干渉しないものとして細長体理論を適用し，これに前翼後縁より放出される渦の影響および横断流の粘性による寄与とをつけ加えればよい。前翼渦による干渉は「完全に巻上った渦糸」の仮定を用いて計算されているが，この簡単な渦モデルは，干渉による揚力減少を非常によく予測することが知られている。(文献 [1] およびその中に引用されている多くの文献を参照のこと。) 頭部の揚力は，一般に超音速領域において細長体理論による値より大きな値になるので，ここでは文献 [5] の実験結果を用いた。さらに，横断流の粘性による影響は文献 [6], [7], [8] によって求めた。

こうして揚力係数および圧力中心の迎角に対する変化を求めることができるが，普通迎角は小さ

* 昭和 39 年 1 月 31 日受付

** 空気力学第二部

いので、揚力傾斜を求めておけば十分の場合が多い。この報告では、揚力係数および揚力傾斜、それに圧力中心の推定ができるように計算式を整えて図表を作成した。

II. 記 号

- $2s$: 翼-胴結合体の最大スパン
 d : 胴体直径
 r : 胴体半径
 r_W : 前翼*位置における胴体半径 (主ロケット胴体半径)
 r_T : 後翼*位置における胴体半径 (ブースター胴体半径)
 c_r : 翼-胴接合部における翼弦長
 c_i : 先端翼弦長
 l : 機体全長
 l_M : 主ロケット胴体長さ
 l_B' : ブースター胴体長さ
 l_W : 機体先端より前翼前縁-胴体接合点までの長さ
 l_T : 機体先端より後翼前縁-胴体接合点までの長さ
 l_N : 頭部長さ
 \bar{l} : 機体先端より圧力中心位置までの長さ
 $\bar{l}_{N(M)}, \bar{l}_{W(B)}$ …等も同じく機体先端より各揚力成分の圧力中心位置までの長さを表わす
 $2f$: 前翼後縁渦のスパン
 S_W : 前翼単独**面積
 S_T : 後翼単独**面積
 S_M : 主ロケット胴体断面積
 S_B' : ブースター胴体断面積
 A_W : 前翼単独アスペクト比
 A_T : 後翼単独アスペクト比
 λ : 翼テーパー比, (c_i/c_r)
 k : 胴体細長比

* 便宜上主ロケットの翼 (前翼), ブースターの翼 (後翼) に関連する量にそれぞれ W, T の添字を付してある。

** 「翼単独」とは露出した左右の揚力面を合わせたものを意味する。

e : r_w/r_T

m : 翼前縁後退角の余接

α : 迎角

C_L : 揚力係数 基準面積は全機およびブースターの場合は $S_{B'}$, 主ロケットのみでは S_M , 翼単独の場合は翼単独面積

$C_{L\alpha}$: 揚力傾斜 rad^{-1}

C_m : 縦揺れモーメント係数 基準面積および基準長さは全機の場合それぞれ $S_{B'}$, l (頭上げを正とする)

$C_{m\alpha}$: 縦揺れモーメント傾斜 rad^{-1}

L : 揚力

V : 一様流の速度

M : 一様流のマッハ数

ρ : 一様流の空気密度

q : 一様流の動圧

β : $\sqrt{|M^2-1|}$

βA : 有効アスペクト比

Γ : 循環, 下流から見て反時計廻りを正とする

Γ_m : 前翼一胴接合位置における循環

K : 各揚力成分の前翼単独揚力または後翼単独揚力に対する比

H : K から誘導される係数

I : 前翼渦と後翼との干渉係数

I_α : $\frac{1}{k_{B'}} \left(\frac{dI}{d\alpha} \right)_{\alpha=0}$

F, G : 前翼渦とブースター胴体との干渉係数

R, C : 前翼渦による干渉係数

B : 粘性力効果の係数

x, y, z : 機体の軸方向, 翼幅方向, 垂直方向の座標軸

\bar{x} : 翼前縁と胴体との交点より翼つき部分の圧力中心位置までの x 軸方向の長さ

i : 虚数単位

添 字

M : 主ロケット

- B' : ブースター
 B : 胴体
 N : 機体頭部
 $N(M)$: 主ロケット頭部
 $N(B')$: ブースター頭部
 W : 前翼
 T : 後翼
 $W(B)$: 胴体つき前翼
 $T(B)$: 胴体つき後翼
 $B(W)$: 前翼つき胴体
 $B(T)$: 後翼つき胴体
 i : 前翼渦による干渉, 鏡像の渦
 α : $\alpha=0$ における微係数

III. 一般的考察

ここで取り扱う議論は次の場合に限られている。すなわち、迎角は小さい。前翼および後翼は取付角ゼロの平板翼とし、かつ後縁の後退角はない。後翼の後の胴体がないか、あるいはあってもごく短くて無視できる。頭部形状が円錐形。前翼と後翼が互いに平行に並んでいる場合である。なお、垂直翼は揚力を持たないので考慮に入れなくてよい。

理論解析に際して、全機の揚力が次の揚力成分の和で表わされるものとする。

1. 主ロケット頭部揚力, $C_{LN(M)}$
2. 胴体つき前翼の揚力, $C_{LW(B)}$
3. 前翼つき胴体の揚力, $C_{LB(W)}$
4. ブースター頭部揚力, $C_{LN(B')}$
5. 胴体つき後翼の揚力, $C_{LT(B)}$
6. 後翼つき胴体の揚力, $C_{LB(T)}$
7. 前翼渦と後翼との干渉による揚力, $C_{Li(T)}$
8. 前翼渦とブースター胴体との干渉による揚力, $C_{Li(B)}$
9. 主ロケットの横断流粘性による揚力, $C_{LV(M)}$
10. ブースターの横断流粘性による揚力, $C_{LV(B')}$

上記成分のうち 1~6 は主に細長体理論によって求められるもので、迎角に関して線型変化をす

る。4~6 は原理的に 1~3 と全く同じものである。1~3 の揚力成分を求める際の基礎となる細長体理論において、擾乱速度ポテンシャル φ の微分方程式

$$(M^2-1)\varphi_{xx}-\varphi_{yy}-\varphi_{zz}=0 \quad (1)$$

の第1項は省略可能であることが知られている (文献 [3])。したがって(1)式は y, z 面における Laplace 方程式

$$\varphi_{yy}+\varphi_{zz}=0 \quad (2)$$

となり、これがマッハ数に関係なく成立し、揚力傾斜は非常に簡単な形で求まる。この理論は細長いと見なされないような翼-胴結合体に対しても、揚力成分の翼単独揚力に対する比を正確に予測するので (文献 [1])、翼単独の揚力 (あるいは揚力傾斜) の正確な値が分れば翼-胴結合体の揚力が計算できる。

主ロケットとブースターの接続部における流れの場は複雑で詳しいことが分っていないが、ここでは、主ロケットとブースターが切り離されていて互いに干渉しない場合の揚力に、前翼後縁から放出される渦による干渉揚力が付加されるものと仮定する。すなわち、前翼つき胴体揚力は、翼の後部胴体がないものと見なして計算されたものである。超音速においては、胴体揚力が後方に移動してブースター頭部に伝わるので、この仮定によると、前翼つき胴体揚力を過少評価するおそれがある。しかし、実際にはブースター頭部の揚力も影響を受けるので、主ロケット胴体から伝わった揚力がそのままブースター頭部揚力に加わるとは見なされない。また、一般に前翼つき胴体の揚力は全揚力に比して小さいので、この程度の近似は許されるであろう。

なお、各揚力成分の $\alpha=0$ における微係数をとって揚力傾斜を求めると、8, 9, 10 の各成分はいずれもゼロとなり、揚力傾斜の推定は揚力係数の推定よりはるかに容易になる。

またここに示されている図表のうち、有効アスペクト比 βA を横座標にとって表わしてあるものは、 βA の小さな領域 (遷音速領域) の理論が確立されていないので、亜音速および超音速理論値と $\beta A=0$ における値 (細長体理論値) とを結んだものである。したがって、遷音速における推定値の精度は亜音速、超音速に比して悪いものと思われる。

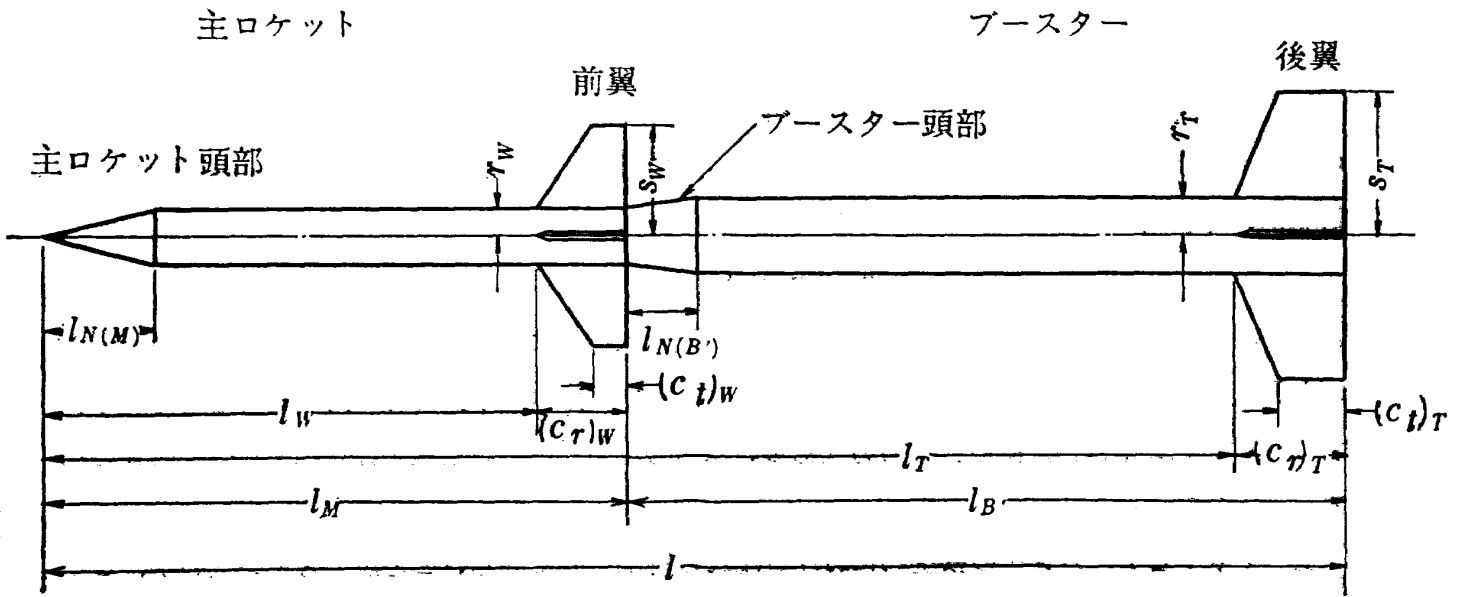
以下この論文で取り扱う二段式ロケット飛しょう体の見取図、用語および上記揚力成分が第1図に示されている。

IV. 揚 力

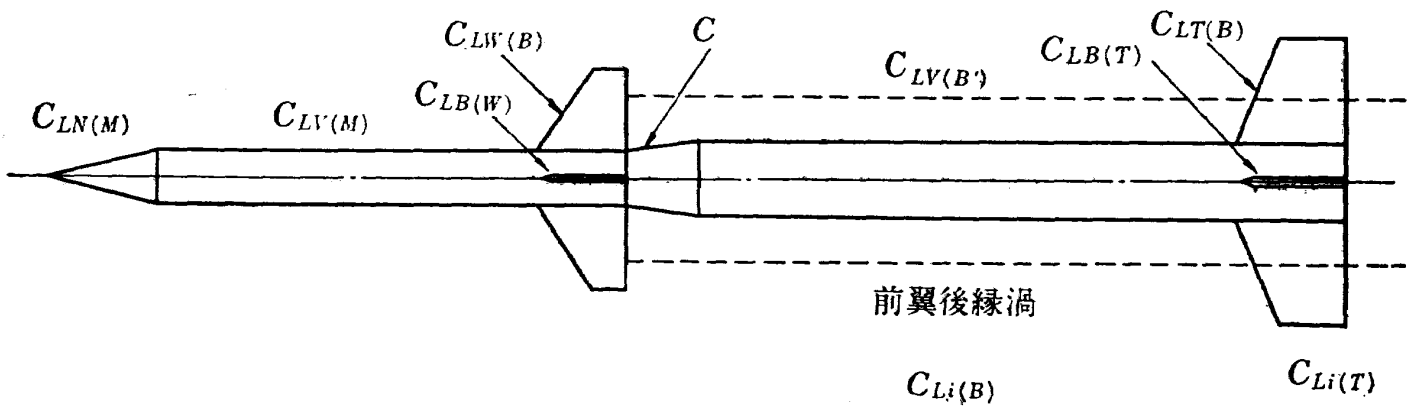
1. 主ロケット頭部揚力

細長体理論によれば、亜音速、遷音速および超音速における頭部揚力は、胴体断面積を基準にして

$$C_{LN}=2\alpha \quad (3)$$



(a)



(b)

第1図 二段式ロケット飛しょう体見取図

(a) 用語および記号

(b) 揚力成分

で与えられる。一般に、この式は亜音速においては良好な結果を予測するが、超音速では過小評価する傾向があるので、風洞試験結果を用いて修正することが望ましい。図表1は文献 [5] の実験結果を用いて修正曲線を作成し、細長体理論値とともに示したものである。これより主ロケット頭部揚力係数は

$$C_{LN(M)} = (C_{L\alpha})_N \cdot \alpha \quad (4)$$

として計算される。なお、細長比 $k \geq 14$ の場合は $k=14$ の時の値を用いてさしつかえない。(文献 [5] 参照)

2. 胴体つき前翼の揚力

胴体つき前翼の揚力は主ロケット胴体断面積を基準にして

$$C_{LW(B)} = K_{W(B)} (C_{L\alpha})_W \frac{S_W}{S_M} \alpha \quad (5)$$

と表わされ、翼単独の揚力傾斜に比例する。 $K_{W(B)}$ は細長体理論によって正確に求まる。第1図より

$$S_M = \pi r^2, \quad S_{W_s} = \frac{4(s-r)^2}{A_W}$$

$$\therefore \frac{S_W}{S_M} = \frac{4}{\pi A_W} \left(\frac{s}{r} - 1 \right)^2 \quad (6)$$

したがって (5), (6) より

$$C_{LW(B)} = \frac{4}{\pi} \left(\frac{s}{r} - 1 \right)^2 K_{W(B)} \frac{1}{A_W} (C_{L\alpha})_W \cdot \alpha \quad (7)$$

ここで

$$H_{W(B)} = \frac{4}{\pi} \left(\frac{s}{r} - 1 \right)^2 K_{W(B)} \quad (8)$$

と定義すると

$$C_{LW(B)} = \left[H_{W(B)} \frac{1}{A_W} (C_{L\alpha})_W \right] \alpha \quad (9)$$

細長体理論による $H_{W(B)}$ は、(8) および文献 [1] の $K_{W(B)}$ 表示とによって

$$H_{W(B)} = \frac{8}{\pi^2} \left\{ \left(\frac{s^2}{r^2} + \frac{r^2}{s^2} \right) \left[\frac{1}{2} \tan^{-1} \frac{1}{2} \left(\frac{s}{r} - \frac{r}{s} \right) + \frac{\pi}{4} \right] - \left(\frac{s}{r} - \frac{r}{s} \right) - 2 \tan^{-1} \frac{r}{s} \right\} \quad (10)$$

と表わされる。ここに用いられている r, s は全て r_w, s_w を意味する。 $H_{W(B)}$ と $(r/s)_w$ の関係は図表 2 に示されている。 $(C_{L\alpha})_w/A_w$ は文献 [4] より求まり、特に後縁後退角のない場合にはテーパー比と有効アスペクト比のみの関数となり、図表 5 に示されている。なお、文献 [1] は、 $K_{W(B)}$ に関して細長体理論の適用範囲を検討して、矩形翼 ($\lambda=1$) で $M > 1$, $2 \leq \beta A \leq 6$ の場合に線型理論を適用しているが、結果は細長体理論によるものと大差ないと見てよい。したがってここでは、 $H_{W(B)}$ にはすべての場合に細長体理論を適用している。

3. 前翼つき胴体の揚力

前翼つき胴体の揚力係数は

$$C_{LB(W)} = K_{B(W)} (C_{La})_W \frac{S_W}{S_M} \alpha \quad (11)$$

と表わされる。前項と同様に

$$H_{B(W)} = \frac{4}{\pi} \left(\frac{s}{r} - 1 \right)^2 K_{B(W)} \quad (12)$$

と定義すると、

$$C_{LB(W)} = \left[H_{B(W)} \frac{1}{A_W} (C_{La})_W \right] \alpha \quad (13)$$

細長体理論による $H_{B(W)}$ は、(12) および文献 [1] の $K_{B(W)}$ 表示とによって

$$H_{B(W)} = \frac{8}{\pi^2} \left\{ \left(\frac{s^2}{r^2} + \frac{r^2}{s^2} \right) \left[\frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \tan^{-1} \frac{1}{2} \left(\frac{s}{r} - \frac{r}{s} \right) \right] \right. \\ \left. + \left(\frac{s}{r} - \frac{r}{s} \right) + 2 \tan^{-1} \frac{r}{s} - \pi \right\} \quad (14)$$

と表わされる。 $H_{W(B)}$ と同様に $H_{B(W)}$ は r/s のみの関数となり図表3に示されているが、これは超音速領域において有効アスペクト比の大きい範囲では適用できなくなる。その場合は、翼面上の一点を擾乱源と考え、その点から生ずるマッハ円錐が胴体をよぎる時揚力が胴体に伝えられるものとして $H_{B(W)}$ を計算する (文献 [1])。翼の後部胴体がない場合の $H_{B(W)}$ は

$$\frac{H_{B(W)} [\beta (C_{La})_W] (\lambda + 1)}{(s/r - 1)} = \frac{32}{\pi^2} \frac{1}{\sqrt{\beta^2 m^2 - 1}} \left(\frac{\beta d}{c_r} \right) \\ \times \left[\left(1 + \frac{m c_r}{d} \right)^2 \cos^{-1} \left(\frac{m \beta + c_r / \beta d}{1 + m c_r / d} \right) - m^2 \beta^2 \left(\frac{c_r}{\beta d} \right)^2 \cos^{-1} \left(\frac{1}{m \beta} \right) \right. \\ \left. + m \beta \left(\frac{c_r}{\beta d} \right)^2 \sqrt{m^2 \beta^2 - 1} \sin^{-1} \frac{\beta d}{c_r} - \sqrt{m^2 \beta^2 - 1} \cos h^{-1} \frac{c_r}{\beta d} \right]; \\ \beta m > 1, \frac{c_r}{\beta} > d \quad (15)$$

$$\frac{H_{B(W)} [\beta (C_{La})_W] (\lambda + 1)}{(s/r - 1)} = \frac{64}{\pi^2} \frac{\sqrt{m \beta}}{(m \beta + 1)} \left(\frac{\beta d}{c_r} \right) \left\{ \left(1 + \frac{m c_r}{d} \right) \sqrt{\left(\frac{c_r}{\beta d} - 1 \right) \left(\frac{m c_r}{d} + 1 \right)} \right. \\ \left. - \left(\frac{c_r}{\beta d} \right)^2 (m \beta)^{3/2} + m \beta \left(\frac{c_r}{\beta d} \right)^2 (\beta m + 1) \left[\tan^{-1} \sqrt{\frac{1}{\beta m}} \right. \right. \\ \left. \left. - \tan^{-1} \sqrt{\left(\frac{c_r}{\beta d} - 1 \right) / \left(\frac{m c_r}{d} + 1 \right)} \right] \right. \\ \left. - \frac{(m \beta + 1)}{\sqrt{m \beta}} \tan h^{-1} \sqrt{m \beta \left(\frac{c_r}{\beta d} - 1 \right) / \left(\frac{m c_r}{d} + 1 \right)} \right\}; \\ \beta m < 1, \frac{c_r}{\beta} > d \quad (16)$$

で与えられる。特に後縁後退翼角がゼロの場合は、

$$\left. \begin{aligned} m\beta &= \frac{\beta A}{4} \frac{1+\lambda}{1-\lambda} \\ \frac{\beta d}{c_r} &= \frac{\beta A}{2} \frac{1+\lambda}{s/r-1} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

となる。(15), (16), (17) より代表的なテーパー比 (0, 0.25, 0.5, 1.0) に対して βA をパラメータとし r/s を変数とする $H_{B(w)}$ が計算され, 図表4に示されている。この場合 $(C_{L\alpha})_w$ に対しては図表5を用いた。この方法が適用できるのは,

$$M > 1, \quad \beta A(1+\lambda) \left(\frac{1}{m\beta} + 1 \right) \geq 4 \quad (18)$$

であり, 後縁後退角がゼロの翼の場合は

$$M > 1, \quad \beta A \geq \frac{4\lambda}{1+\lambda} \quad (19)$$

の範囲に制限される。したがって $H_{B(w)}$ の計算には, $M \leq 1$ および $M > 1$ で $\beta A \leq 4\lambda/(1+\lambda)$ のときは細長体理論値 (図表3) を用い, $M > 1$ かつ $\beta A \geq 4\lambda/(1+\lambda)$ のときは図表4を用いるのがよい。しかし, 非常に大まかな推定を行なう時は, すべての場合に細長体理論値を用いてさしつかえない。

4. ブースター頭部揚力

これは 1. と全く同じ性質のものであるが, ただ先端が主ロケットに連結しているため切欠きを持っている点異なる。円錐部分のみの揚力については細長体理論値で十分正しいと見てよいので, ブースター胴体断面積を基準にした頭部揚力の係数は

$$C_{LN(B')} = [(C_{L\alpha})_N - 2e^2] \alpha \quad (20)$$

と表わされる。($C_{L\alpha})_N$ は図表1によって求められるが, この場合も超音速では修正値を用いる方がよい。

5. 胴体つき後翼の揚力

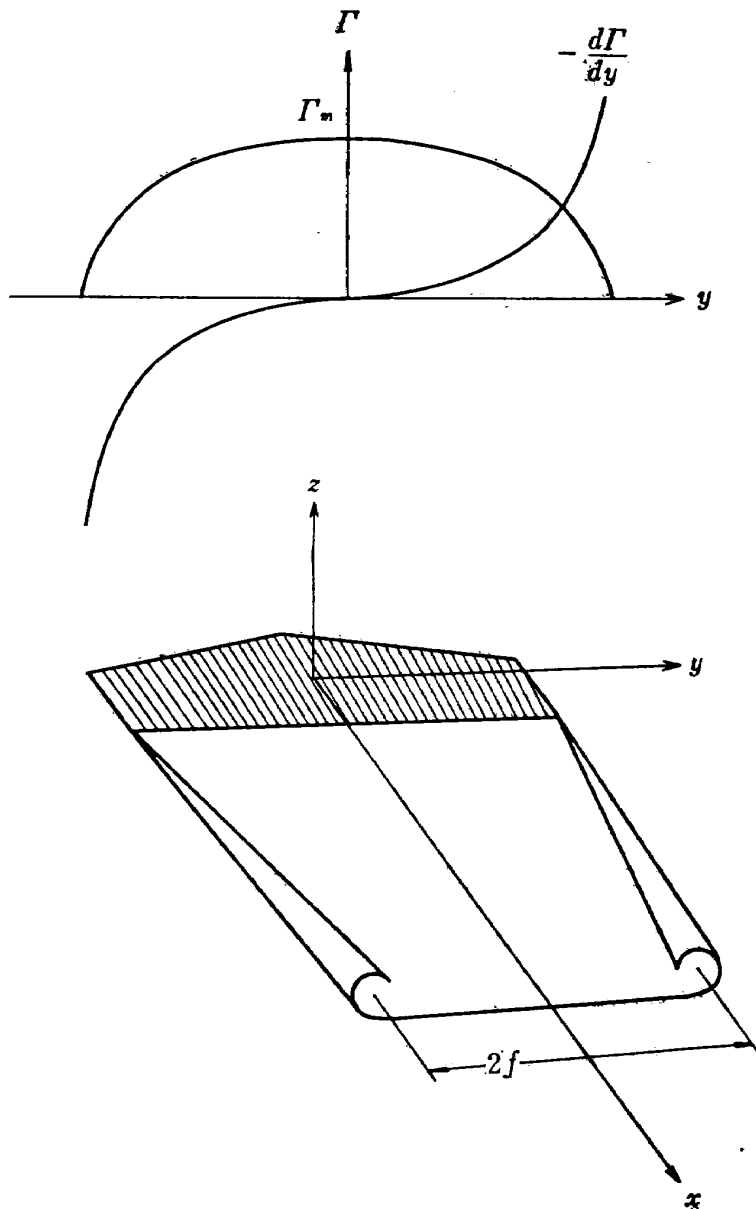
2. の場合と全く同じで, 前翼に関するパラメータ $\lambda_w, (r/s)_w, \beta A_w$ 等をすべて後翼に関するパラメータ $\lambda_T, (r/s)_T, \beta A_T$ 等に変えて 2. の方法を適用すればよい。

6. 後翼つき翼体の揚力

すでに記したように, 前翼つき胴体の揚力理論は後部胴体なしの場合を取り扱っているので, 後翼つき胴体の揚力を計算する場合にもそのまま適用される。したがって 3. の方法を用いればよい。

7. 前翼渦と後翼との干渉による揚力

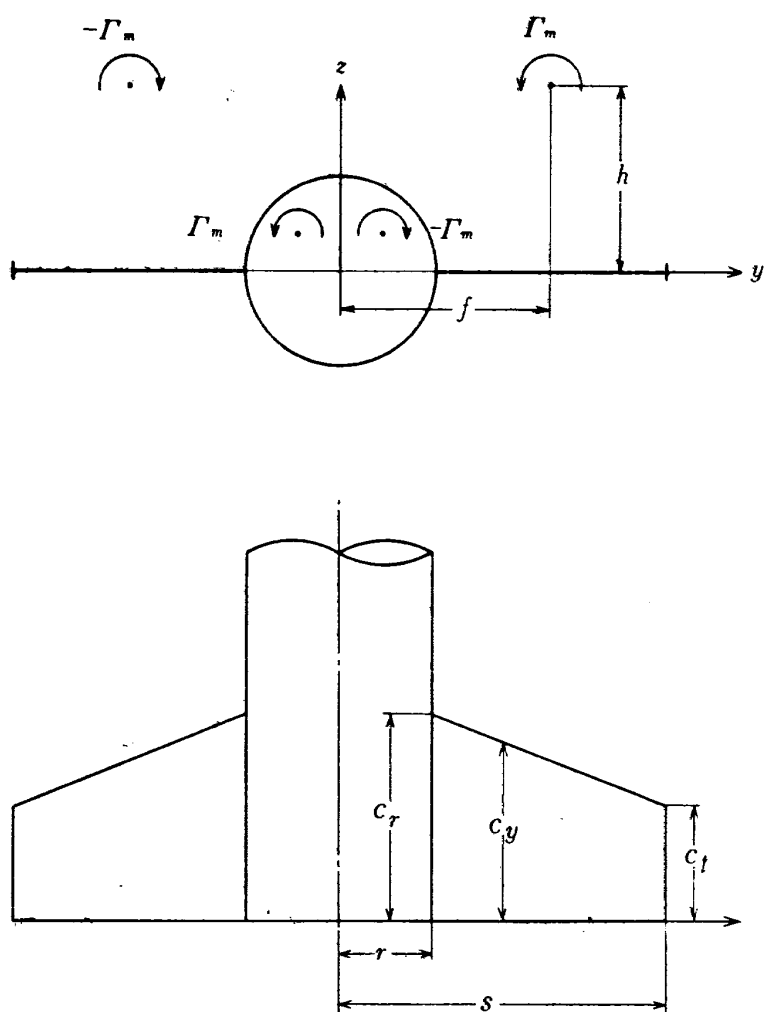
前翼—後翼の干渉は, 前翼後縁から渦が放出され, これによって後翼位置で吹きおろしが生じるためにおきるものである。前翼渦は渦面であるから, これをそのまま取り扱って計算することはほとんど不可能である。しかし, この渦面は下流方向に流れるに従って, 次第に渦の重心位置を中心にして巻上っていくことが知られている。そこで, 前翼後縁の単位スパン当り $-d\Gamma/dy$ の強さをもつ



第2図 平板翼の循環分布および後縁渦の巻上り

た渦がその重心位置に完全に巻上って Γ_m , $-\Gamma_m$ なる強さをもった一対の強さの渦糸になるものと考えて、前翼渦をこの渦糸に置換え、これが後縁の渦の重心位置から放出されるものと仮定すると、この渦の干渉による揚力損失は容易に計算することができる。この簡単化された渦模型は、すべての翼-胴結合体について、翼（前翼）の後の流れの場を正しく表わしているとは言えないが、多くの研究の結果、後翼に働く全揚力をかなり正確に予測することが知られている（文献 [1]）。なお、三次元翼では超音速においても後縁渦は存在するので、この方法は亜音速と同様に超音速にも適用できる。

渦による干渉を計算するには、まず渦の数と強さと位置を知らなければならない。上記の簡単化された渦模型によれば片翼につき1個、すなわち両翼で2個の渦が存在する。この完全に巻上った



第3図 前翼—後翼干渉係数決定のための渦模型

$$\Gamma_m = \frac{L_{W(B)}}{2\rho V(f-r_w)} = \frac{V}{4} \frac{\alpha K_{W(B)}}{f-r_w} (C_{L\alpha})_W S_W \quad (21)$$

渦（渦糸）の強さは、前翼の循環分布が翼—胴の接合位置で最大の値 Γ_m になるものとする、
 で与えられる。翼幅方向（ y 軸方向）の渦の位置は、現在のところ翼—胴結合体の循環分布がはっきり判明していないので理論的に完全な推定をすることはできないが、翼単独後縁渦の重心位置と
 考えてさしつかえない。さらに、渦は下流方向に流れるに従って一様流の方向から多少ずれていく
 が、ここでは簡単化のために、一様流の方向に流れると仮定する。実際の工学上の目的から見れば、
 これによって十分精度の高い推定値が得られると考えられる。渦の y 軸方向の位置は図表6
 に示されている。

次に干渉による揚力は以下の方法によって計算する。まず、胴体が円であるという境界条件を満足
 するように鏡像の渦を考えると、後翼位置において、第3図に示す位置に4個の渦が存在すること
 になる。胴体中心線から y の位置に、右外側の渦（無限に長い渦糸）によって誘導される垂直方

向の速度成分 w (上向きが正) は Biot-Savart の法則によって,

$$w = -\frac{\Gamma_m(f-y)}{2\pi[h^2+(f-y)^2]} \quad (22)$$

一方, 誘導速度 w によって後翼に生じる揚力係数は,

$$\Delta C_L = (C_{L\alpha})_T \frac{w}{V} \quad (23)$$

と表わされるから, 右外側の渦によって右側の翼面に生じる全揚力を L_1 とすると,

$$\frac{dL_1}{dy} = (C_{L\alpha})_T \frac{w}{V} q c_y \quad (24)$$

となる。ここで, (24)式における揚力傾斜は一般に翼全体の揚力傾斜と等しくないが, 近似的に揚力分布を一定と見なして, 後翼全体の揚力傾斜 $(C_{L\alpha})_T$ を用いることにする。

(24) 式を r から s まで積分すると,

$$\begin{aligned} L_1 &= -\frac{q\Gamma_m(C_{L\alpha})_T}{2\pi V} \int_r^s c_y \frac{f-y}{h^2+(f-y)^2} dy \\ &= \frac{q\Gamma_m c_r}{2\pi V} (C_{L\alpha})_T L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{f}{s}, \frac{h}{s}\right) \end{aligned} \quad (25)$$

ここに

$$\begin{aligned} L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{f}{s}, \frac{h}{s}\right) &= \left\{ \frac{(s-r\lambda)-f(1-\lambda)}{2(s-r)} \log \frac{h^2+(f-s)^2}{h^2+(f-r)^2} \right. \\ &\quad \left. - \frac{1-\lambda}{s-r} \left[(s-r) + h \tan^{-1} \frac{f-s}{h} - h \tan^{-1} \frac{f-r}{h} \right] \right\} \end{aligned} \quad (26)$$

(ここで λ, r, s は全て後翼における記号で, 混乱の心配はないので添字はつけない。)

同様にして, 左外側の渦によって右側翼面に生じる揚力は

$$L_2 = -\frac{q\Gamma_m c_r}{2\pi V} (C_{L\alpha})_T L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{f}{s}, \frac{h}{s}\right) \quad (27)$$

右内側の渦 (鏡像の渦) によって右側翼面に生じる揚力は

$$L_3 = -\frac{q\Gamma_m c_r}{2\pi V} (C_{L\alpha})_T L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{f_i}{s}, \frac{h_i}{s}\right) \quad (28)$$

左内側の渦 (鏡像の渦) によって右側翼面に生じる揚力は

$$L_4 = \frac{q\Gamma_m c_r}{2\pi V} (C_{L\alpha})_T L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{f_i}{s}, \frac{h_i}{s}\right) \quad (29)$$

と表わされる。ここに

$$\left. \begin{aligned} f_i &= \frac{fr^2}{f^2+h^2} \\ h_i &= \frac{hr^2}{f^2+h^2} \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

左右両翼に働く全揚力は (25), (27), (28), (29), の和の 2 倍となり, (21) を代入して Γ_m を消去し, プースター胴体断面積を基準とする揚力係数を求めると,

$$C_{Li(T)} = \frac{K_{W(B)}(C_{L\alpha})_W(C_{L\alpha})_T C_r}{4\pi(f-r_W)} \frac{S_W}{S_{B'}} \alpha \left[L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{f}{s}, \frac{h}{s}\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{f}{s}, \frac{h}{s}\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{f_i}{s}, \frac{h_i}{s}\right) + L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{f_i}{s}, \frac{h_i}{s}\right) \right] \quad (31)$$

(31) はさらに

$$\begin{aligned} \frac{k_B'}{e} \frac{1}{s_T/r_T-1} C_{Li(T)} &= \frac{1}{\pi} \left[\frac{4}{\pi} \left(\frac{S_W}{r_W} - 1 \right) K_{W(B)} \frac{S_W - r_W}{f - r_W} \frac{1}{A_W} (C_{L\alpha})_W \right] \\ &\times \frac{1}{A_T} (C_{L\alpha})_T \frac{k_B' \alpha}{1 + \lambda_T} \left[L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f}, k_B' \alpha\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{r}{f}, k_B' \alpha\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f_i}, k_B' \alpha\right) + L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{r}{f_i}, k_B' \alpha\right) \right] \end{aligned} \quad (32)$$

のように変形される。ここに

$$L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f}, k_B' \alpha\right) = \frac{\left(\frac{s}{r} - \lambda\right) - \frac{f}{r}(1 - \lambda)}{2\left(\frac{s}{r} - 1\right)} \log \frac{4(k_B' \alpha)^2 + \left(\frac{f}{r} - \frac{s}{r}\right)^2}{4(k_B' \alpha)^2 + \left(\frac{f}{r} - 1\right)^2} - (1 - \lambda) - (1 - \lambda) \frac{2k_B' \alpha}{\frac{s}{r} - 1} \left[\tan^{-1} \frac{\frac{f}{r} - \frac{s}{r}}{2k_B' \alpha} - \tan^{-1} \frac{\frac{f}{r} - 1}{2k_B' \alpha} \right] \quad (33)$$

(ここでも λ, r, s に添字のないものはすべて後翼に関する記号を表わす。)

なお, (32) においては, 後翼における渦の x 軸方向の位置を後縁にとって $h = l_B' \alpha$ とした。

さらに

$$\left. \begin{aligned} R_1 &= \frac{4}{\pi} \left(\frac{S_W}{r_W} - 1 \right) K_{W(B)} \\ R_2 &= \frac{S_W - r_W}{f - r_W} \frac{1}{A_W} (C_{L\alpha})_W \end{aligned} \right\} \quad (34)$$

$$I = \frac{k_B' \alpha}{1 + \lambda} \left[L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f}, k_B' \alpha\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{r}{f}, k_B' \alpha\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f_i}, k_B' \alpha\right) + L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{r}{f_i}, k_B' \alpha\right) \right] \quad (35)$$

と定義すると, 干渉による揚力係数は

$$\frac{k_B'}{e} \frac{1}{(s_T/r_T-1)} C_{Li(T)} = \frac{1}{\pi} R_1 R_2 \frac{1}{A_T} (C_{La})_T I \quad (36)$$

と表わされる。\$R_1, R_2\$ は前翼のみに関連した項であり図表7の (a), (b) にそれぞれ示されている。\$(C_{La})_T/A_T\$ は図表5から求められる。\$I\$ は干渉係数と定義されるもので \$\lambda, r/s, r/f, k_B'\alpha\$ (いずれも後翼における値) の関数となる。ここでは、\$\lambda\$ と \$r/s\$ の値をいくつか選び、その時の \$I\$ の値が \$r/f\$ をパラメータとし \$k_B'\alpha\$ を変数として図表8に示されている。これは干渉揚力 \$C_{Li(T)}\$ の迎角に対する変化を求めるのに好都合である。なお、パラメータ \$r/f\$ の \$f\$ は図表6によって求められるものである。

ここで迎角 \$\alpha=0\$ における干渉揚力の微係数を求めておく。一般に揚力を予測する際、迎角微小なる範囲では揚力傾斜のみ求めれば十分である場合が多い。しかしその場合、上記の方法で \$C_{Li(T)}\$ を求め、その曲線から微係数を計算するのでは時間がかかる上に不正確になるので、別に揚力傾斜を求める図表を作成した。まず (35) の両辺を \$k_B'\alpha\$ で微分して \$k_B'\alpha \to 0\$ とすると、

$$\begin{aligned} \left[\frac{dI}{d(k_B'\alpha)} \right]_{k_B'\alpha=0} &= \frac{1}{1+\lambda} \left[L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f}, 0\right) - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{r}{f}, 0\right) \right. \\ &\quad \left. - L\left(\lambda, \frac{r}{s}, \frac{r}{f_i}, 0\right) + L\left(\lambda, \frac{r}{s}, -\frac{r}{f_i}, 0\right) \right] \\ &= \frac{1}{(1+\lambda)\left(\frac{s}{r}-1\right)} \left[\left(\frac{s}{r}-\lambda\right) \log \left| \frac{\left(\frac{f}{r}-\frac{s}{r}\right)\left(\frac{fs}{r^2}-1\right)}{\left(\frac{f}{r}+\frac{s}{r}\right)\left(\frac{fs}{r^2}+1\right)} \right| \right. \\ &\quad \left. - \frac{f}{r}(1-\lambda) \log \left| \frac{\left(\frac{f}{r}\right)^2 - \left(\frac{s}{r}\right)^2}{\left(\frac{f}{r}\right)^2 - 1} \right| + \frac{r}{f}(1-\lambda) \log \left| \frac{\left(\frac{f}{r}\right)^2 \left(\frac{s}{r}\right)^2 - 1}{\left(\frac{f}{r}\right)^2 - 1} \right| \right] \quad (37) \end{aligned}$$

ここで

$$\left[\frac{dI}{d(k_B'\alpha)} \right]_{k_B'\alpha=0} = \frac{1}{k_B'} \left(\frac{dI}{d\alpha} \right)_{\alpha=0} \equiv I_\alpha \quad (38)$$

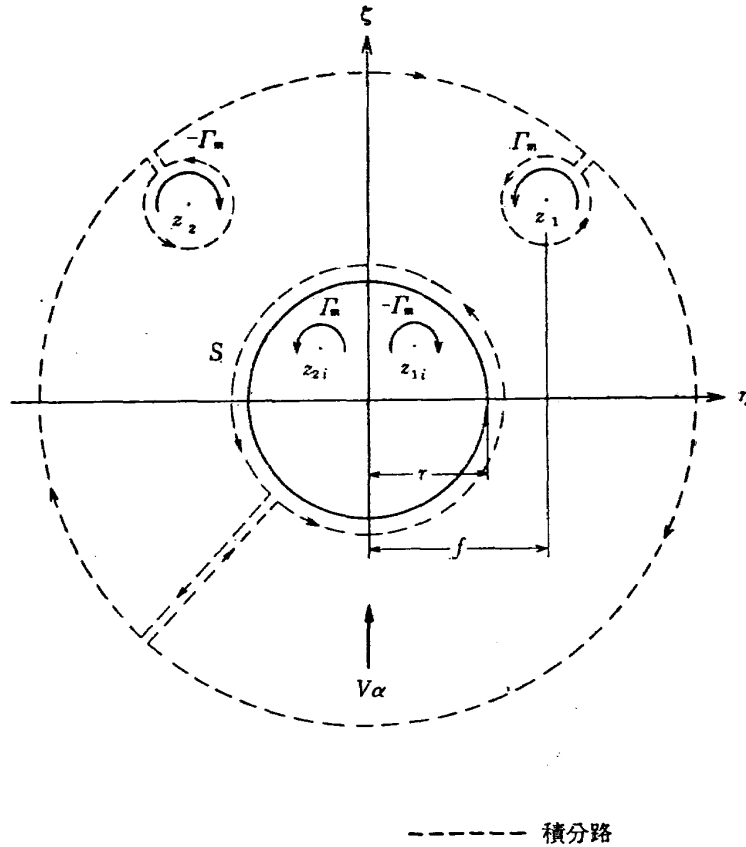
と定義すると、(36), (38) より

$$\frac{1}{e\left(\frac{s_T}{r_T}-1\right)} (C_{La})_{i(T)} = \frac{1}{\pi} R_1 R_2 \frac{1}{A_T} (C_{La})_T I_\alpha \quad (39)$$

\$I_\alpha\$ は、代表的な \$\lambda\$ の値 (0, 0.25, 0.5, 1.0) について \$r/s\$ をパラメータとし \$r/f\$ を変数として図表9に示されているので、これから(39)を用いて前翼-後翼干渉揚力傾斜を求めることができる。

8. 前翼渦とブースター胴体との干渉による揚力

前項と全く同じ渦模型を用いて、前翼後縁からブースター最後尾まで渦が流れる間に、この渦とブースター胴体との間に生じる干渉を計算する。いま仮りに前翼後縁位置を \$x\$ 軸の原点として、そ



第4図 前翼—ブースター胴体干渉係数決定のための渦模型

これから距離 x だけ下流の断面を考えると、第4図に示したようになる。

ここでは解析の都合上複素面に变换された座標面を用いることにする。ブースターの胴体半径を r とすると、複素速度ポテンシャル W は

$$W = -iV\alpha \left(z - \frac{r^2}{z} \right) - \frac{i\Gamma_m}{2\pi} [\log(z-z_1) - \log(z-z_{1i})] + \frac{i\Gamma_m}{2\pi} [\log(z-z_2) - \log(z-z_{2i})] \quad (40)$$

で与えられる。ここに $z = \eta + i\zeta$ である。これより

$$\begin{aligned} \frac{dW}{dz} &= -iV\alpha \left(1 + \frac{r^2}{z^2} \right) - \frac{i\Gamma_m}{2\pi} \left[\frac{1}{z-z_1} - \frac{1}{z-z_{1i}} - \frac{1}{z-z_2} + \frac{1}{z-z_{2i}} \right] \quad (41) \\ \left(\frac{dW}{dz} \right)^2 &= -V^2\alpha^2 \left(1 + 2\frac{r^2}{z^2} + \frac{r^4}{z^4} \right) - \frac{\Gamma_m^2}{4\pi^2} \left[\frac{1}{(z-z_1)^2} + \frac{1}{(z-z_{1i})^2} + \frac{1}{(z-z_2)^2} + \frac{1}{(z-z_{2i})^2} \right. \\ &\quad - \frac{2}{(z-z_1)(z-z_{1i})} - \frac{2}{(z-z_1)(z-z_2)} + \frac{2}{(z-z_1)(z-z_{2i})} \\ &\quad \left. + \frac{2}{(z-z_{1i})(z-z_2)} - \frac{2}{(z-z_{1i})(z-z_{2i})} - \frac{2}{(z-z_2)(z-z_{2i})} \right] \\ &\quad - \frac{\Gamma_m}{\pi} V\alpha \left[\left(\frac{1}{z-z_1} - \frac{1}{z-z_{1i}} - \frac{1}{z-z_2} + \frac{1}{z-z_{2i}} \right) \right] \end{aligned}$$

$$+ \frac{r^2}{z^2} \left(\frac{1}{z-z_1} - \frac{1}{z-z_{1i}} - \frac{1}{z-z_2} + \frac{1}{z-z_{2i}} \right) \Big] \quad (42)$$

この円すなわち単位長さの円柱の受ける力 P は Blasius の第一公式

$$P_\gamma - iP_c = \frac{i}{2} \rho \oint_S \left(\frac{dW}{dz} \right)^2 dz \quad (43)$$

を使って求められる。 S はこの円を囲む閉曲線であり、この時の積分路は第4図に示したとおりに取ればよい。4個の渦の位置の相互関係は、(30)式と z 軸に関して対称であることの2つの条件によって与えられるから、(42)を(43)に代入して計算すると、

$$\begin{aligned} P_\gamma - iP_c &= \frac{i}{2} \rho \oint_S \left(\frac{dW}{dz} \right)^2 dz = -\frac{i}{2} \rho \oint_{S_1+S_2} \left(\frac{dW}{dz} \right)^2 dz \\ &= -i \frac{\rho}{2} \left[\frac{8r^2 f^2 \Gamma_m^2 \alpha}{\pi} \frac{x}{(f^2 - r^2 + \alpha^2 x^2) \{ (f^2 - r^2 + \alpha^2 x^2)^2 + 4r^2 f^2 \}} \right. \\ &\quad \left. - 8r^2 f \Gamma_m V \alpha^2 \frac{x}{(f^2 + \alpha^2 x^2)^2} \right] \quad (44) \end{aligned}$$

したがって $P_\gamma = 0$ 。一方 P_c は単位長さの円柱に働く揚力と考えてよいので、これを x について積分すれば胴体に働く全揚力が得られる。(21)および(44)両式より、ブースター胴体断面積を基準とする揚力係数は次のようになる。

$$\begin{aligned} C_{L(B)} &= \frac{S_W}{2\pi} \left[\frac{K_{W(B)}(C_{L\alpha})_W}{f - r_W} \right]^2 \frac{S_W}{S_B'} \int_0^{l_B'} \frac{r^2 f^2 \alpha^3 x dx}{(f^2 - r^2 + \alpha^2 x^2) \{ (f^2 - r^2 + \alpha^2 x^2)^2 + 4r^2 f^2 \}} \\ &\quad - \frac{2K_{W(B)}(C_{L\alpha})_W f}{f - r_W} \frac{S_W}{S_B'} \int_0^{l_B'} \frac{r^2 \alpha^3 x dx}{(f^2 + \alpha^2 x^2)^2} \quad (45) \end{aligned}$$

この積分においてブースター頭部の断面積変化は無視してある。(45)を更に変形して図表の作成に都合のよい形に整理すると、

$$\frac{k_B'}{e^2} C_{L(B)} = C_1 F_L - C_2 G_L \quad (46)$$

ここに C_1, C_2 は前翼のみに関係する項であり、(34)で定義した R_1, R_2 を用いて次のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} C_1 &= \frac{1}{2} [R_1 R_2]^2 \\ C_2 &= 2[(C_{L\alpha})_{W(B)} + R_1 R_2] \end{aligned} \right\} \quad (47)$$

ここに $(C_{L\alpha})_{W(B)} = H_{W(B)} [(C_{L\alpha})_W / A_W]$ で主ロケット胴体断面積を基準にした胴体つき前翼の揚力傾斜。したがって C_1, C_2 はすでに求めた係数を使って容易に計算できる。一方 F_L, G_L はブースター胴体に関する項で、次式に示すように r/f と k_B'/α の関数となる。

$$F_L = 4 \int_0^1 \frac{\left(\frac{f}{r} \right)^2 (k_B'/\alpha)^3 \xi d\xi}{\left[\left(\frac{f}{r} \right)^2 - 1 + 4(k_B'/\alpha)^2 \xi^2 \right] \left\{ \left[\left(\frac{f}{r} \right)^2 - 1 + 4(k_B'/\alpha)^2 \xi^2 \right]^2 + 4 \left(\frac{f}{r} \right)^2 \right\}} \quad (48a)$$

$$G_L = 4 \int_0^1 \frac{(k_B'/\alpha)^3 \xi d\xi}{\left[\left(\frac{f}{r} \right)^2 + 4(k_B'/\alpha)^2 \xi^2 \right]^2} \quad (48b)$$

ここに $\xi = x/l_B'$ 。 F_L , G_L を数値積分し, r/f をパラメータとし k_B'/α を変数として表わしたものが図表10に示されている。この図表および (46)式から干渉揚力 $C_{Li(B)}$ の迎角に対する変化を求めることができる。

次にこの揚力の傾斜を求める。 F_L , G_L の被積分関数をそれぞれ f_L , g_L と表わし, F_L , G_L を α について微分すると, $0 \leq \xi \leq 1$ なる積分範囲および $0 < r/f < 1$ において

$$\left. \begin{aligned} \frac{dF_L(k_B'/\alpha)}{d\alpha} &= \int_0^1 \frac{\partial f_L(k_B'/\alpha, \xi)}{\partial \alpha} d\xi \\ \frac{dG_L(k_B'/\alpha)}{d\alpha} &= \int_0^1 \frac{\partial g_L(k_B'/\alpha, \xi)}{\partial \alpha} d\xi \end{aligned} \right\} \quad (49)$$

が成立する。これを計算して $\alpha=0$ における微係数をとると,

$$\left. \begin{aligned} \lim_{\alpha \rightarrow 0} \frac{dF_L}{d\alpha} &= \int_0^1 \lim_{\alpha \rightarrow 0} \frac{\partial f_L}{\partial \alpha} d\xi = 0 \\ \lim_{\alpha \rightarrow 0} \frac{dG_L}{d\alpha} &= \int_0^1 \lim_{\alpha \rightarrow 0} \frac{\partial g_L}{\partial \alpha} d\xi = 0 \end{aligned} \right\} \quad (50)$$

したがって $(C_{Li})_{(\alpha=0)} = 0$, すなわち, 前翼渦とブースター胴体の干渉による揚力傾斜はゼロである。

9. 主ロケットの横断流粘性による揚力

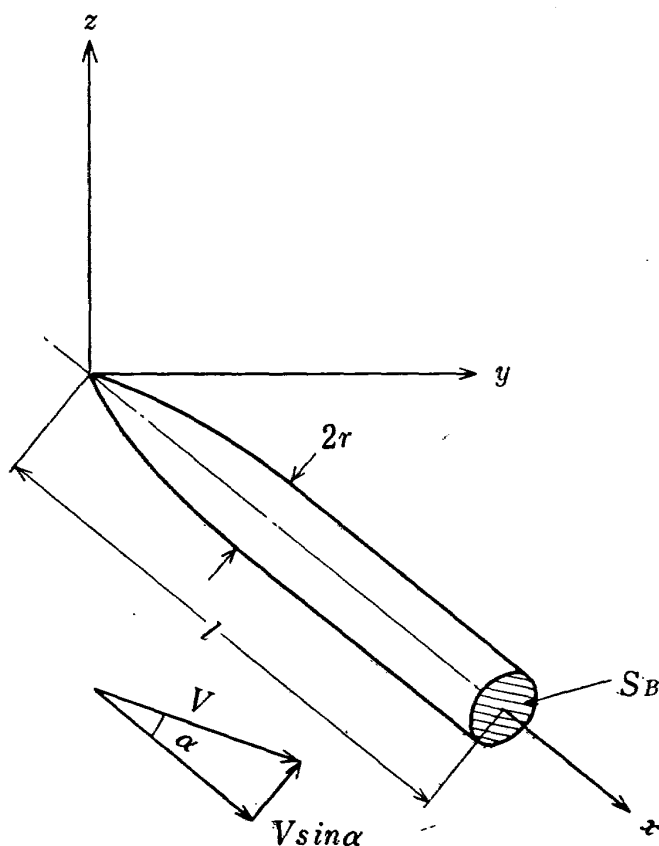
細長い物体が一様流に対して迎角 α を持っている場合には, 横断流の粘性による力を受ける。文献 [7] によれば, 第5図において先端から x の点の単位長さ部分に働く力 P は

$$P = 2rc_a q \sin^2 \alpha \quad (51)$$

である。ここに r はこの点における胴体半径, c_a は胴体直径を基準長さにした二次元粘性抵抗係数である。 α は微小であるから, 胴体の最終断面積 S_B を基準にした全体の揚力係数を C_L とすると,

$$\frac{dC_L}{dx} = \frac{P}{qS_B} = 2rc_a \frac{\alpha^2}{S_B} \quad (52)$$

$$\begin{aligned} \therefore C_L &= \frac{\alpha^2}{S_B} \int_0^l 2rc_a dx \\ &= C_a \frac{S_p}{S_B} \alpha^2 \end{aligned} \quad (53)$$



第5図 細長物体に作用する横断流

ここに l は胴体長さ, S_p は胴体の平面図形面積を表わし, C_d は

$$C_d = \frac{1}{S_p} \int_0^l 2rc dx$$

と定義される抵抗係数である。この抵抗係数 C_d は, 胴体が直径 $d' = S_p/l$ なる円柱と同じ特性を持つものと考え, 横断流マッハ数 $M \sin \alpha$ および横断流レイノルズ数 $(Vd'/\nu) \sin \alpha$ におけるこの円柱の二次元抵抗係数 c_d を求め, 次にこれを有限長さの場合の C_d に換算することによって計算される (文献 [6], [7], [8])。 (53) を主ロケットに適用すると

$$C_{LV(M)} = C_d \frac{2}{\pi} k_M \left(2 - \frac{l_{N(M)}}{l_M} \right) \alpha^2 \quad (54)$$

となる。この式において

$$B_M = C_d \frac{2}{\pi} k_M \left(2 - \frac{l_{N(M)}}{l_M} \right) \quad (55)$$

とにおいて C_d を上記の方法で求め, $l_{N(M)}/l_M$ をパラメータとし k_M を変数とする B_M を図表11に示してある。この図表から粘性による揚力は

$$C_{LV(M)} = B_M \alpha^2 \quad (56)$$

として求まる。一方 $\alpha = 0$ における微係数すなわち $(C_{La})_{V(M)}$ は明らかにゼロである。

10. プースターの横断流による揚力

前項と全く同じ性質のものであるが, 頭部に切欠きを持っている点が異なる。前項と同様に計算すると

$$\left. \begin{aligned} C_{LV(B')} &= B_{B'} \alpha^2 \\ B_{B'} &= C_d \frac{2}{\pi} k_{B'} \left[2 - (1-e) \frac{l_{N(B')}}{l_{B'}} \right] \end{aligned} \right\} \quad (57)$$

となり, $(1-e)l_{N(B')}/l_{B'}$ パラメータにとると図表11がそのまま適用できる。同様に $(C_{La})_{V(B')} = 0$ である。

以上求めた揚力を要約する。

1. 主ロケット頭部揚力

$$C_{LN(M)} = (C_{La})_N \cdot \alpha, \quad (C_{La})_{N(M)} = (C_{La})_N \quad (58)$$

2. 胴体つき前翼の揚力

$$C_{LW(B)} = \left[H_{W(B)} \frac{1}{A_W} (C_{La})_W \right] \alpha, \quad (C_{La})_{W(B)} = H_{W(B)} \frac{1}{A_W} (C_{La})_W \quad (59)$$

3. 前翼つき胴体の揚力

$$C_{LB(W)} = \left[H_{B(W)} \frac{1}{A_W} (C_{La})_W \right] \alpha, \quad (C_{La})_{B(W)} = H_{B(W)} \frac{1}{A_W} (C_{La})_W \quad (60)$$

4. プースター頭部揚力

$$C_{LN(B')} = [(C_{La})_N - 2e^2]\alpha, \quad (C_{La})_{N(B')} = (C_{La})_N - 2e^2 \quad (61)$$

5. 胴体つき後翼の揚力

$$C_{LT(B)} = \left[H_{T(B)} \frac{1}{A_T} (C_{La})_T \right] \alpha, \quad (C_{La})_{T(B)} = H_{T(B)} \frac{1}{A_T} (C_{La})_T \quad (62)$$

6. 後翼つき胴体の揚力

$$C_{LB(T)} = \left[H_{B(T)} \frac{1}{A_T} (C_{La})_T \right] \alpha, \quad (C_{La})_{B(T)} = H_{B(T)} \frac{1}{A_T} (C_{La})_T \quad (63)$$

7. 前翼渦と後翼との干渉による揚力

$$\left. \begin{aligned} C_{Li(T)} &= \frac{e}{k_{B'}} \left(\frac{s_T}{r_T} - 1 \right) \left[\frac{1}{\pi} R_1 R_2 \frac{1}{A_T} (C_{La})_T \right] I \\ (C_{La})_{i(T)} &= e \left(\frac{s_T}{r_T} - 1 \right) \left[\frac{1}{\pi} R_1 R_2 \frac{1}{A_T} (C_{La})_T \right] I_a \end{aligned} \right\} \quad (64)$$

8. 前翼渦とブースター胴体との干渉による揚力

$$C_{Li(B)} = \frac{e^2}{k_{B'}} [C_1 F_L - C_2 G_L], \quad (C_{La})_{i(B)} = 0 \quad (65)$$

9. 主ロケットの横断流粘性による揚力

$$C_{LV(M)} = B_M \alpha^2, \quad (C_{La})_{V(M)} = 0 \quad (66)$$

10. ブースターの横断流粘性による揚力

$$C_{LV(B')} = B_{B'} \alpha^2, \quad (C_{La})_{V(B')} = 0 \quad (67)$$

全機の揚力（ブースター胴体断面積を基準とする）：

$$\begin{aligned} C_L &= [C_{LN(M)} + C_{LW(B)} + C_{LB(W)} + C_{LV(M)}] e^2 + C_{LN(B')} + C_{LT(B)} \\ &\quad + C_{LB(T)} + C_{Li(T)} + C_{Li(B)} + C_{LV(B')} \end{aligned} \quad (68)$$

$$\begin{aligned} C_{La} &= [(C_{La})_{N(M)} + (C_{La})_{W(B)} + (C_{La})_{B(W)}] e^2 + (C_{La})_{N(B')} + (C_{La})_{T(B)} \\ &\quad + (C_{La})_{B(T)} + (C_{La})_{i(T)} \end{aligned} \quad (69)$$

V. 圧力中心

前章で考察した揚力の各成分に対応する圧力中心位置が求まると、縦揺れモーメントの各成分が求まり、したがって、全機の縦揺れモーメントおよび圧力中心を推定することができる。以下に各成分の圧力中心の計算法を述べる。

1. 主ロケット頭部の圧力中心

細長体理論によれば、頭部形状が円錐の場合の圧力中心は先端より頭部長さの2/3の位置になる。揚力の場合と同様に、この細長体理論は亜音速には適用できるが、超音速では、揚力の増大に伴って圧力中心も後退することが知られているので、風洞試験結果によって修正することが望ましい。

ここでは文献 [5] の実験結果を用いて k_M をパラメータとし M を変数とする \bar{l}_N/l_M の図表を作成した (図表12)。したがって頭部圧力中心 $\bar{l}_{N(M)}$ は次式より求まる。

$$\left. \begin{aligned} \bar{l}_{N(M)} &= \frac{2}{3} l_{N(M)} & (M \leq 1) \\ \bar{l}_{N(M)} &= \left(\frac{\bar{l}_N}{l_M} \right) l_M & (M > 1) \end{aligned} \right\} \quad (70)$$

2. 胴体つき前翼の圧力中心

胴体つき前翼の圧力中心 $(\bar{x}/c_r)_{W(B)}$ の推定にはすべての翼平面形について翼単独の理論によるのが一番よいとされている。図表13は文献 [1] を引用したもので、 $(\bar{x}/c_r)_{W(B)}$ が λ をパラメータとし βA を変数として示されている。機体先端から圧力中心までの長さ $\bar{l}_{W(B)}$ は

$$\bar{l}_{W(B)} = l_W + \left(\frac{\bar{x}}{c_r} \right)_{W(B)} (c_r)_W \quad (71)$$

によって計算される。

3. 前翼つき胴体の圧力中心

超音速における前翼つき胴体の圧力中心 $(\bar{x}/c_r)_{B(W)}$ は、揚力と同様の方法で縦揺れモーメントを計算して求めることができる。しかしこの理論は βA の小さな範囲には適用できないので、その場合はこの理論値と $\beta A = 0$ の値 (細長体理論値) とを内挿する。亜音速については文献 [1] をそのまま引用し、合わせて図表14に示してある。機体先端から圧力中心までの長さは

$$\bar{l}_{B(W)} = l_W + \left(\frac{\bar{x}}{c_r} \right)_{B(W)} (c_r)_W \quad (72)$$

によって計算される。

4. ブースター頭部の圧力中心

切欠き部分の揚力傾斜はブースター胴体断面積を基準にして $2e^2$ 、全体の揚力傾斜は $(C_{La})_N$ であるから、第6図を参照して、ブースター先端から圧力中心までの長さ \bar{l}_N は

$$\bar{l}_N = \frac{(C_{La})_N \bar{l}_N \frac{l_{N(B')}}{l_B'} + \frac{e}{1-e} \left[\frac{2}{3} e^2 - (C_{La})_N \right] \frac{l_{N(B')}}{l_B'}}{(C_{La})_N - 2e^2} l_B' \quad (73)$$

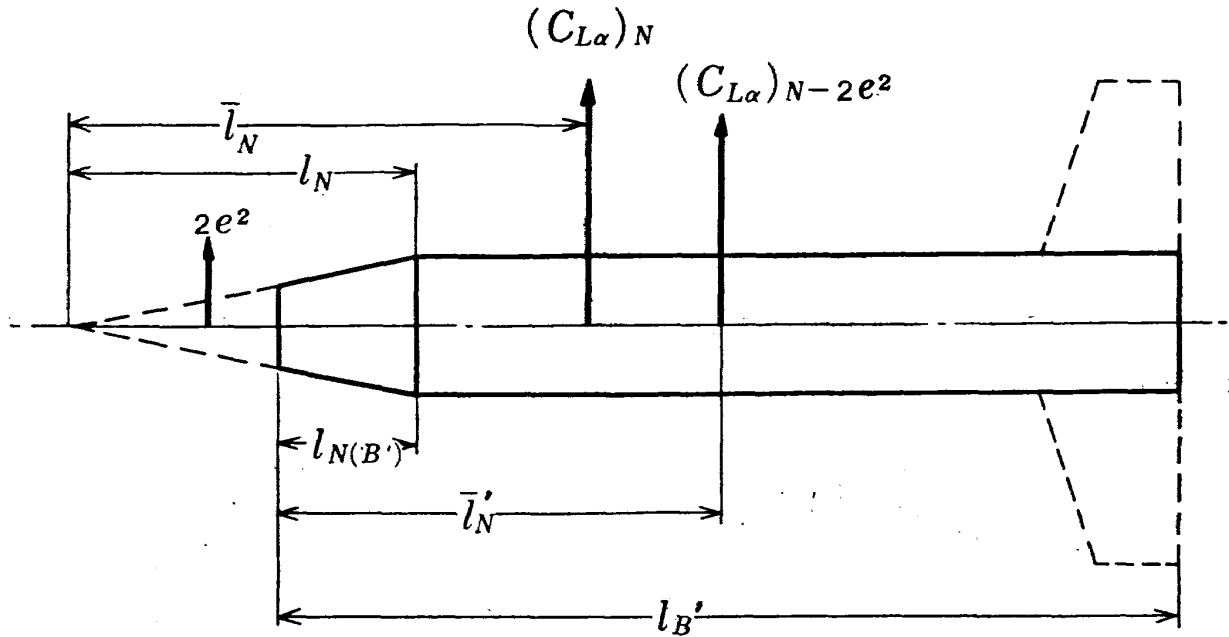
となる。ここに \bar{l}_N は、図のように先端切欠き部分に仮想の円錐があるものと考えた時、この仮想先端から圧力中心までの長さを表わす。 $M \leq 1$ においては細長体理論が適用できるから、

$$(C_{La})_N = 2, \quad \bar{l}_N = \frac{2}{3} l_N = \frac{2}{3} \frac{1}{1-e} l_{N(B')}$$

を (73) 式に代入すると

$$\bar{l}_N = \frac{1}{3} \frac{2+e}{1+e} l_{N(B')}$$

となる。 $M > 1$ の場合は、 $(C_{La})_N$ および \bar{l}_N/l_B' をそれぞれ図表1および図表12から求めて (73) 式



第6図 ブースター頭部の圧力中心

によって計算する。したがって機体先端（主ロケット先端）から圧力中心までの長さは次式にて表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \bar{l}_{N(B')} &= l_M + \frac{1}{3} \frac{2+e}{1+e} l_{N(B')} \quad (M \leq 1) \\ \bar{l}_{N(B')} &= l_M + \frac{(C_{L\alpha})_N \bar{l}_N + \frac{e}{1-e} \left[\frac{2}{3} e^2 - (C_{L\alpha})_N \right] \frac{l_{N(B')}}{l_{B'}}}{(C_{L\alpha})_{N-2e^2}} l_{B'} \quad (M > 1) \end{aligned} \right\} \quad (74)$$

5. 胴体つき後翼の圧力中心

前翼の場合と全く同様に機体先端から圧力中心までの長さは

$$\bar{l}_{T(B)} = l_T + \left(\frac{\bar{x}}{c_T} \right)_{T(B)} (c_T)_T \quad (75)$$

と表わされ、 $(\bar{x}/c_T)_{T(B)}$ を図表13より求めて計算する。

6. 後翼つき胴体の圧力中心

3. と同様にして機体先端より圧力中心までの長さは

$$\bar{l}_{B(T)} = l_T + \left(\frac{\bar{x}}{c_T} \right)_{B(T)} (c_T)_T \quad (76)$$

と表わされ、 $(\bar{x}/c_T)_{B(T)}$ を図表14より求めて計算する。

7. 前翼渦と後翼との干渉による圧力中心

この時の圧力中心は胴体つき後翼の圧力中心と一致すると考えてよい。したがって

$$\bar{l}_{i(T)} = \bar{l}_{T(B)} \quad (77)$$

8. 前翼渦とブースター胴体との干渉による圧力中心

揚力理論の場合と全く同様の考え方でブースター胴体の縦揺れモーメントを計算し、これより圧力中心を決定する。いまブースター先端から圧力中心までの長さを \bar{l}_i とし、

$$\left. \begin{aligned} F_m &= 4 \int_0^1 \frac{\left(\frac{f}{r}\right)^2 (k_B' \alpha)^3 \xi^2 d\xi}{\left[\left(\frac{f}{r}\right)^2 - 1 + 4(k_B' \alpha)^2 \xi^2\right] \left\{ \left[\left(\frac{f}{r}\right)^2 - 1 + 4(k_B' \alpha)^2 \xi^2\right]^2 + 4\left(\frac{f}{r}\right)^2 \right\}} \\ G_m &= 4 \int_0^1 \frac{(k_B' \alpha)^3 \xi^2 d\xi}{\left[\left(\frac{f}{r}\right)^2 + 4(k_B' \alpha)^2 \xi^2\right]^2} \end{aligned} \right\} \quad (78)$$

とすると、

$$\frac{k_B'}{e^2} \frac{\bar{l}_i}{l_B'} C_{Li(B)} = C_1 F_m - C_2 G_m \quad (79)$$

となる。(46)および(79)によって

$$\bar{l}_i = \frac{C_1 F_m - C_2 G_m}{C_1 F_L - C_2 G_L} l_B' \quad (80)$$

となり、 C_1 , C_2 , F_L , G_L はすでに求めた量である。 F_m , G_m は r/f をパラメータとし k_B'/α を変数として図表15に示されている。機体先端より圧力中心までの長さは次式によって計算される。

$$\bar{l}_{i(B)} = l_M + \frac{C_1 F_m - C_2 G_m}{C_1 F_L - C_2 G_L} l_B' \quad (81)$$

9. 主ロケットの横断流粘性による圧力中心

横断流による粘性力は胴体の平面図形面積全体にわたって一様に働くと考えられるので、圧力中心は平面図形の重心位置と一致する。したがって、機体先端より圧力中心までの長さは

$$\bar{l}_{V(M)} = \frac{1}{2} \frac{l_M^2 - \frac{1}{3} l_{N(M)}^2}{l_M - \frac{1}{2} l_{N(M)}} = \frac{1}{3} \left[\frac{3 - \left(\frac{l_{N(M)}}{l_M}\right)^2}{2 - \frac{l_{N(M)}}{l_M}} \right] l_M \quad (82)$$

によって計算される。

10. ブースターの横断流粘性による圧力中心

前項と同様にして計算すると機体先端より中心までの長さは

$$\bar{l}_{V(B')} = l_M + \frac{1}{3} \left[\frac{3 - (1-e) \left(\frac{l_{N(B')}}{l_B'}\right)^2}{2 - (1-e) \frac{l_{N(B')}}{l_B'}} \right] l_B' \quad (83)$$

となり、主ロケットと同じく平面図形のみによって求まる。

以上求めた圧力中心を次に要約する。

1. 主ロケット頭部の圧力中心

$$\left. \begin{aligned} \bar{l}_{N(M)} &= \frac{2}{3} l_{N(M)} & (M \leq 1) \\ \bar{l}_{N(M)} &= \left(\frac{\bar{l}_N}{l_M} \right) l_M & (M > 1) \end{aligned} \right\} \quad (84)$$

2. 胴体つき前翼の圧力中心

$$\bar{l}_{W(B)} = l_W + \left(\frac{\bar{x}}{c_r} \right)_{W(B)} (c_r)_W \quad (85)$$

3. 前翼つき胴体の圧力中心

$$\bar{l}_{B(W)} = l_W + \left(\frac{\bar{x}}{c_r} \right)_{B(W)} (c_r)_W \quad (86)$$

4. ブースター頭部の圧力中心

$$\left. \begin{aligned} \bar{l}_{N(B')} &= l_M + \frac{1}{3} \frac{2+e}{1+e} l_{N(B')} & (M \leq 1) \\ \bar{l}_{N(B')} &= l_M + \frac{(C_{L\alpha})_N \bar{l}_N}{(C_{L\alpha})_N - 2e^2} + \frac{e}{1-e} \left[\frac{2}{3} e^2 - (C_{L\alpha})_N \right] \frac{l_{N(B')}}{l_{B'}} l_{B'} & (M > 1) \end{aligned} \right\} \quad (87)$$

5. 胴体つき後翼の圧力中心

$$\bar{l}_{T(B)} = l_T + \left(\frac{\bar{x}}{c_r} \right)_{T(B)} (c_r)_T \quad (88)$$

6. 後翼つき胴体の圧力中心

$$\bar{l}_{B(T)} = l_T + \left(\frac{\bar{x}}{c_r} \right)_{B(T)} (c_r)_T \quad (89)$$

7. 前翼渦と後翼との干渉による圧力中心

$$\bar{l}_{i(T)} = \bar{l}_{T(B)} \quad (90)$$

8. 前翼渦とブースター胴体との干渉による圧力中心

$$\bar{l}_{i(B)} = l_M + \frac{C_1 F_m - C_2 G_m}{C_1 F_L - C_2 G_L} \quad (91)$$

9. 主ロケットの横断流粘性による圧力中心

$$\bar{l}_{V(M)} = \frac{1}{3} \left[\frac{3 - \left(\frac{l_{N(M)}}{l_M} \right)^2}{2 - \left(\frac{l_{N(M)}}{l_M} \right)} \right] l_M \quad (92)$$

10. ブースターの横断流粘性による圧力中心

$$\bar{l}_{V(B')} = l_M + \frac{1}{3} \left[\frac{3 - (1-e) \left(\frac{l_{N(B')}}{l_{B'}} \right)^2}{2 - (1-e) \frac{l_{N(B')}}{l_{B'}}} \right] l_{B'} \quad (93)$$

全機の圧力中心（機体先端からの長さ）

i) $\alpha \neq 0$ の場合 (揚力係数に対応する圧力中心)

$$\bar{l} = \frac{1}{C_L} \left\{ [\bar{l}_{N(M)} C_{LN(M)} + \bar{l}_{W(B)} C_{LW(B)} + \bar{l}_{B(W)} C_{LB(W)} + \bar{l}_{V(M)} C_{LV(M)}] e^2 + \bar{l}_{N(B')} C_{LN(B')} + \bar{l}_{T(B)} C_{LT(B)} + \bar{l}_{B(T)} C_{LB(T)} + \bar{l}_{I(T)} C_{LI(T)} + \bar{l}_{I(B)} C_{LI(B)} + \bar{l}_{V(B')} C_{LV(B')} \right\} \quad (94)$$

ii) $\alpha = 0$ の場合 (揚力傾斜に対応する圧力中心)

$$\bar{l} = \frac{1}{C_{L\alpha}} \left\{ [\bar{l}_{N(M)} (C_{L\alpha})_{N(M)} + \bar{l}_{W(B)} (C_{L\alpha})_{W(B)} + \bar{l}_{B(W)} (C_{L\alpha})_{B(W)}] e^2 + \bar{l}_{N(B')} (C_{L\alpha})_{N(B')} + \bar{l}_{T(B)} (C_{L\alpha})_{T(B)} + \bar{l}_{B(T)} (C_{L\alpha})_{B(T)} + \bar{l}_{I(T)} (C_{L\alpha})_{I(T)} \right\} \quad (95)$$

ここに C_L , $C_{L\alpha}$ はそれぞれ全機の揚力係数および揚力傾斜で, (68) および (69) にて与えられる。

VI. 結 論

最近のロケット工学のめざましい進歩とともに, わが国でも大型の二段式ロケットの開発が進められているが, その設計に際しては, あらかじめ空力特性を知っておく必要がある。単体に比べて, 二段式の場合は, 前後の干渉のために解析が著しく困難になる。そこでわれわれは, 細長体理論を基にしさらに簡単な渦模型を用いて翼一胴一尾翼結合体の揚力と圧力中心を求めた Pitts, Nielsen, Kaattari の基本的な考え方 (文献 [1]) に基づき, さらに不備な点を補って, 実際の理論計算をより容易ならしめるような図表を作成した。

図表の作成にあたっては, 理論的に不備な点が数多く存在するので, ある場合には単純化のためにかなり乱暴な仮定を設ける必要があり, また, ある場合には実験の結果を採用せざるを得なかったが, これらはさらに検討を要する問題であり, 本図表の利用者により逐次改訂されることを期待する。

参 考 文 献

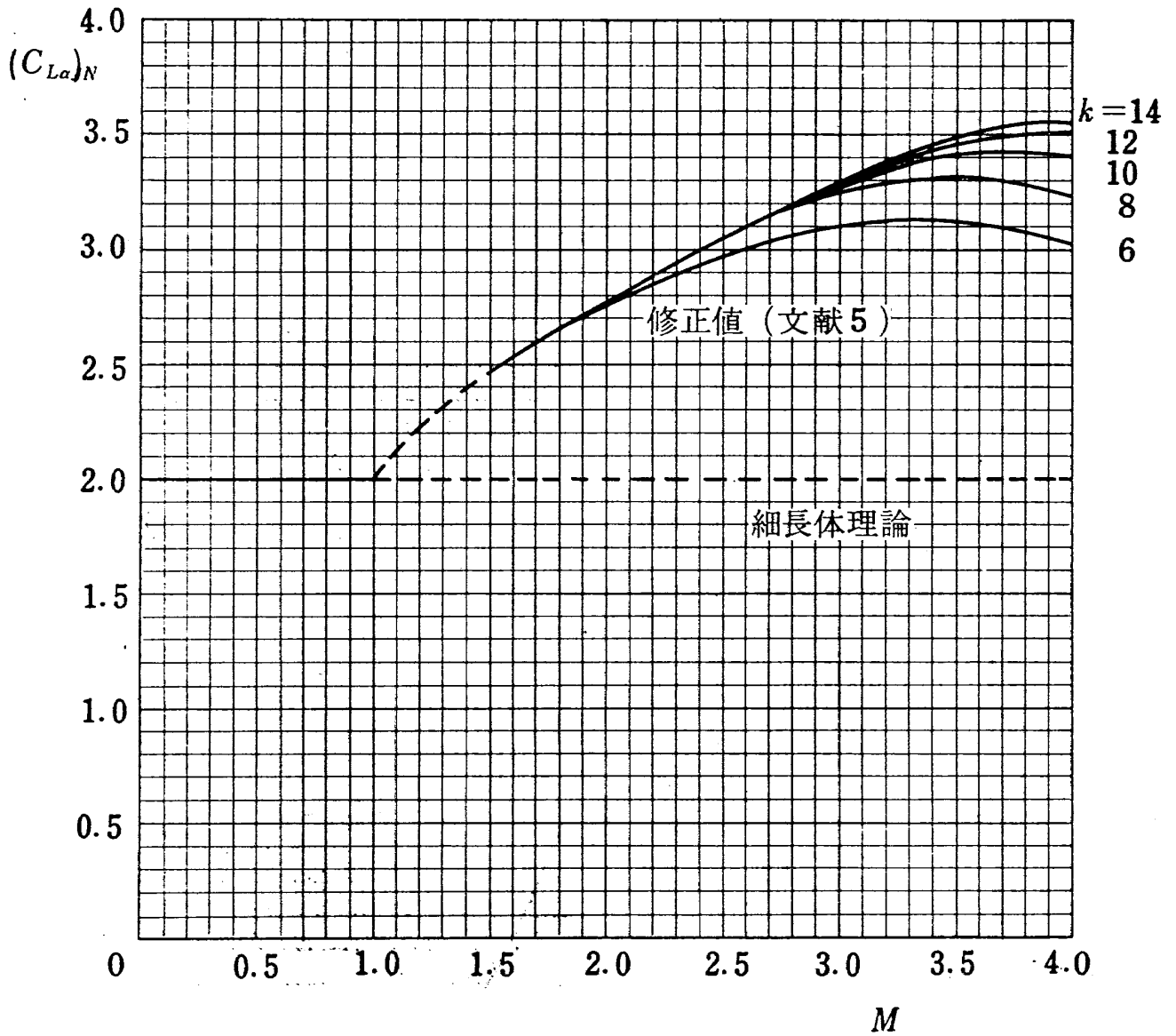
- [1] William C. Pitts, Jack N. Nielsen, and George E. Kaattari: Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, NACA Rep. 1307, 1957.
- [2] George Morikawa: Supersonic Wing-Body-Tail Interference, Jour. Aero. Sci., Vol. 19, No. 5, May 1952, pp. 333—340.
- [3] John R. Spreiter: The Aerodynamic Forces on Slender Plane- and Cruciform-Wing and Body Combinations, NACA Rep. 962, 1950.

- [4] List of Aerodynamic Data Sheets, Roy. Aero. Soc, Wings, S.01.03.03. ~S.01.03.06., 1954.
- [5] William E. Buford: The Effects of Afterbody Length and Mach Number on the Normal Force and Center of Pressure of Conical and Ogival Nose Bodies, Jour. Aero. Sci., Vol. 25, No. 2, Feb. 1958, pp. 103—108.
- [6] W.F. Lindsey: Drag of Cylinders of Simple Shapes, NACA Rep. 619, 1938.
- [7] H. Julian Allen, and Edward W. Perkins: A Study of Effects of Viscosity on Flow over Slender Inclined Bodies of Revolution, NACA Rep. 1048, 1951.
- [8] S. Goldstein: "Modern Developments in Fluid Dynamics," Oxford, The Clarendon Press, 1938, Vol. II, pp. 418—421, 439.
- [9] Jack N. Nielsen: "Missile Aerodynamics," McGraw-Hill Book Company, Inc, 1960.

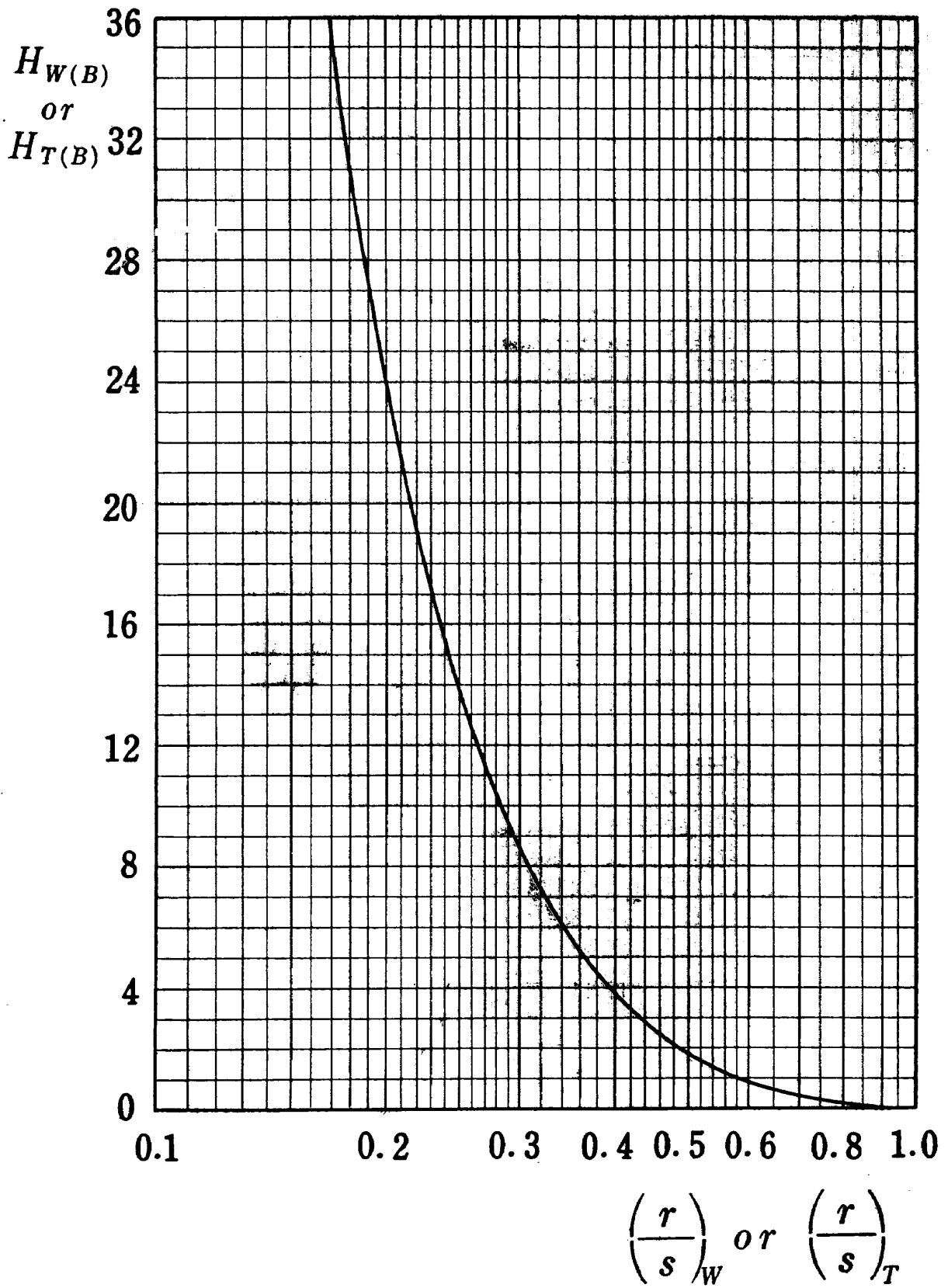
計 算 図 表

以下に掲げる図表のうち、 βA を横座標にとって示したものは亜音速および超音速の理論値と $\beta A=0$ の値（細長体理論値）とを結んだものであり、 βA の小さな範囲の曲線は理論的に確定したものではない。この領域の曲線は本来破線で示すべきもので、便宜上実線で表わしたに過ぎない。次にこの計算図表の使用法を一覧表にして示す。

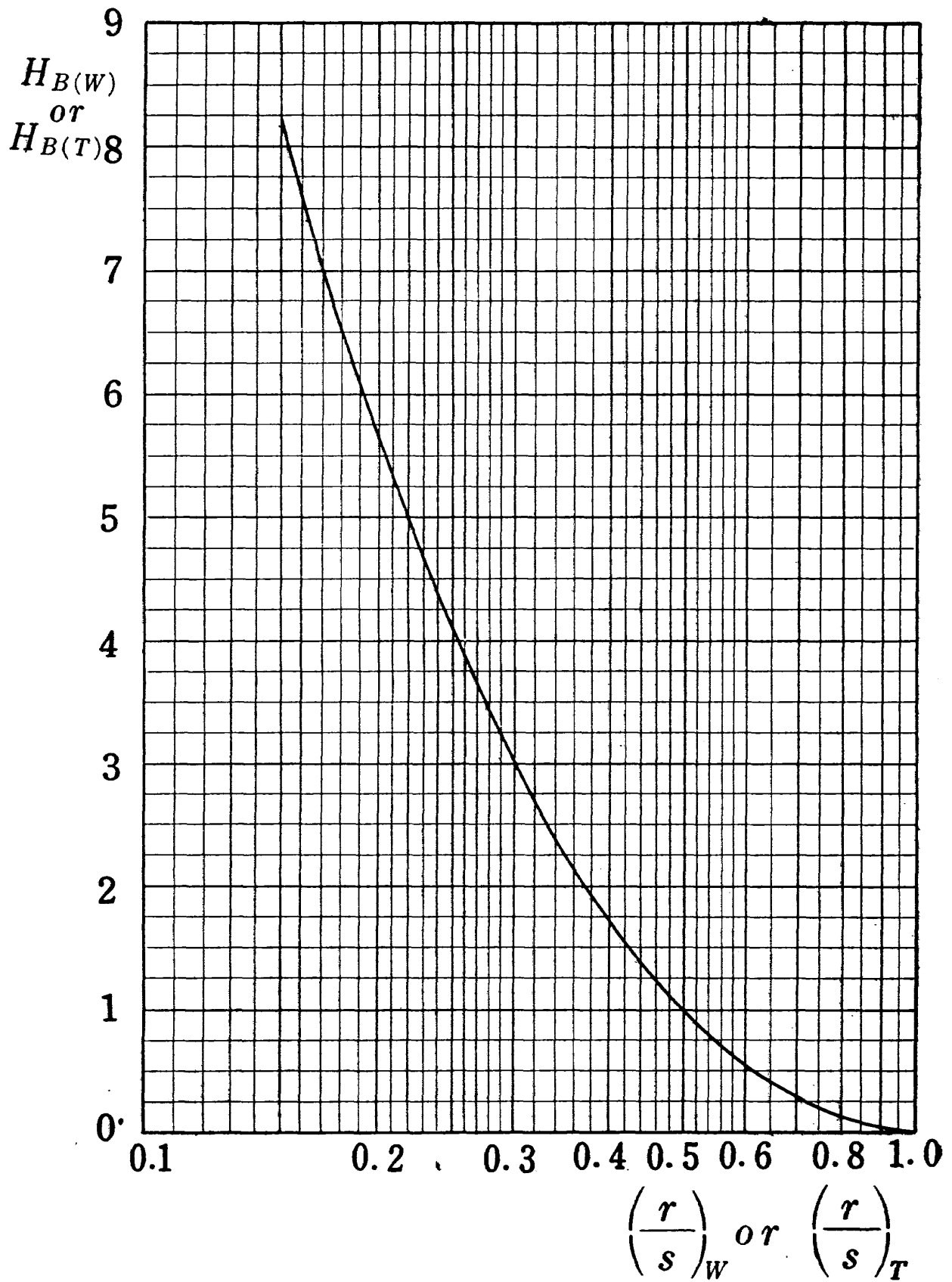
係 数	条 件	図 表
$(C_{L\alpha})_N$		1
$H_{W(B)}, H_{T(B)}$		2
$H_{B(W)}, H_{B(T)}$	$M \leq 1$, および $M > 1$ で $\beta A \leq \frac{4\lambda}{1+\lambda}$ のとき	3
	$M > 1$ かつ $\beta A \geq \frac{4\lambda}{1+\lambda}$ のとき	4
$\frac{1}{A_W}(C_{L\alpha})_W, \frac{1}{A_T}(C_{L\alpha})_T$		5
$\frac{f-r_W}{s_W-r_W}$		6
R_1, R_2		7
I		8
I_a		9
C_1, C_2 (R_1, R_2 および本文 (47)式による)		
F_L, G_L		10
B_M, B_B'		11
$\frac{\bar{l}_N}{l_M}, \frac{\bar{l}_N}{l_B'}$	$M > 1$	12
$\left(\frac{\bar{x}}{c_T}\right)_{W(B)}, \left(\frac{\bar{x}}{c_T}\right)_{T(B)}$		13
$\left(\frac{\bar{x}}{c_T}\right)_{B(W)}, \left(\frac{\bar{x}}{c_T}\right)_{B(T)}$		14
F_m, G_m		15



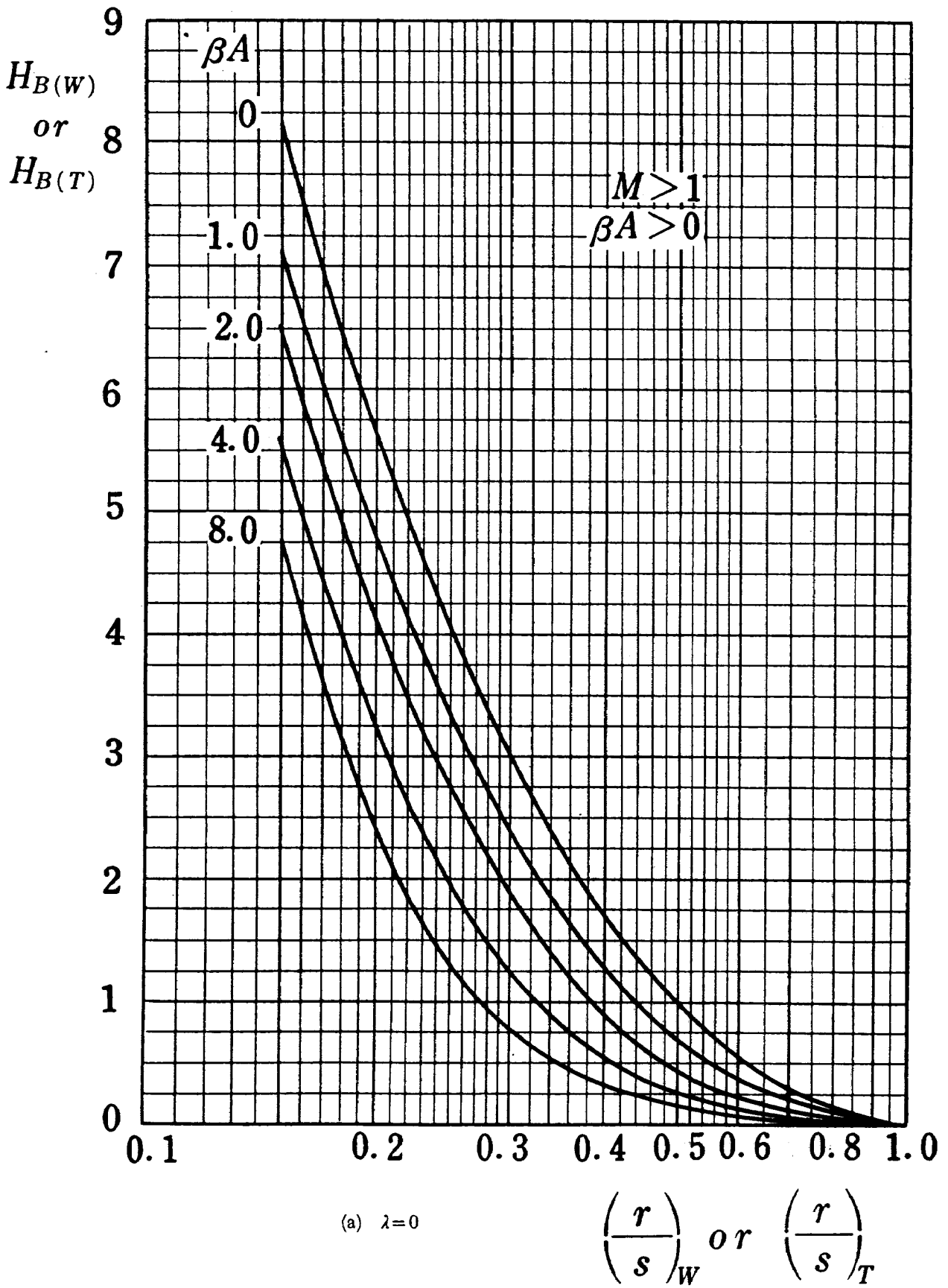
図表1 頭部揚力傾斜



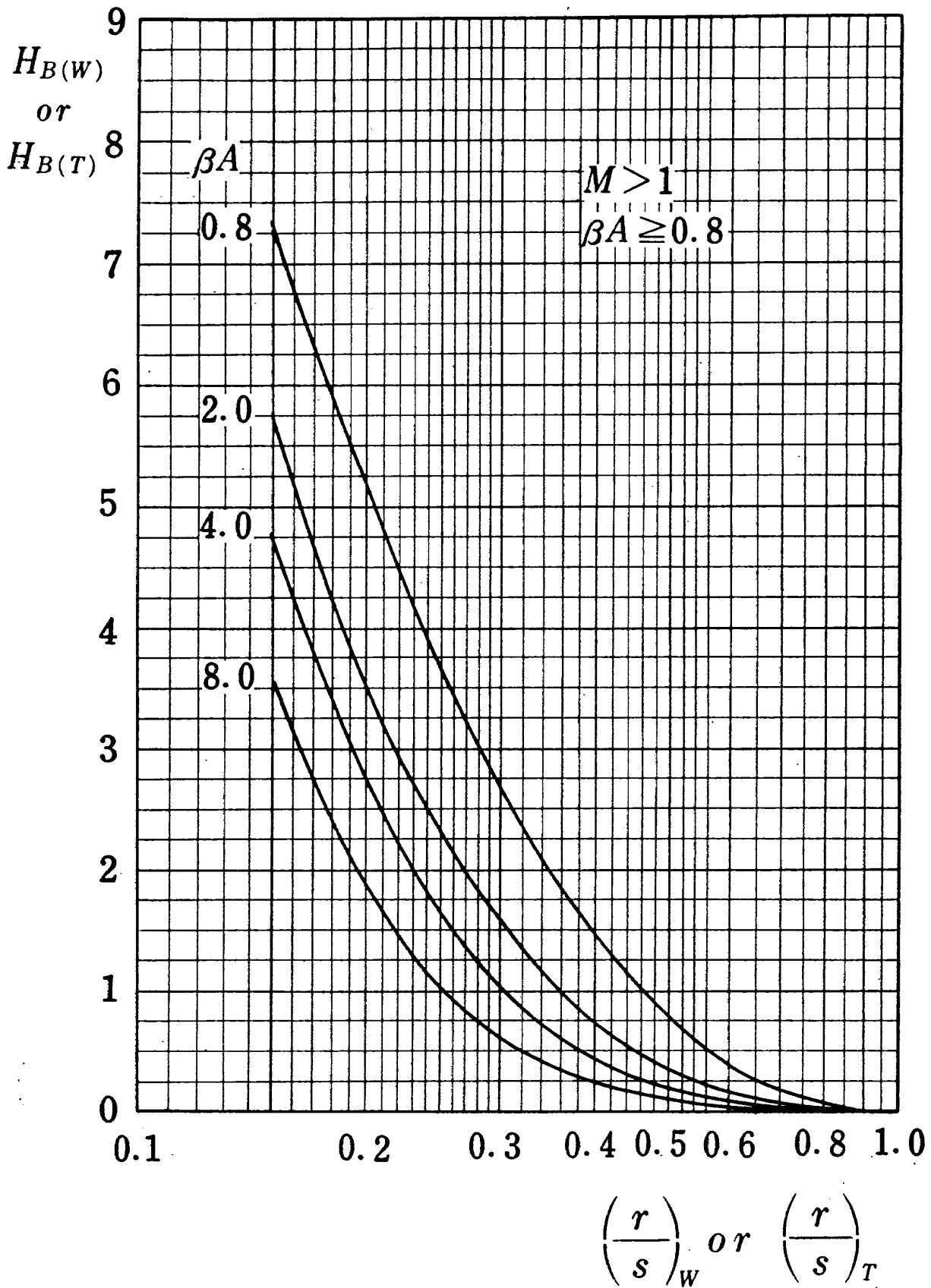
図表2 細長体理論による $H_{W(B)}$, $H_{T(B)}$



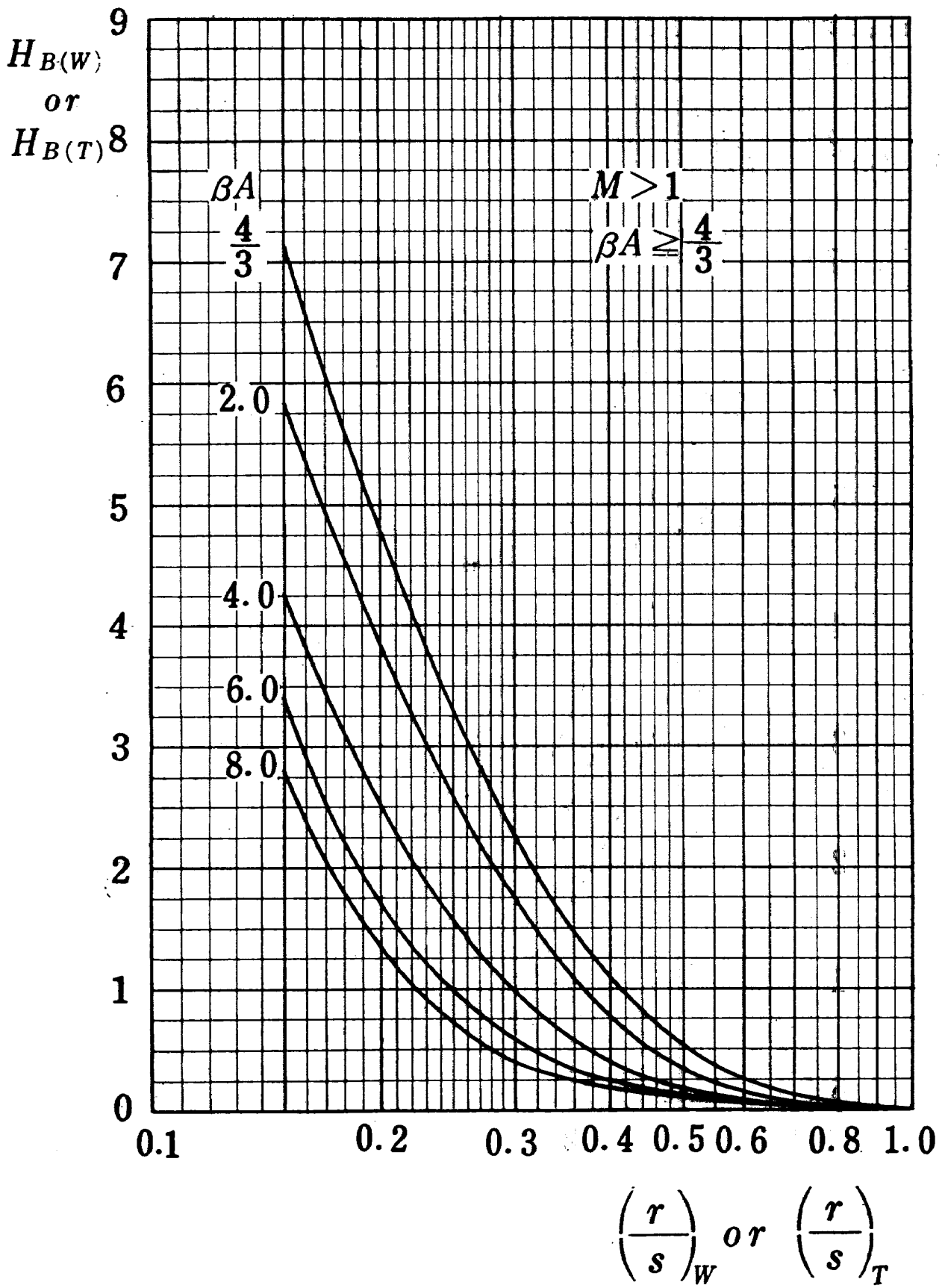
図表3 細長体理論による $H_{B(W)}$, $H_{B(T)}$



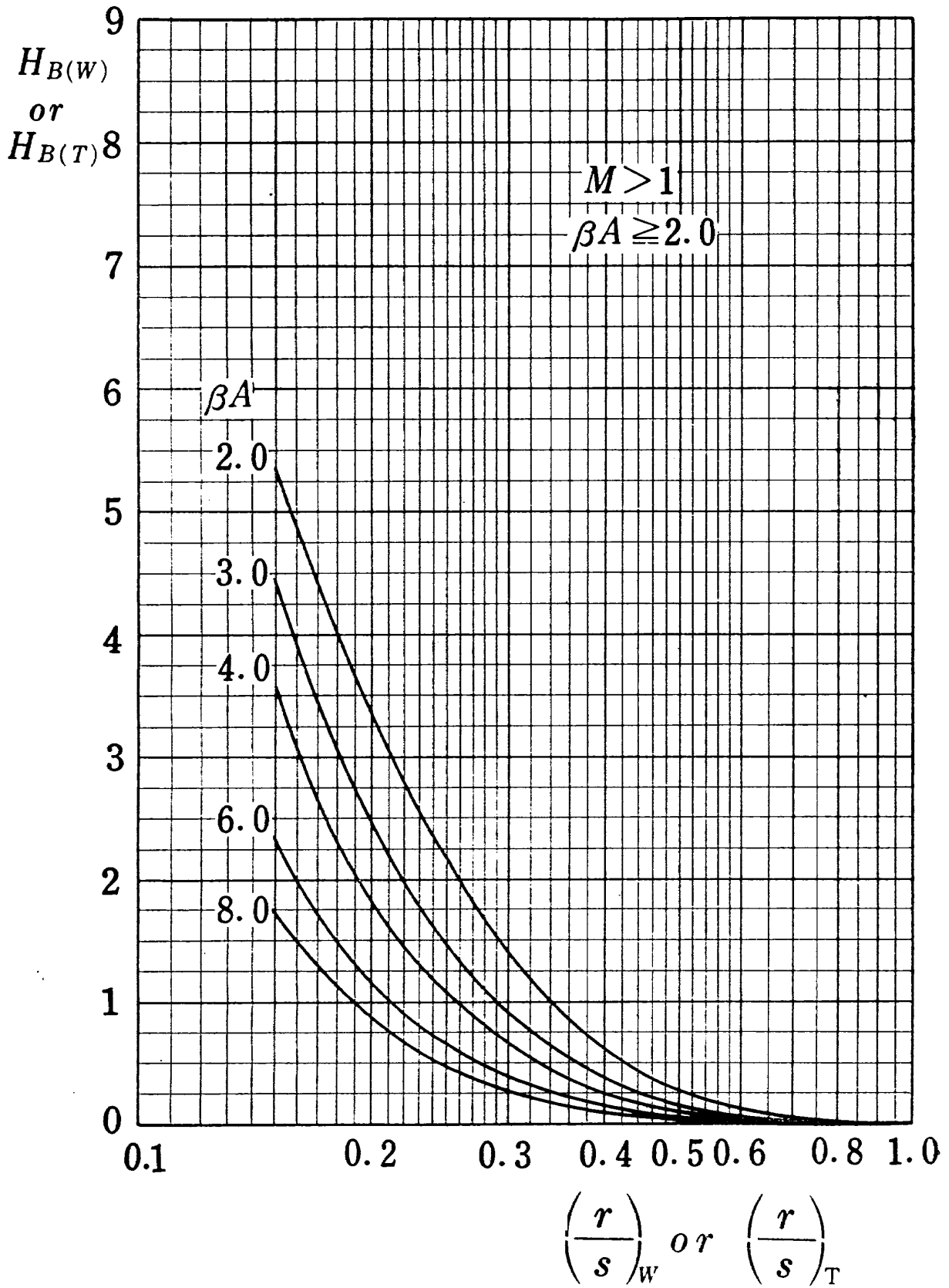
図表4 超音速高アスペクト比に対する $H_{B(W)}$, $H_{B(T)}$



図表4 (b) $\lambda = 0.25$

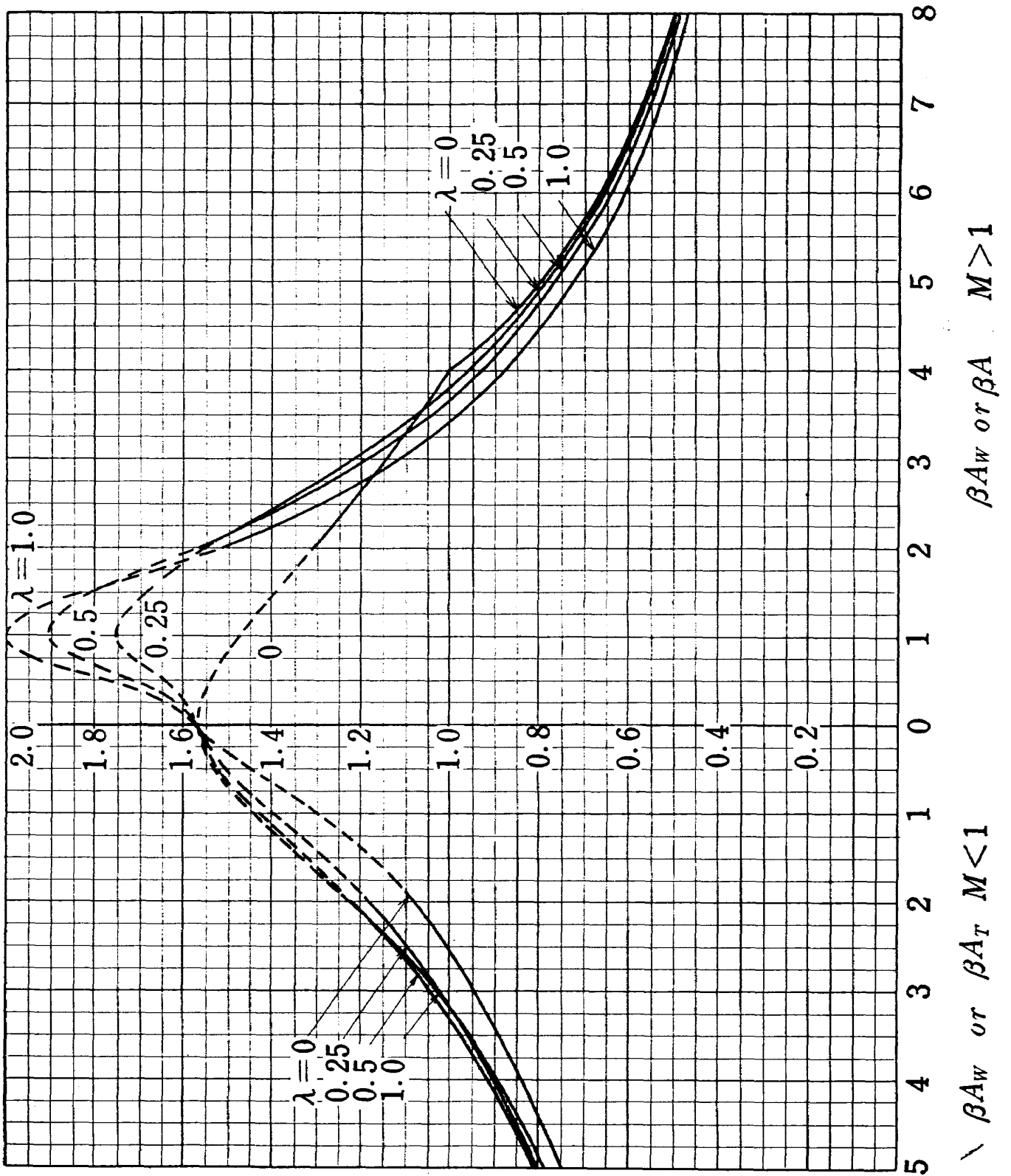


图表 4 (c) $\lambda=0.5$



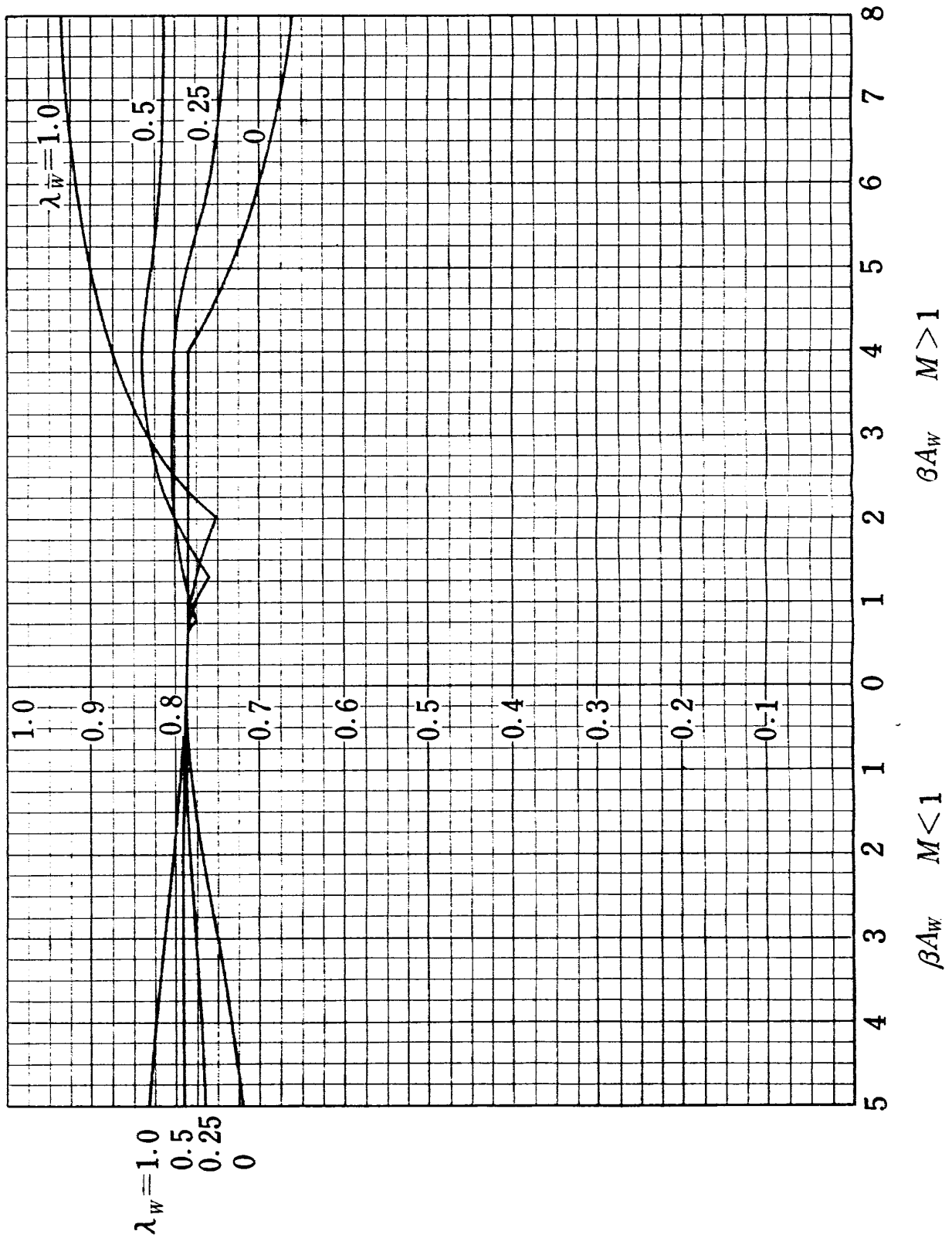
図表4 (d) $\lambda=1.0$

$$\frac{1}{A_W} (C_{La})_W \text{ or } \frac{1}{A_T} (C_{La})_T$$

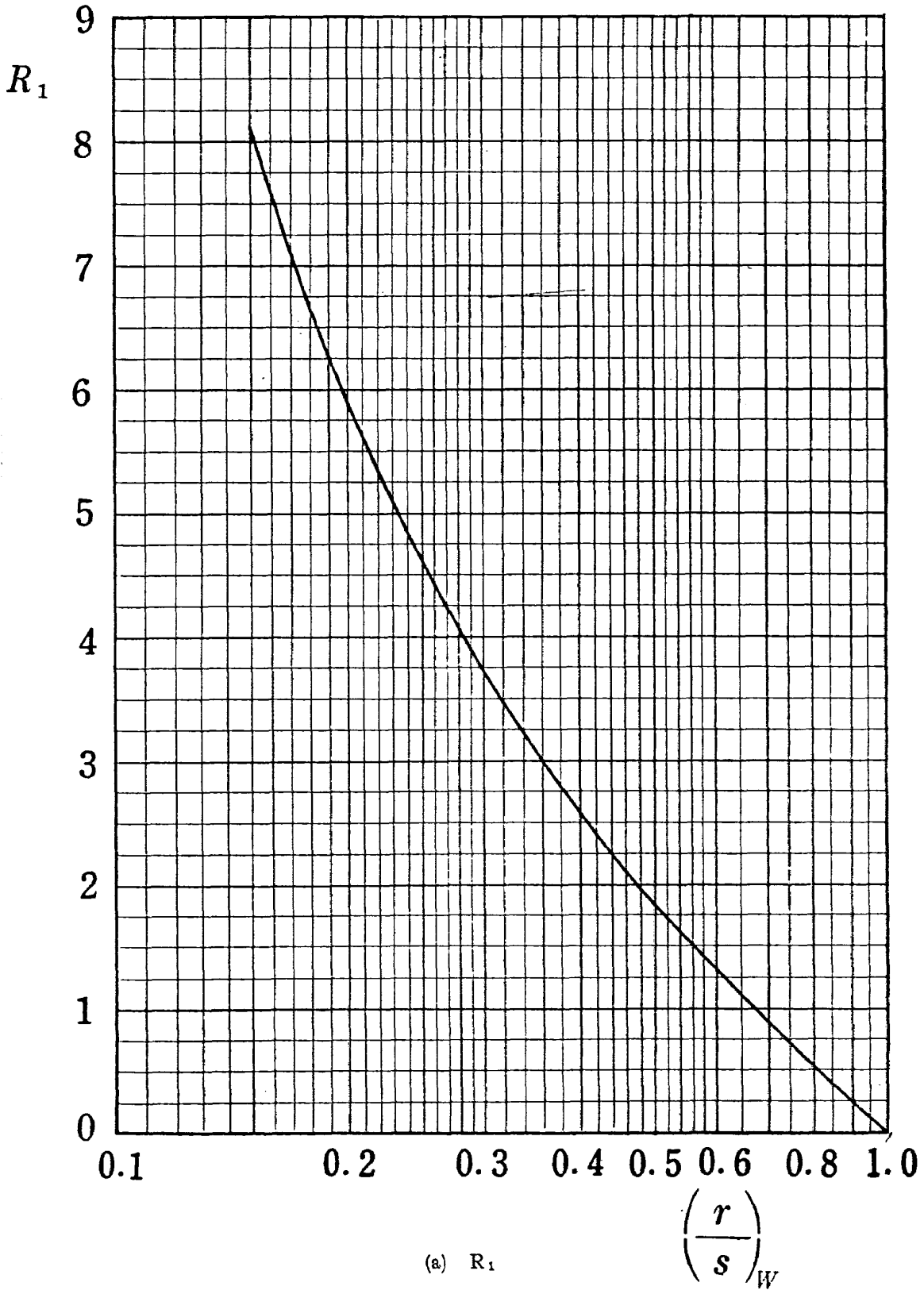


図表 5 平板翼揚力傾斜 (後縁後退角=0)

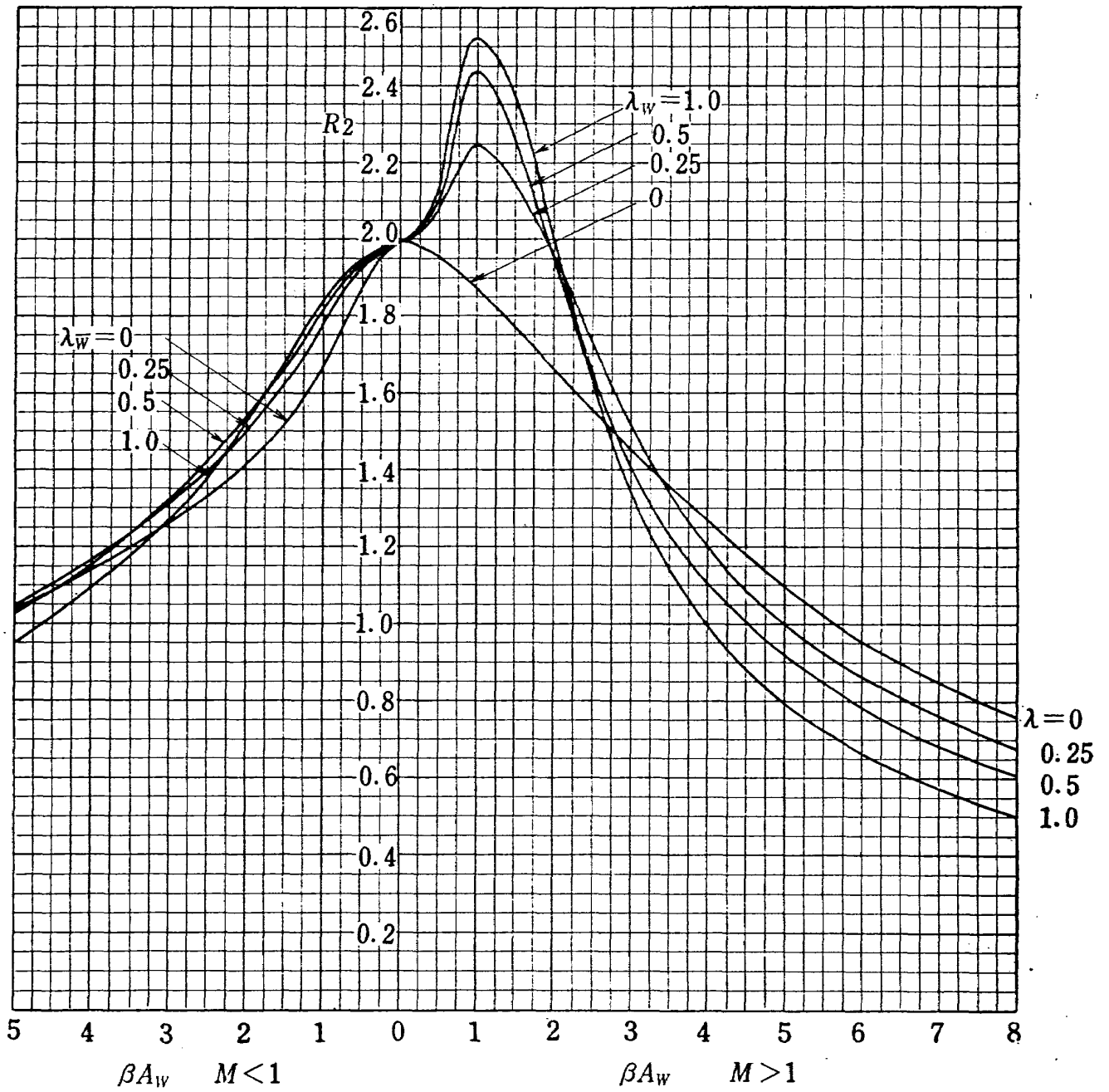
$$\frac{f - r_w}{S_w - r_w}$$



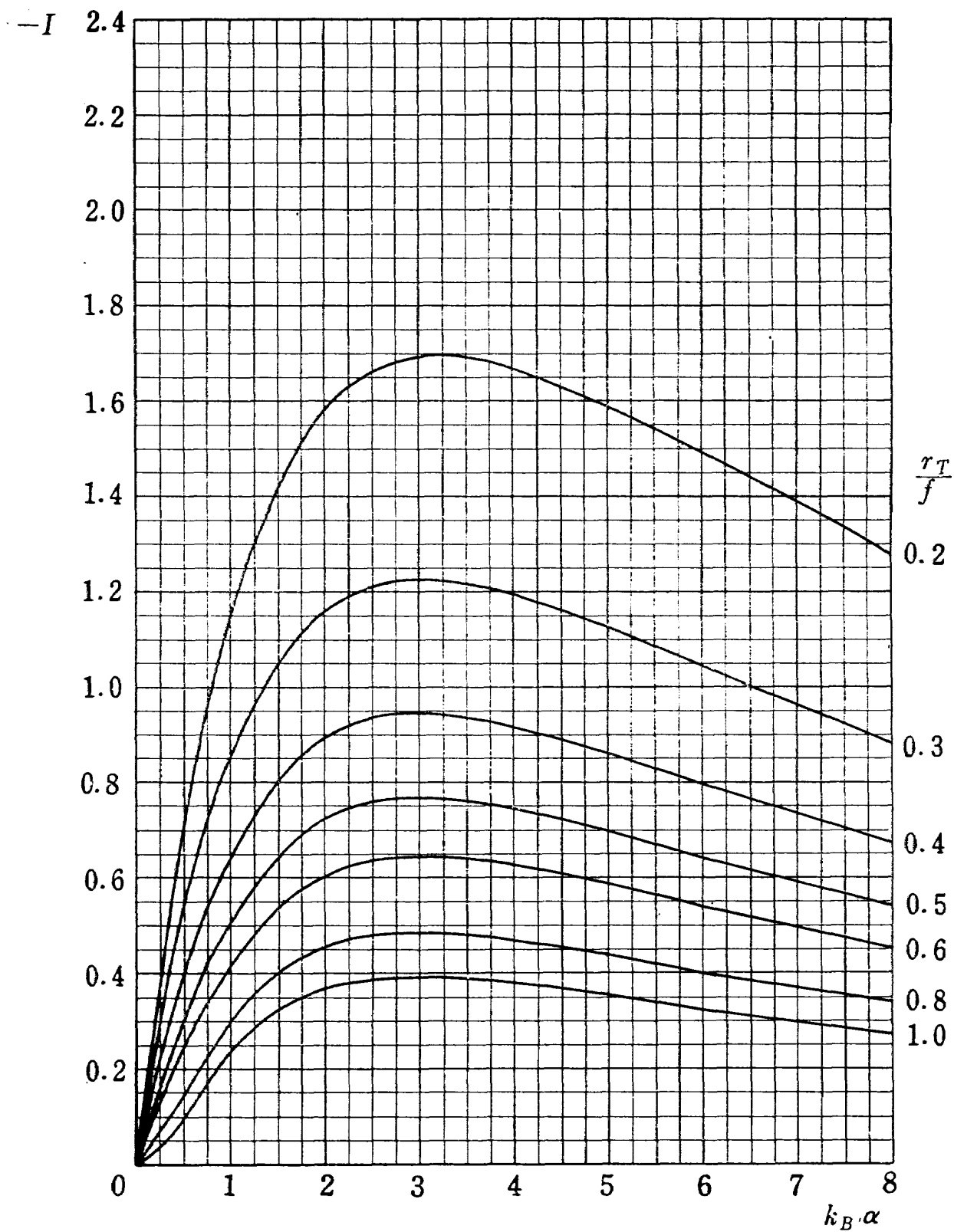
図表6 前翼後縁渦の翼幅方向の位置



図表7 前翼渦干渉係数

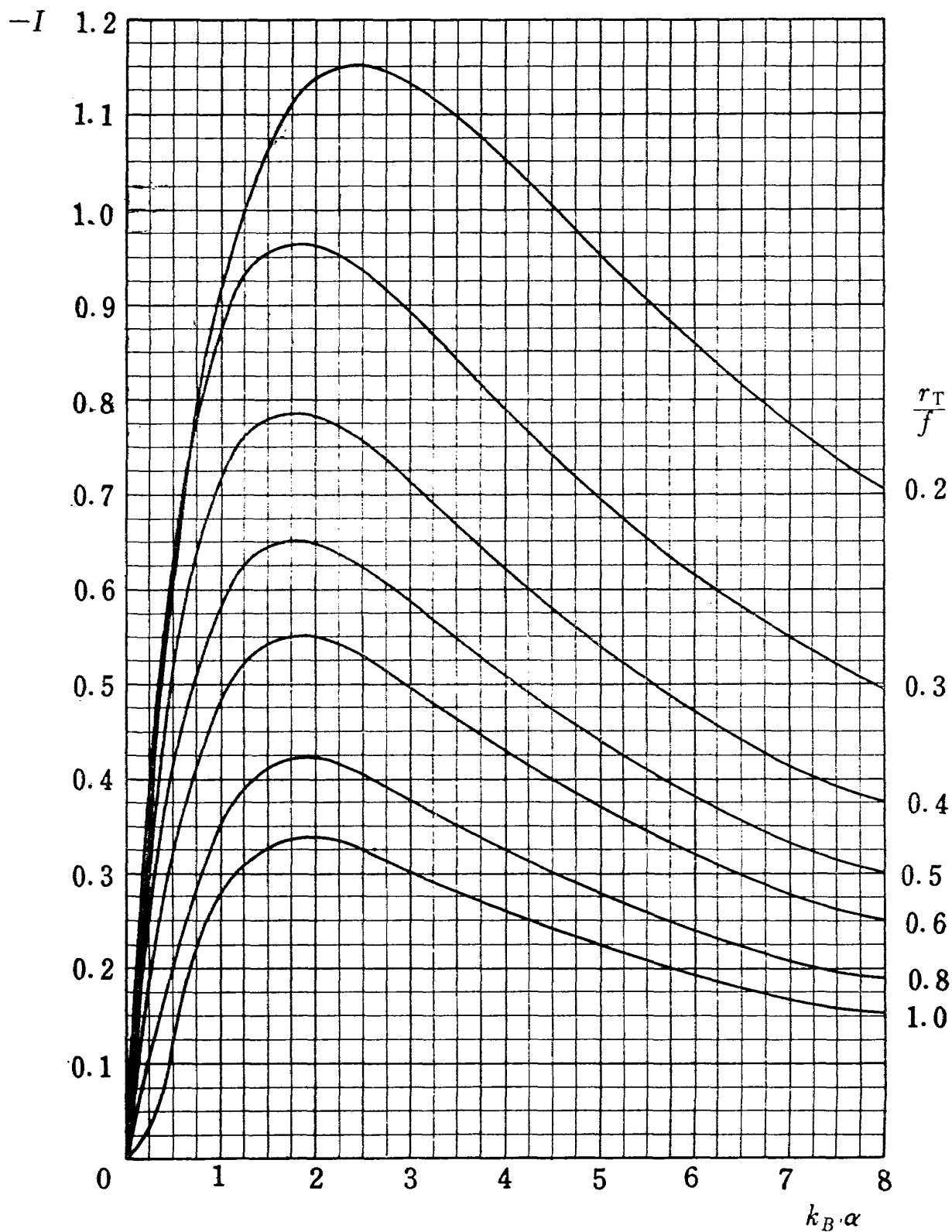


図表7 (b) R_2

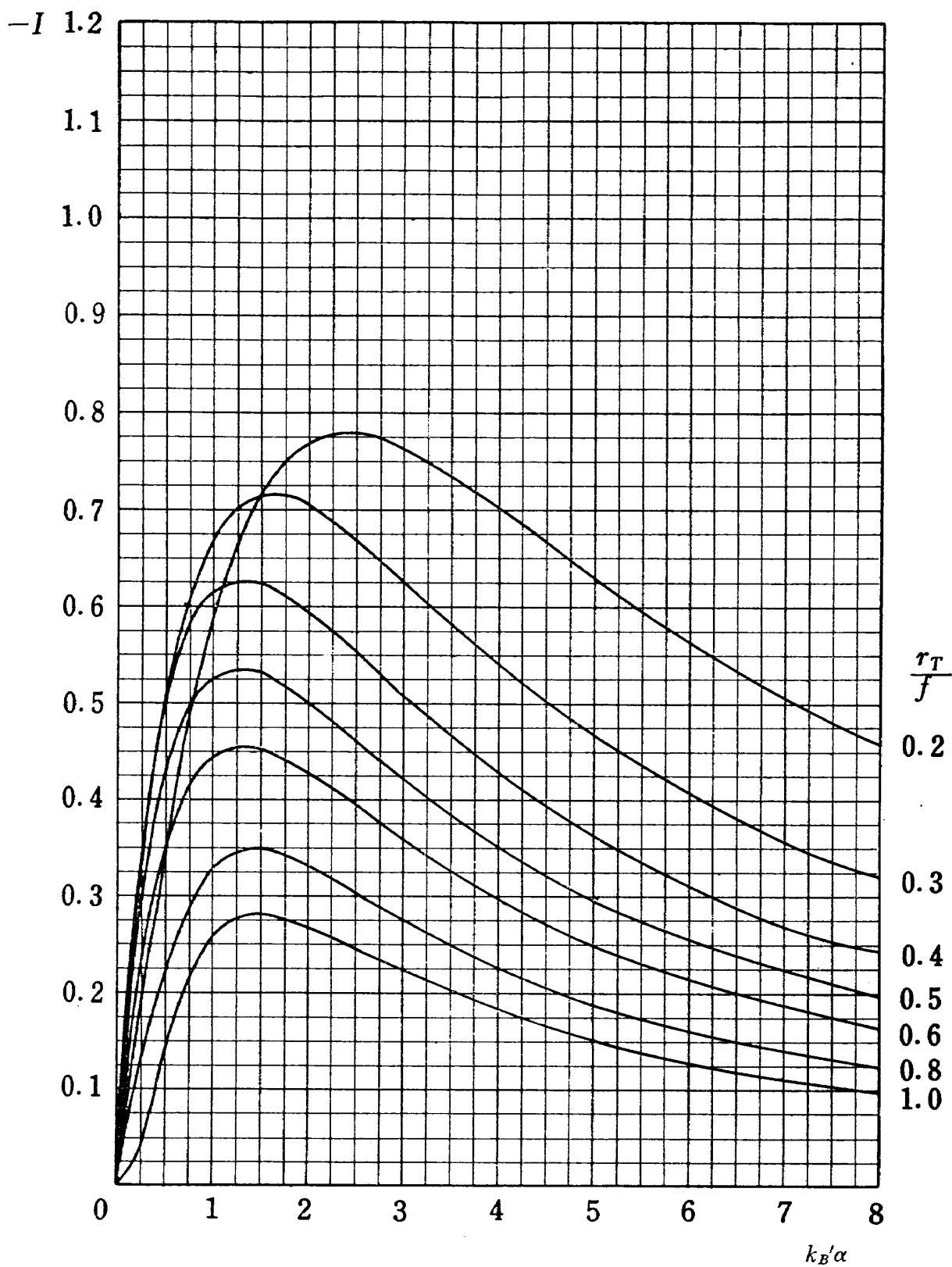


(a) $\lambda_T = 0, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.1$

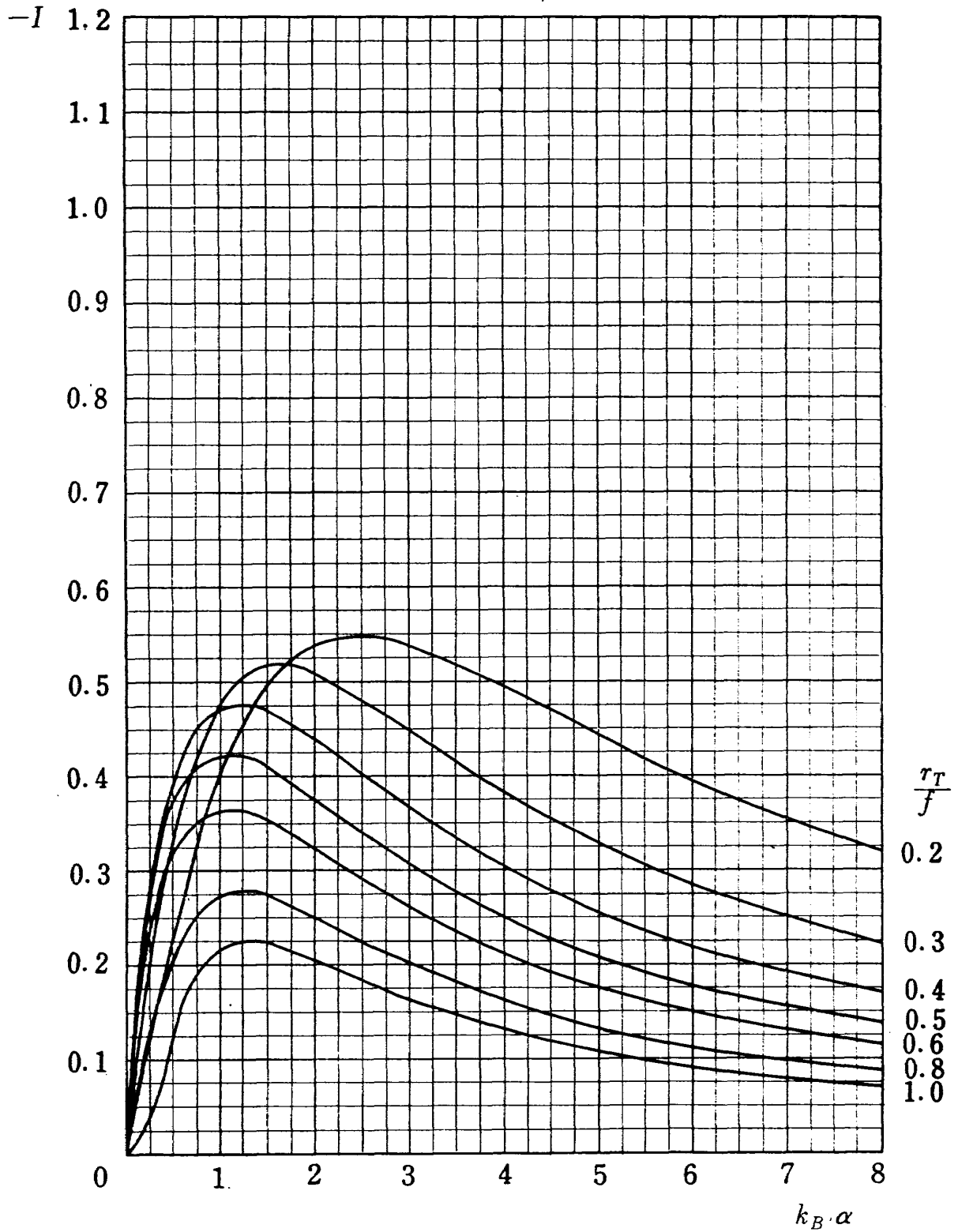
図表8 前翼—後翼干涉係数



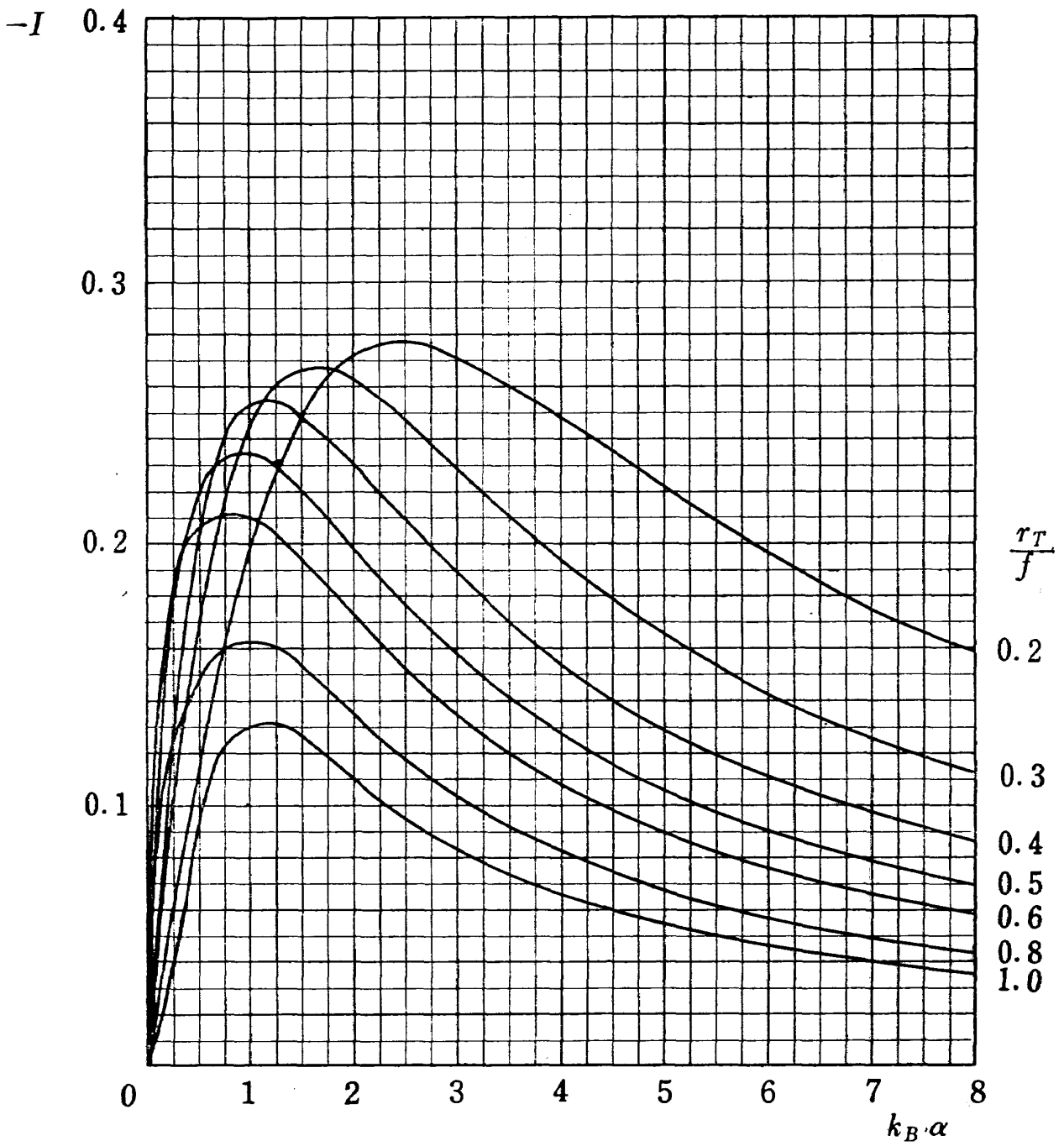
図表8 (b) $\lambda_T = 0, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.2$



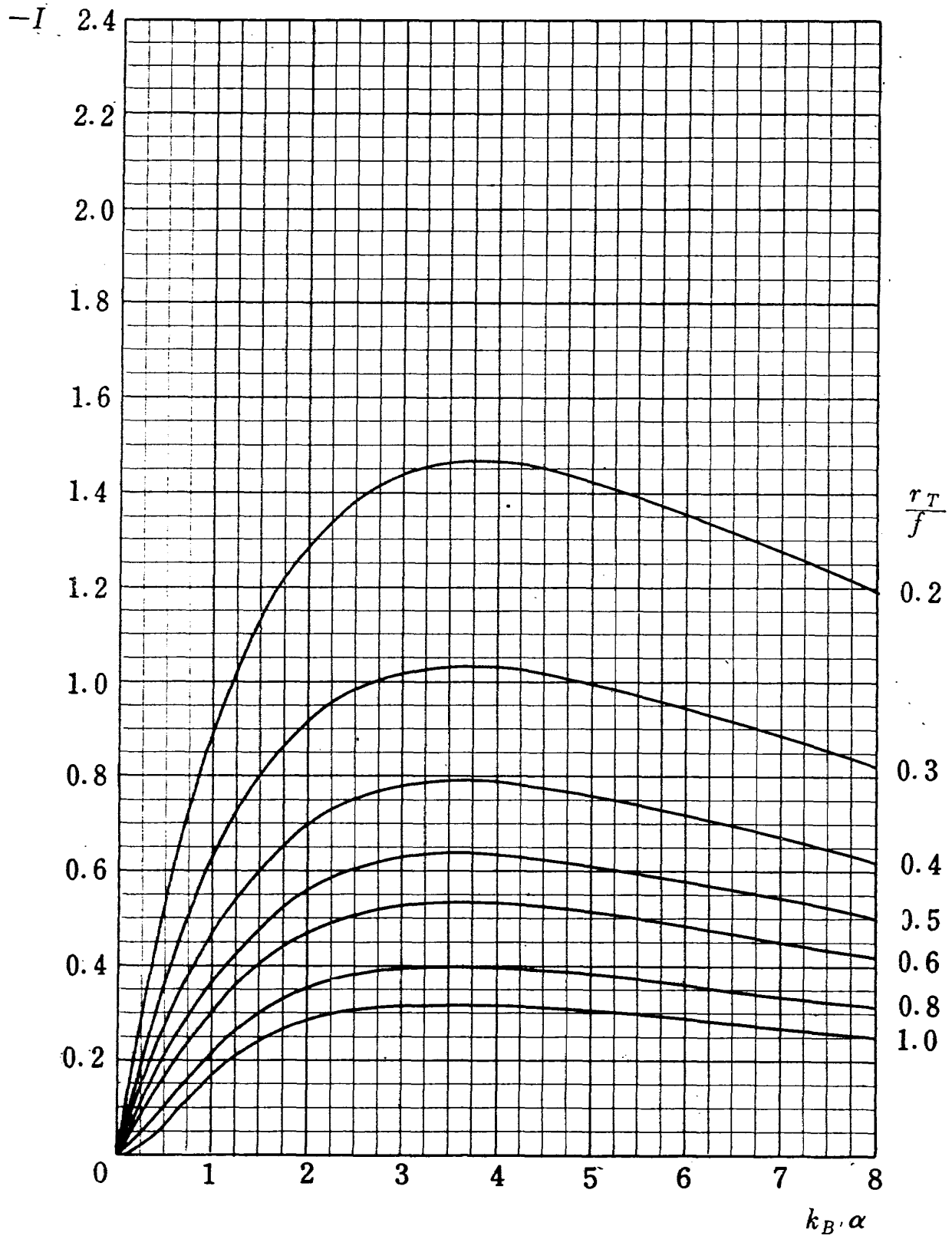
図表8 (c) $\lambda_T=0, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.3$



図表8 (d) $\lambda_T=0, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.4$

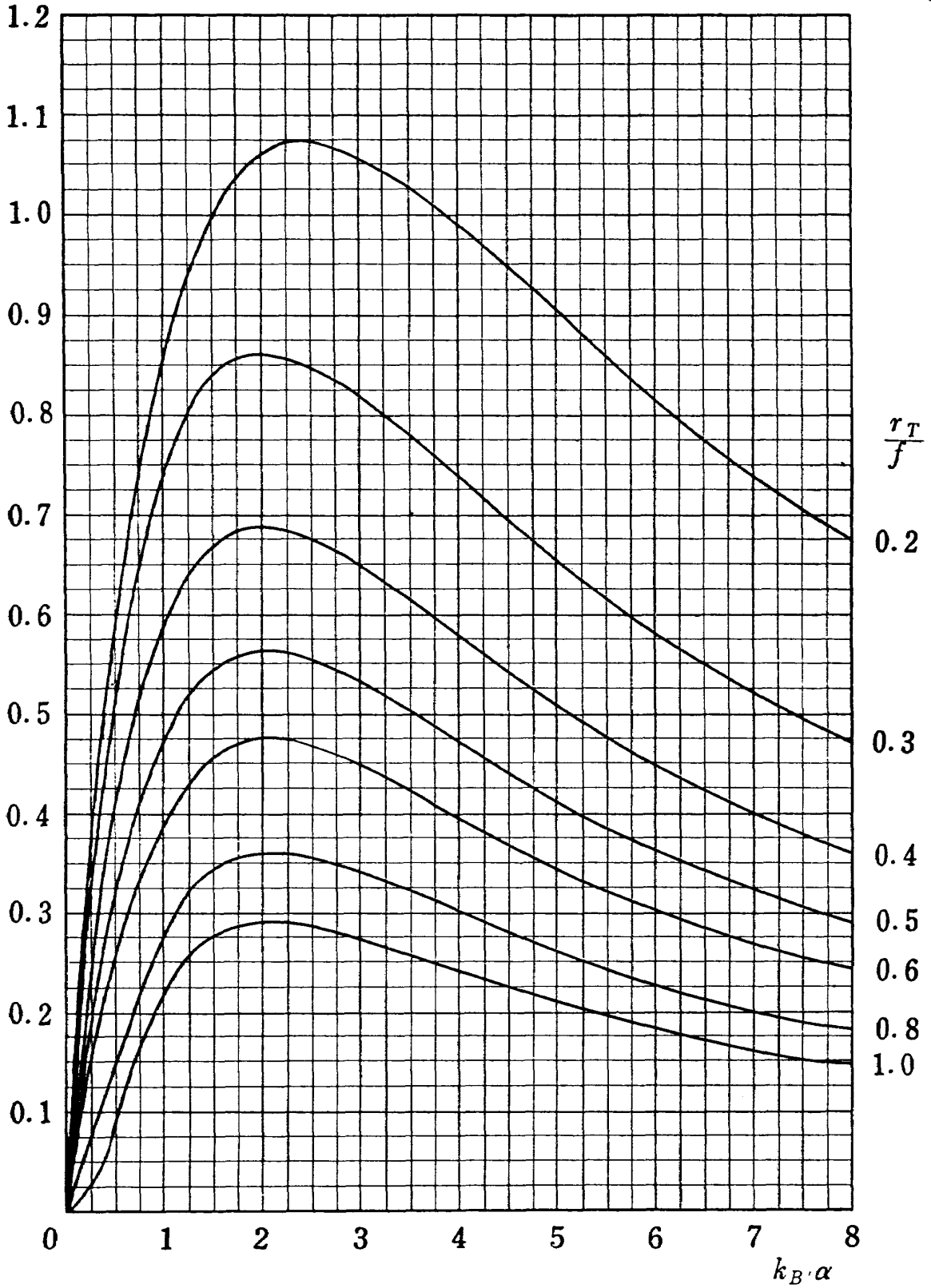


図表8 (e) $\lambda_T=0, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.6$

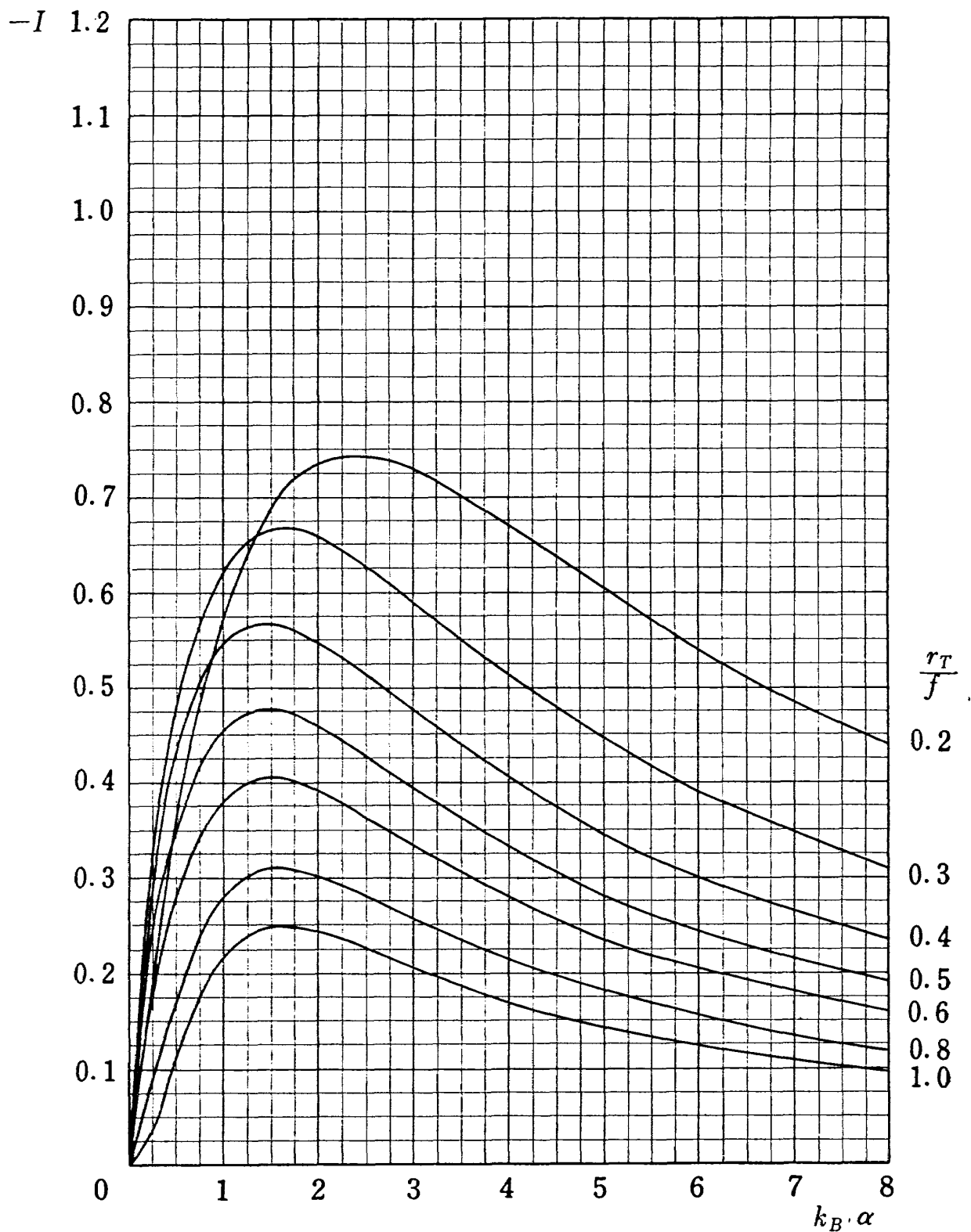


図表8 (f) $\lambda_T = 0.25, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.1$

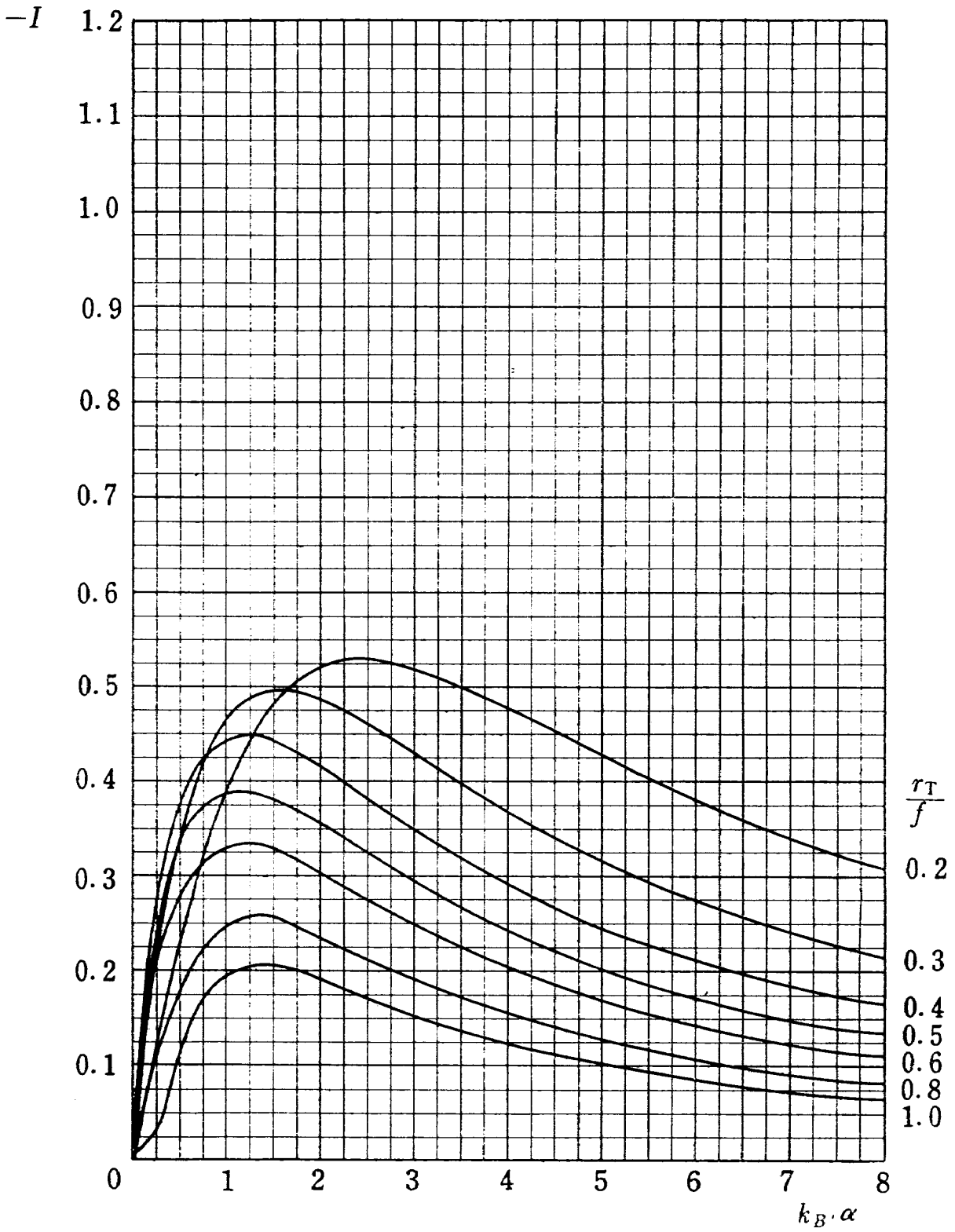
-I



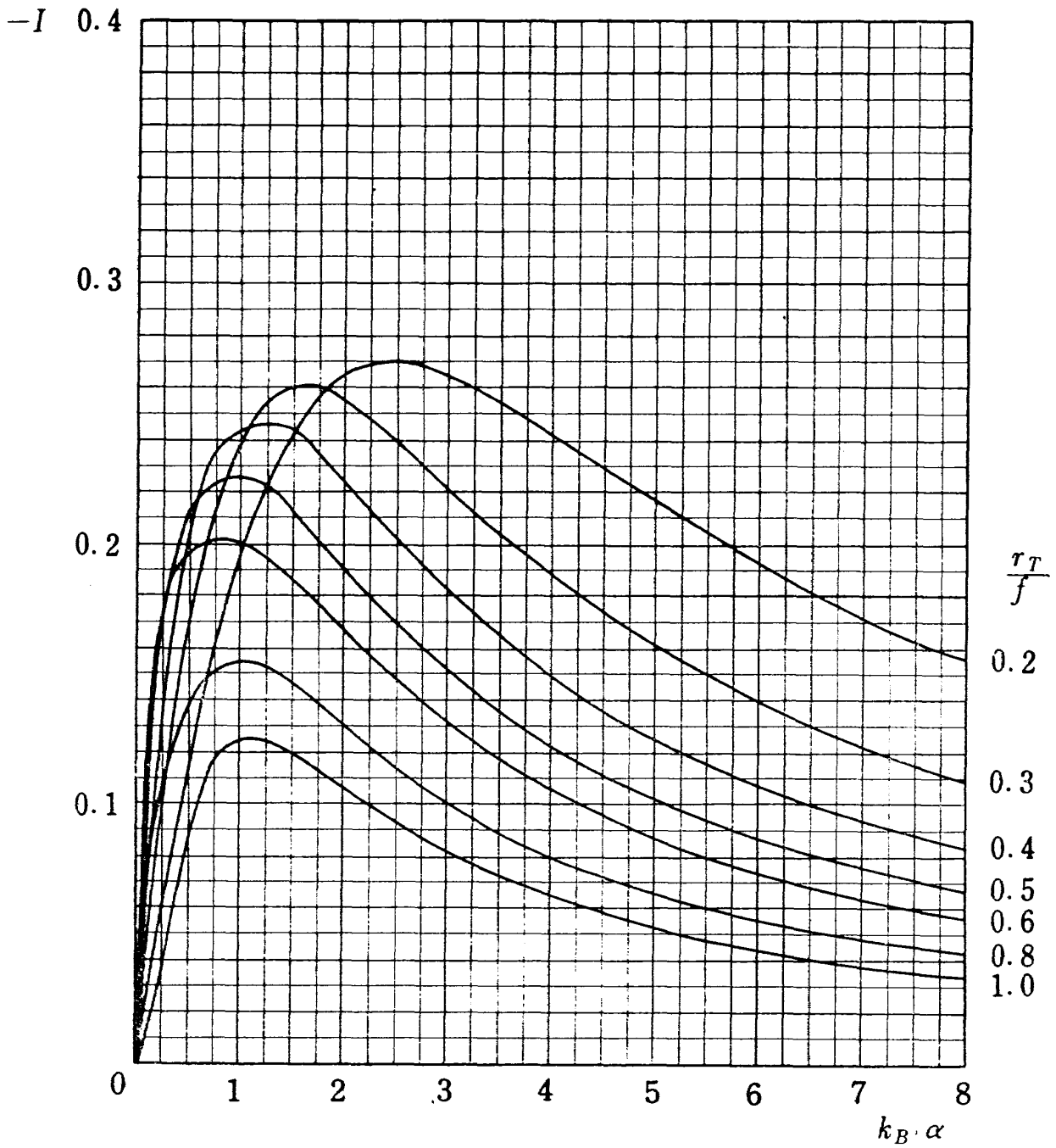
图表8 (g) $\lambda_T = 0.25, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.2$



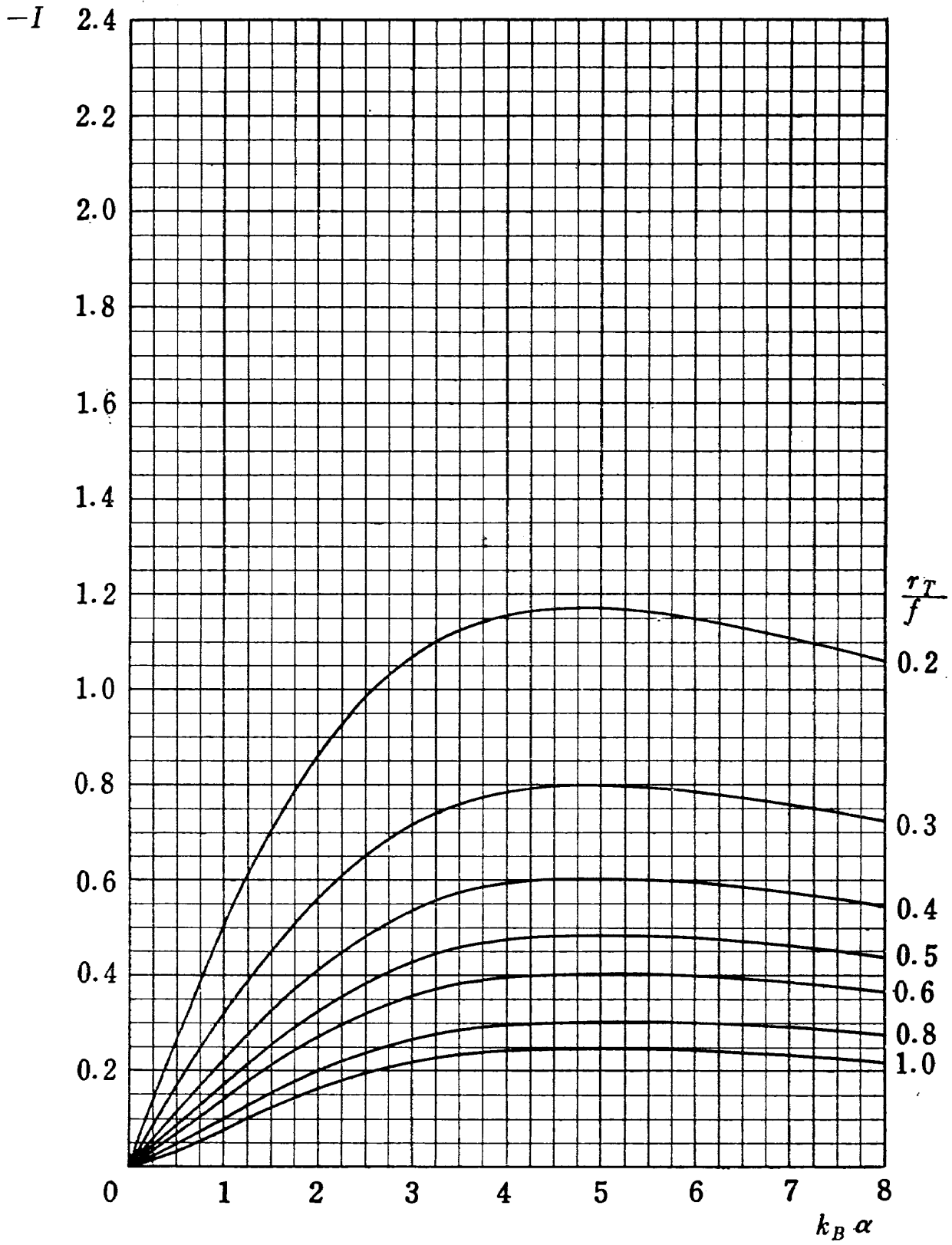
図表8 (h) $\lambda_T = 0.25, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.3$



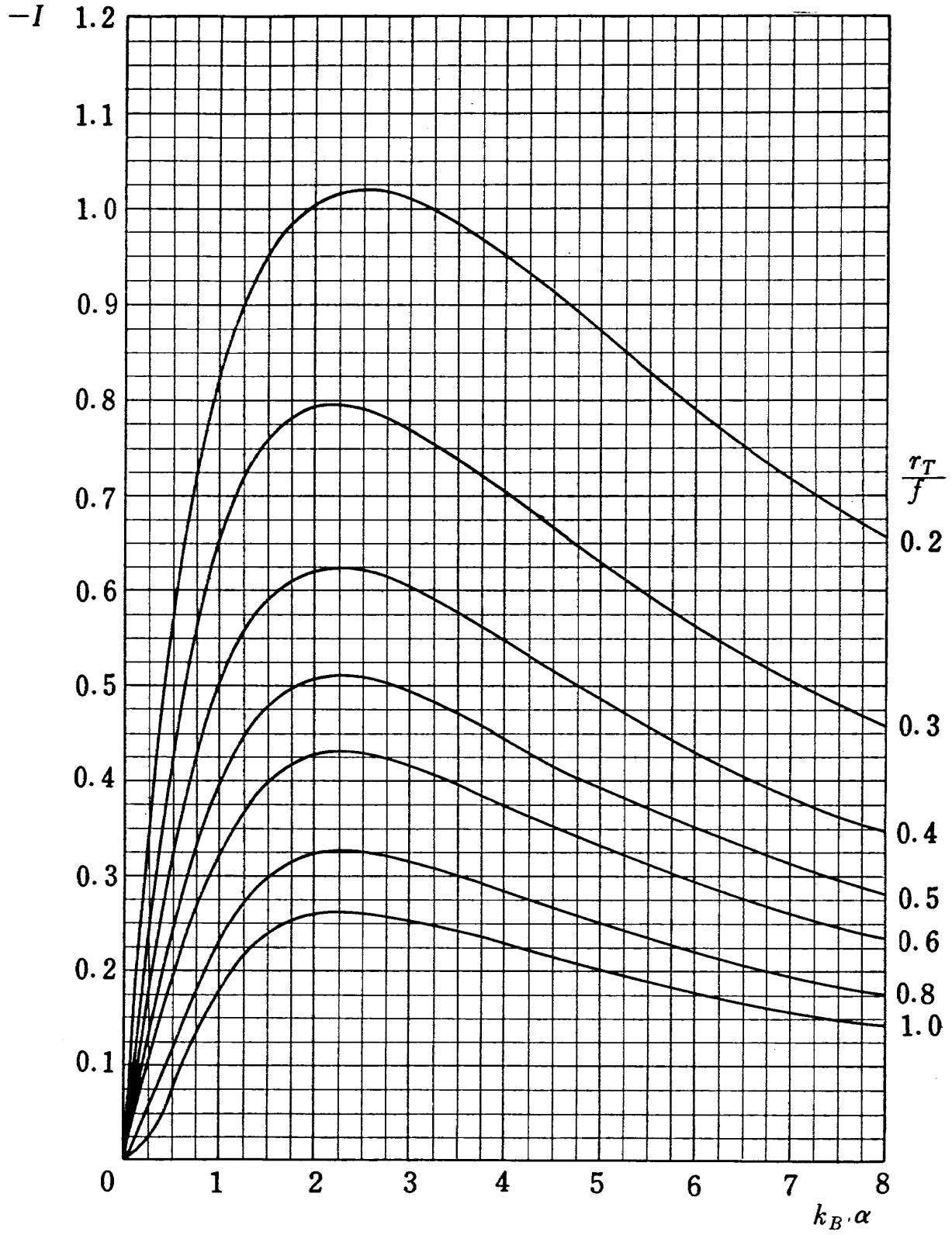
図表8 (i) $\lambda_r = 0.25, \left(\frac{r}{s}\right)_r = 0.4$



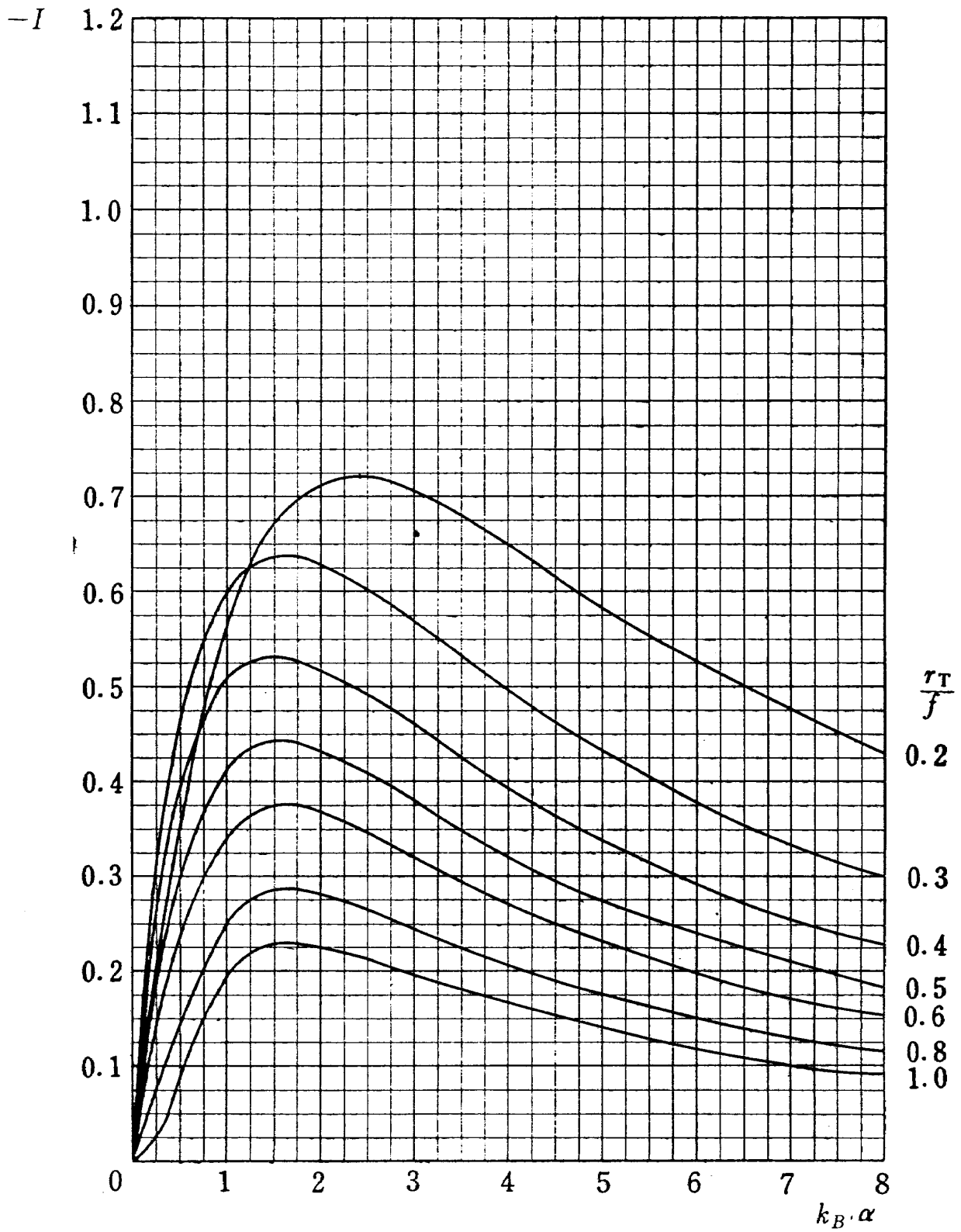
図表 8 (j) $\lambda_T = 0.25, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.6$



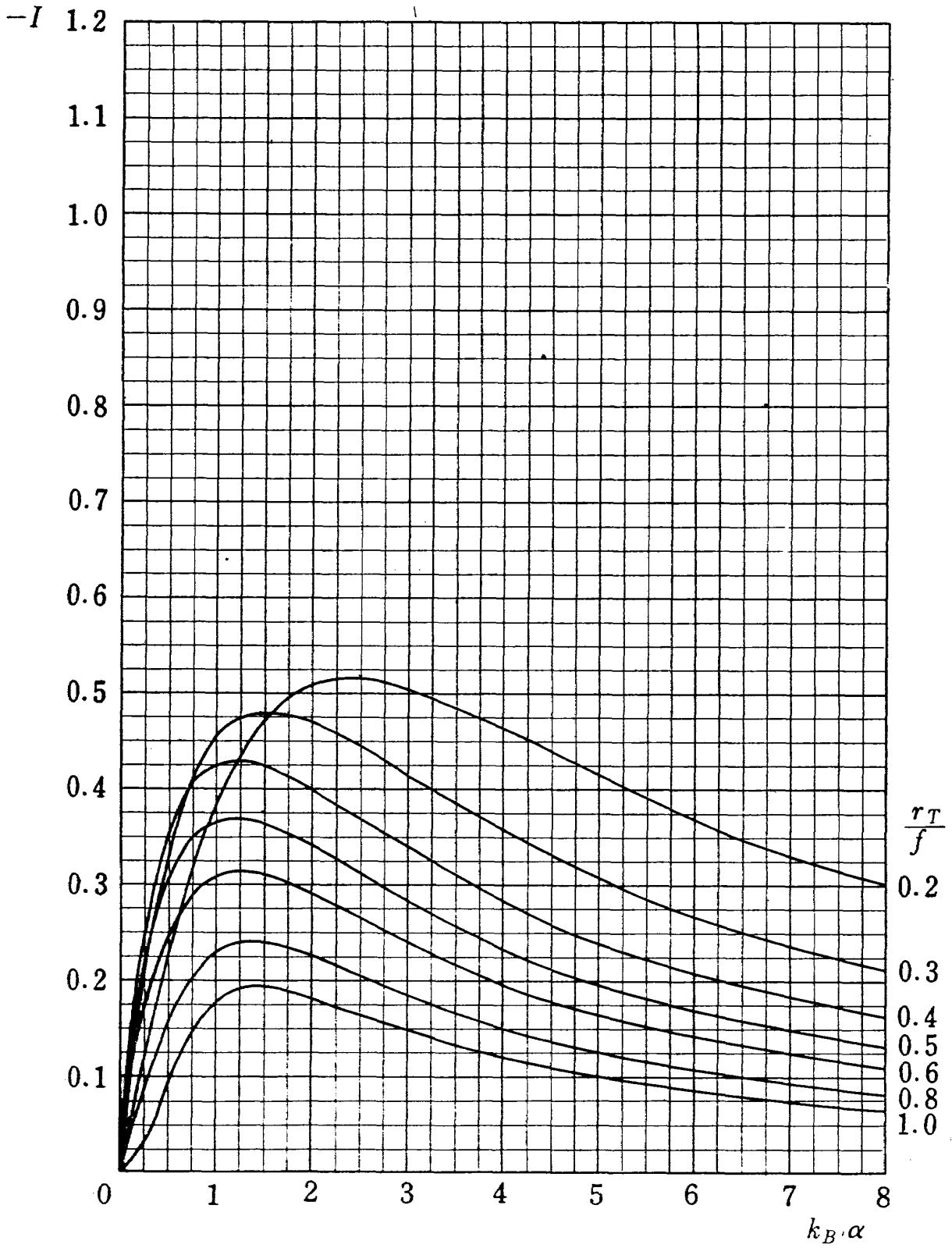
図表8 (k) $\lambda_T=0.5, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.1$



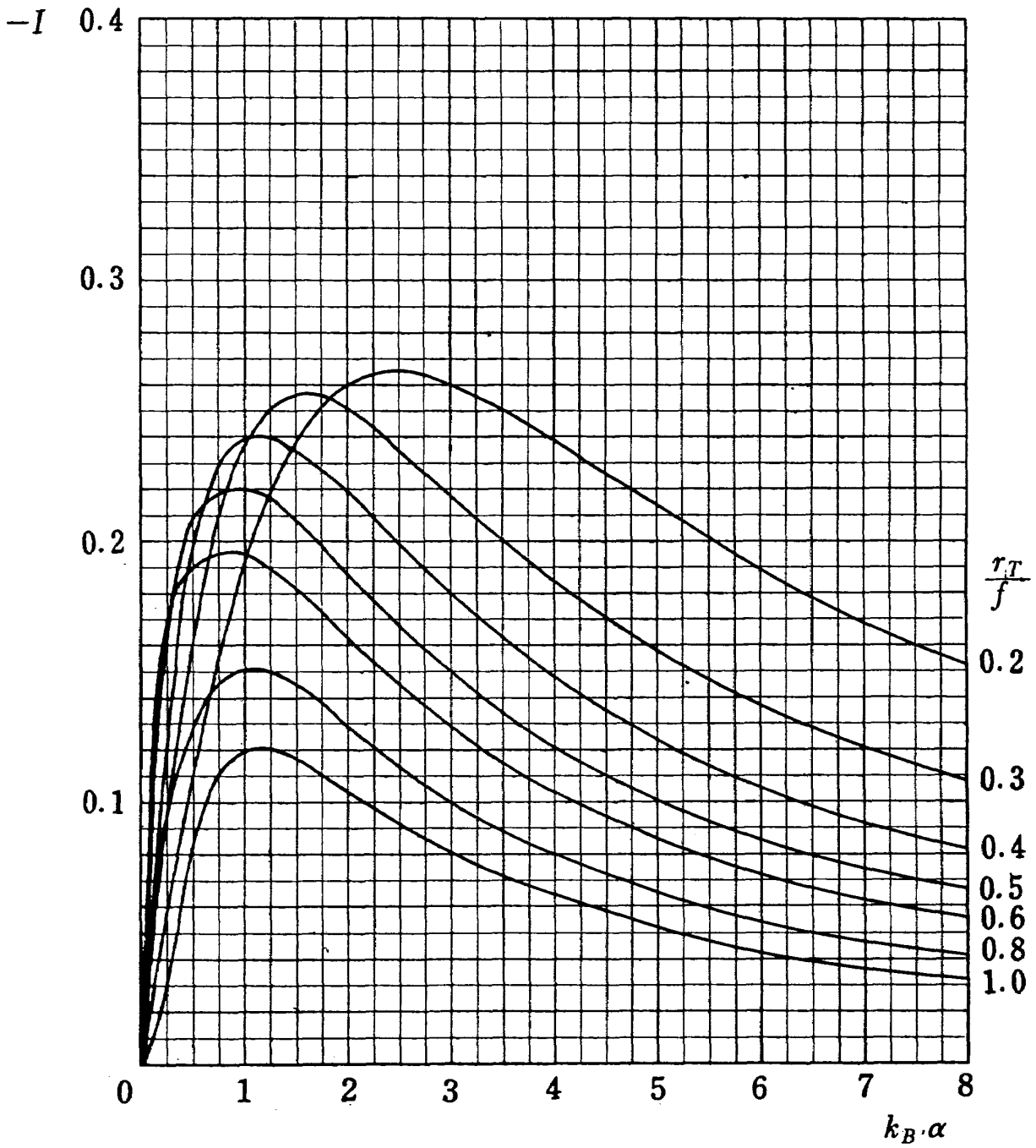
図表8 (1) $\lambda_T=0.5, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.2$



図表8 (a) $\lambda_T = 0.5, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.3$

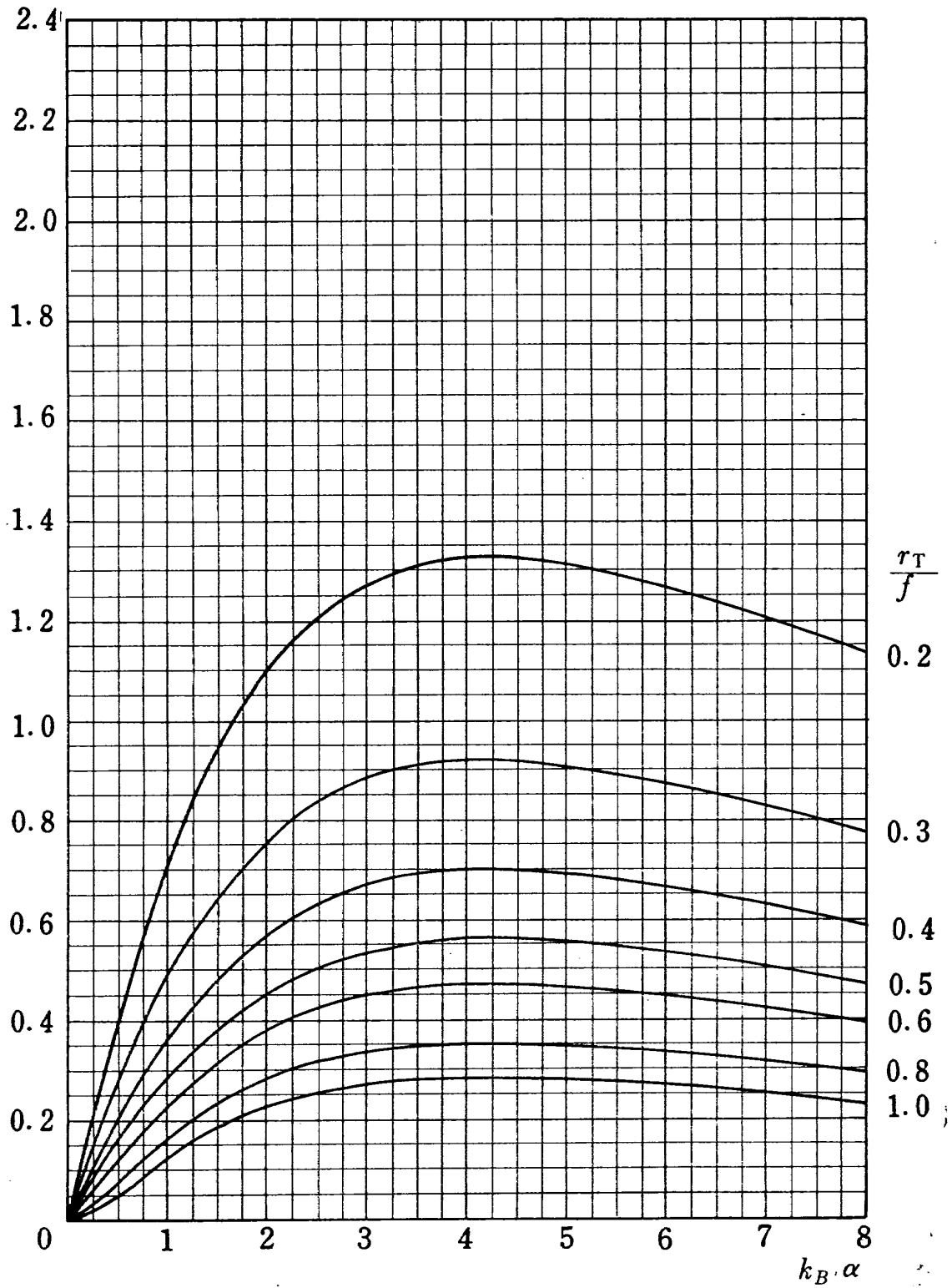


図表8 (n) $\lambda_T = 0.5, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.4$

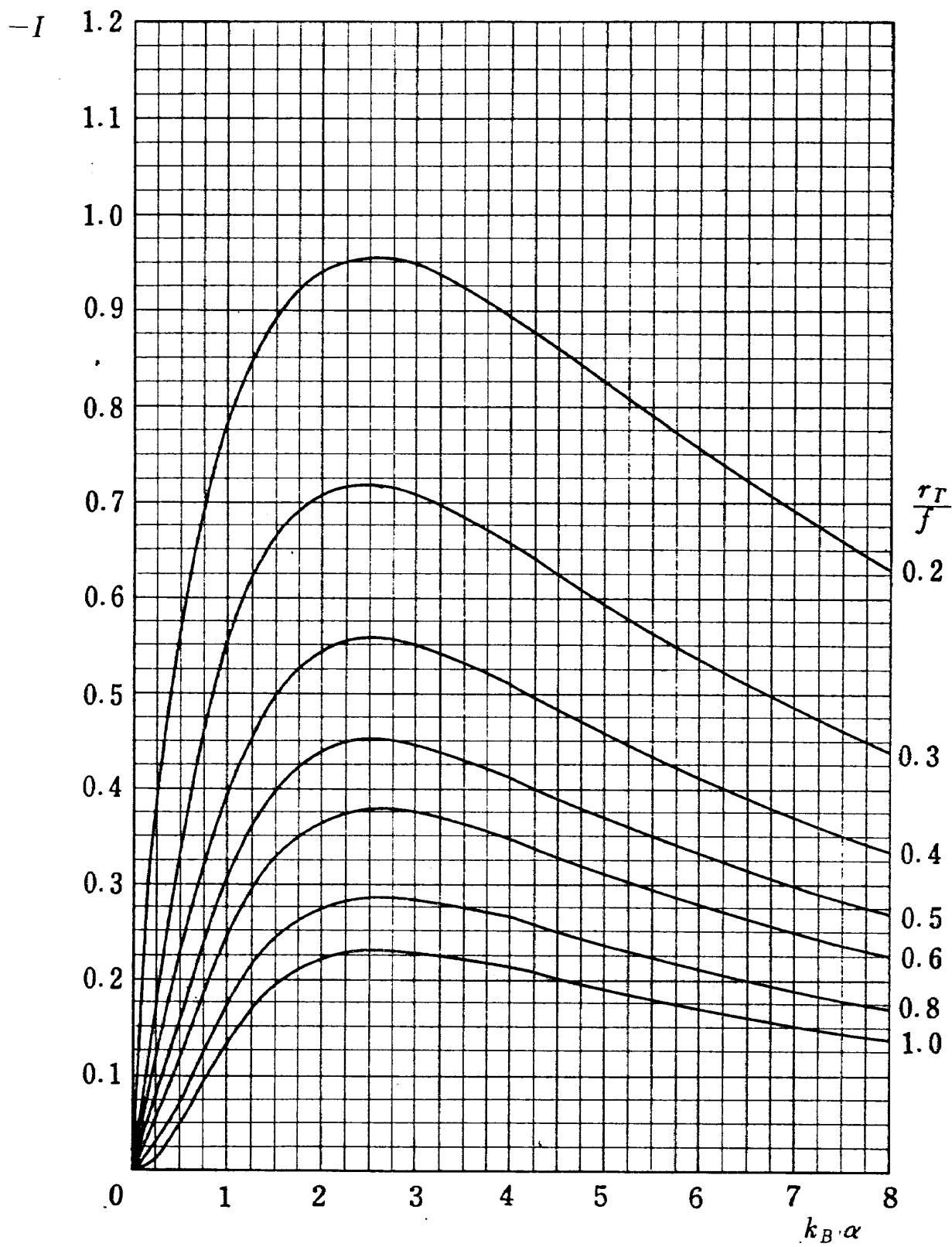


図表8 (a) $\lambda_T = 0.5, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.6$

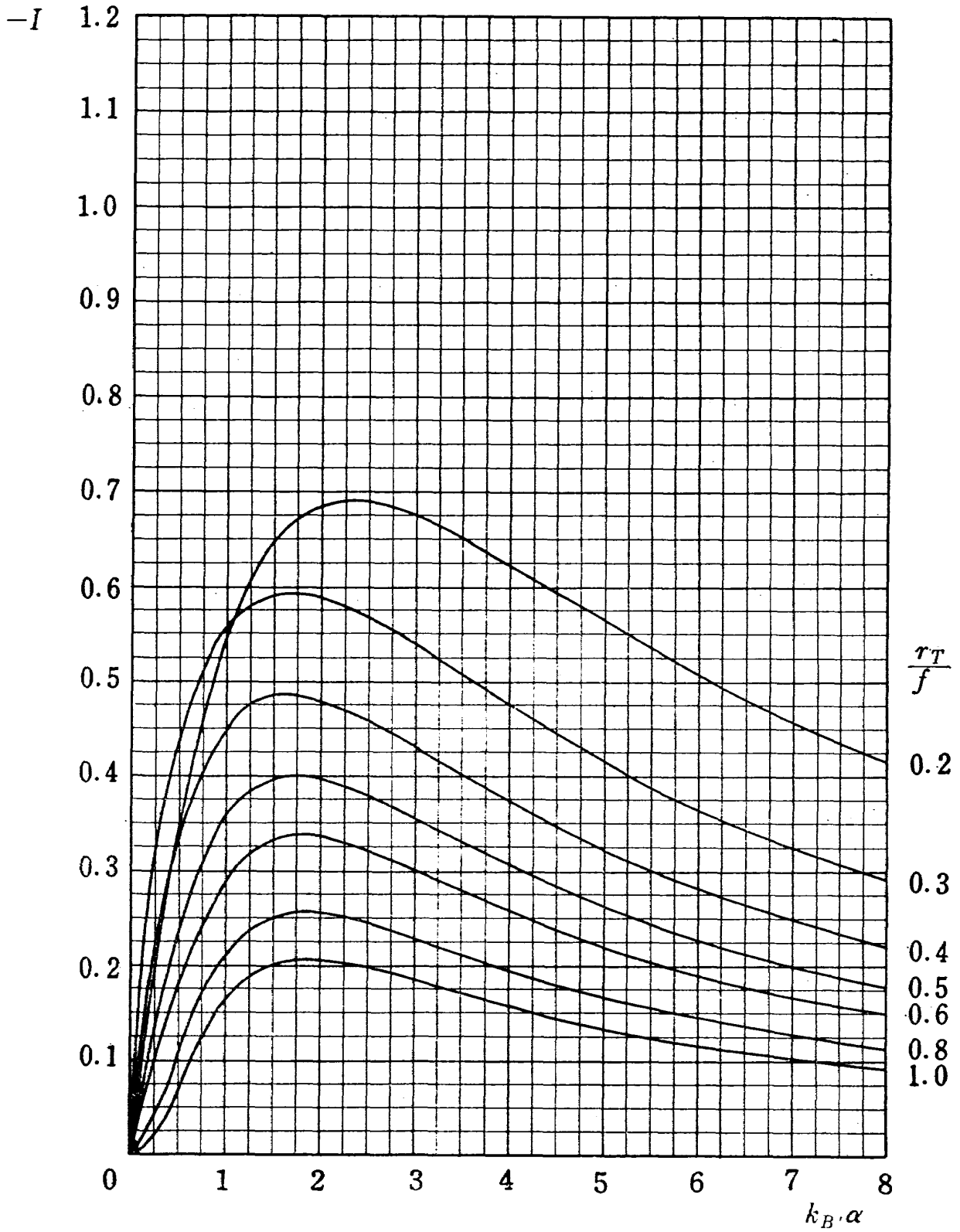
-I



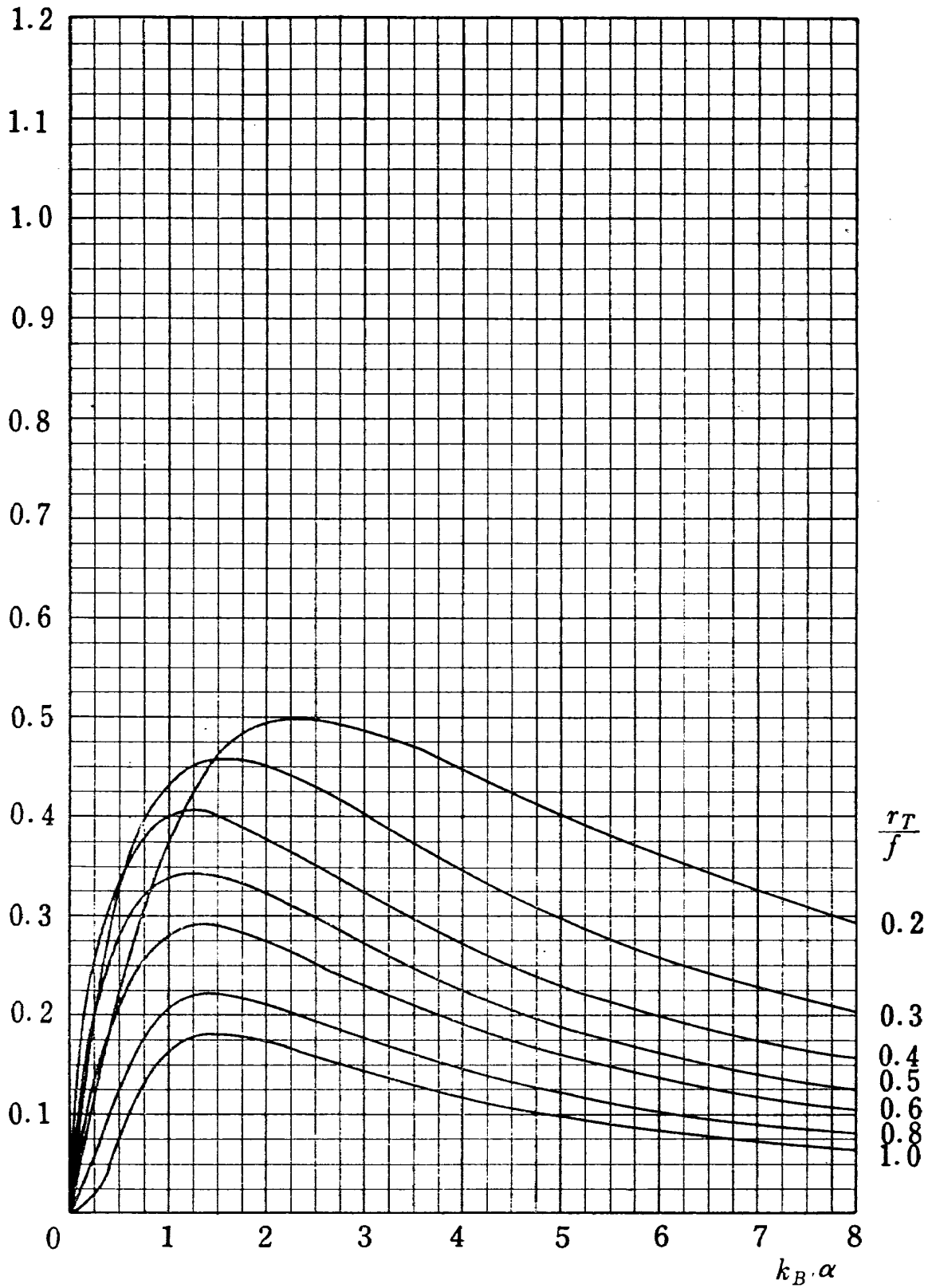
図表 8 (p) $k_B = 1.0, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.1$



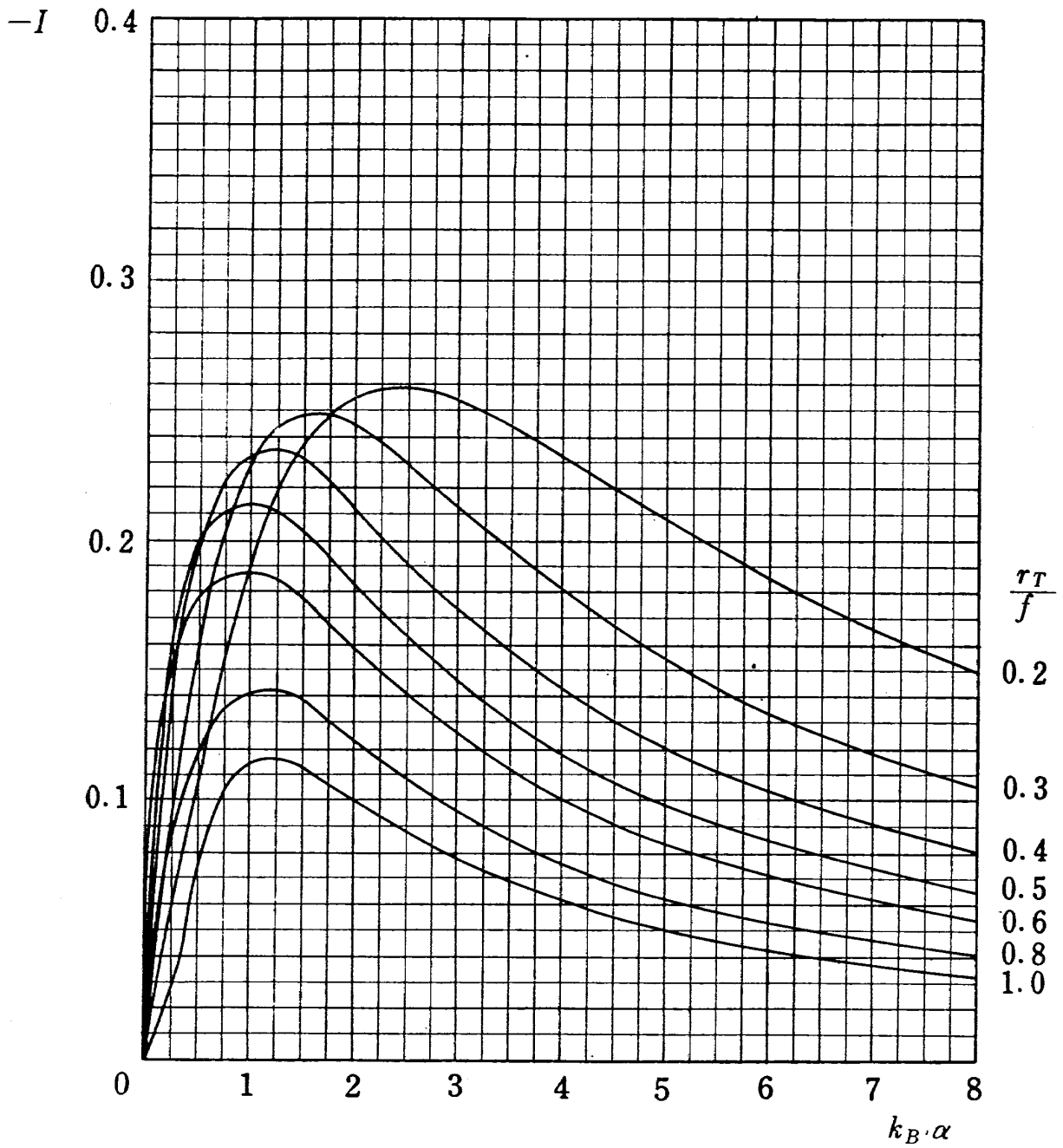
图表8 (q) $\lambda_T=1.0, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.2$



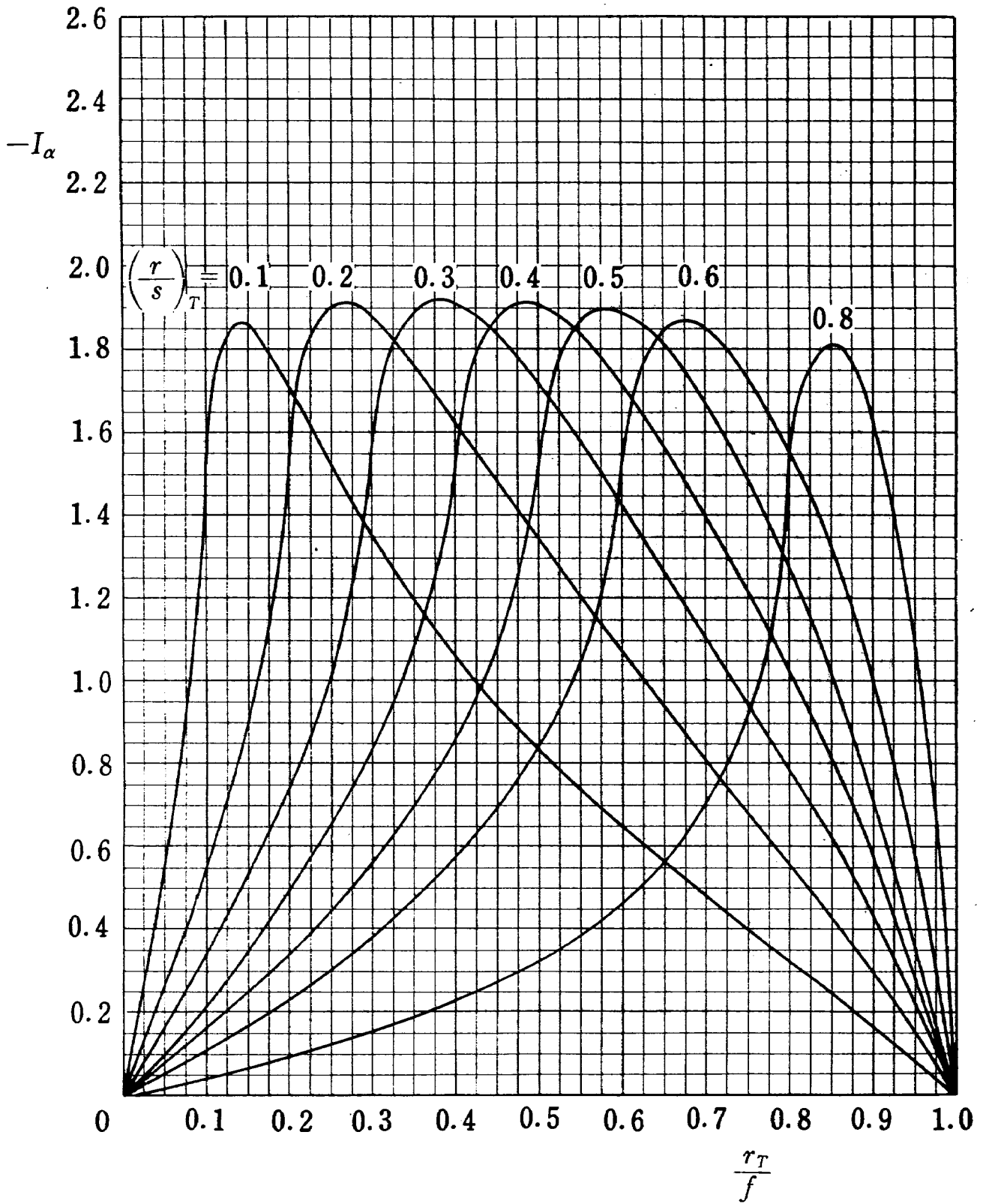
図表8 (r) $\lambda^2 = 1.0, \left(\frac{r}{s}\right)_T = 0.3$



図表8 (s) $\lambda_T=1.0, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.4$

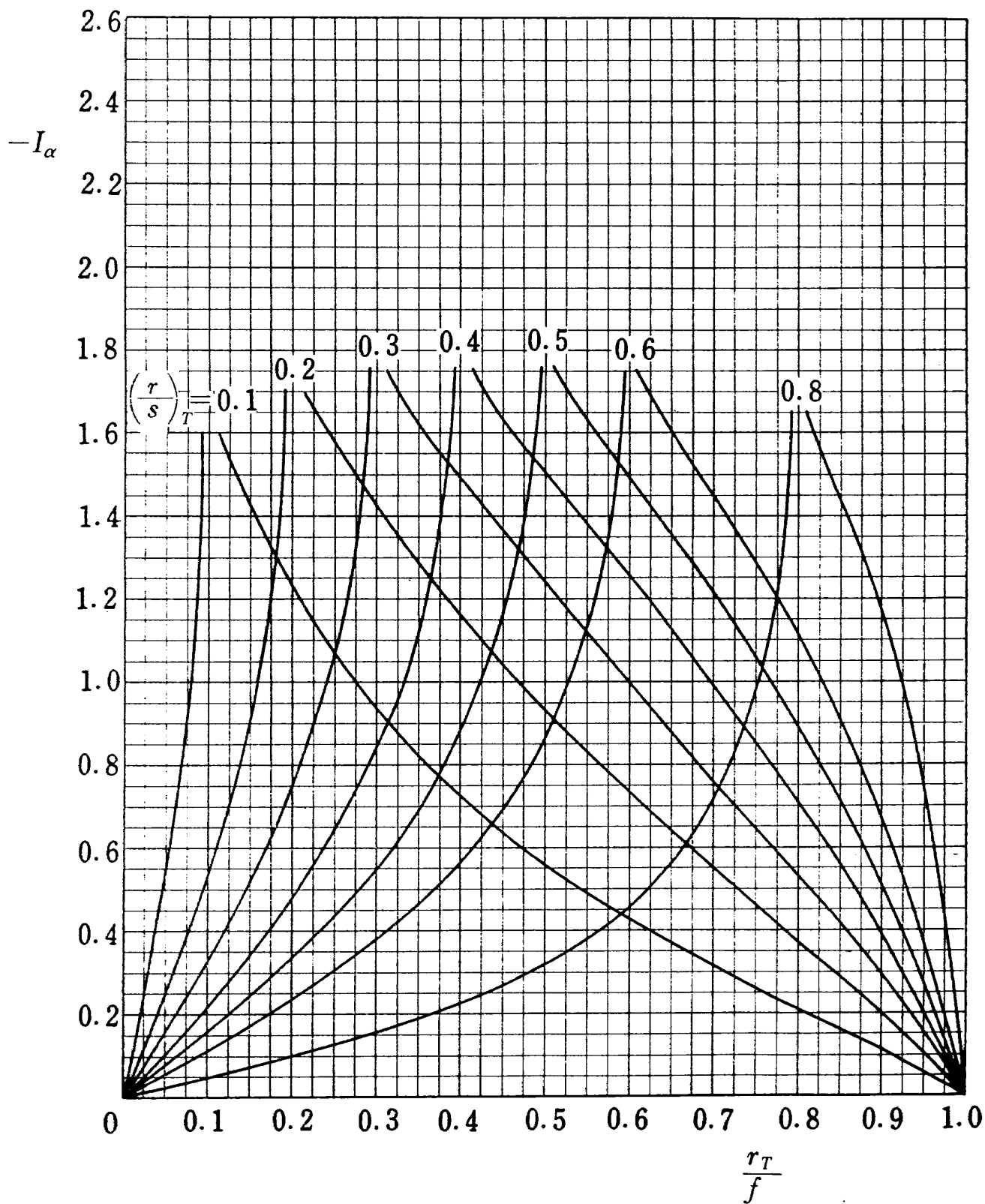


図表8 (t) $\lambda_T=1.0, \left(\frac{r}{s}\right)_T=0.6$

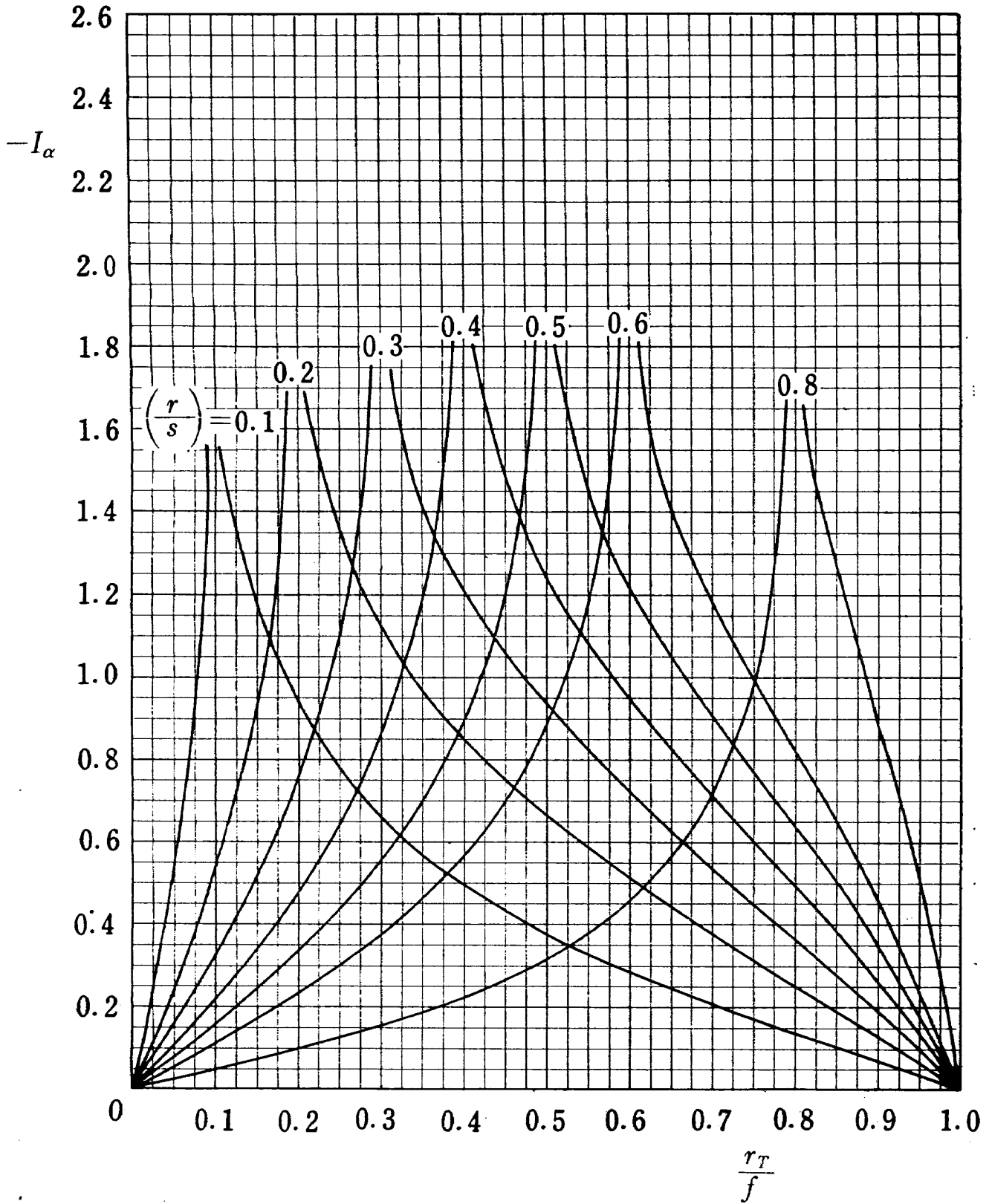


(a) $\lambda_T = 0$

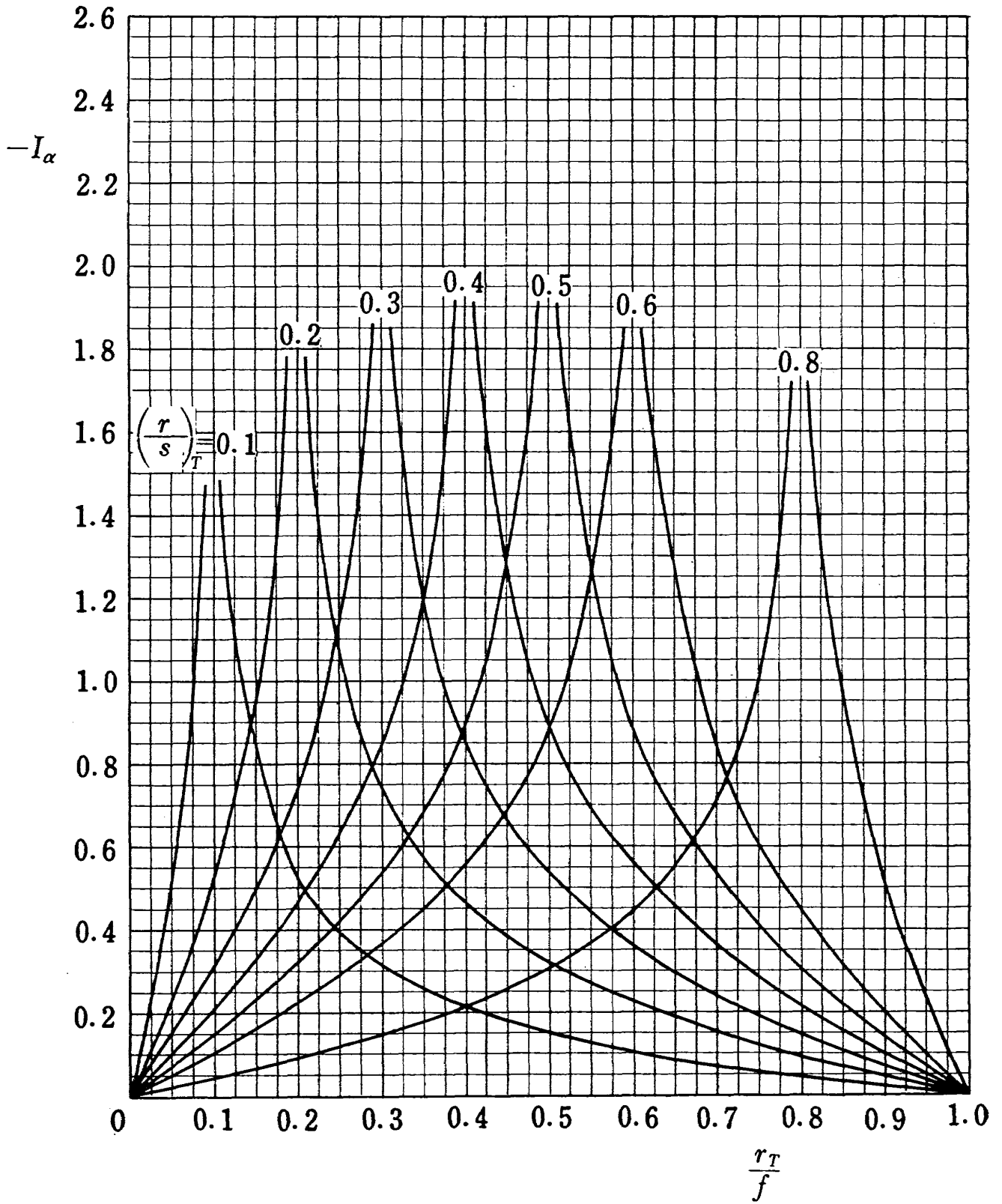
図表9 前翼—後翼干涉微係数



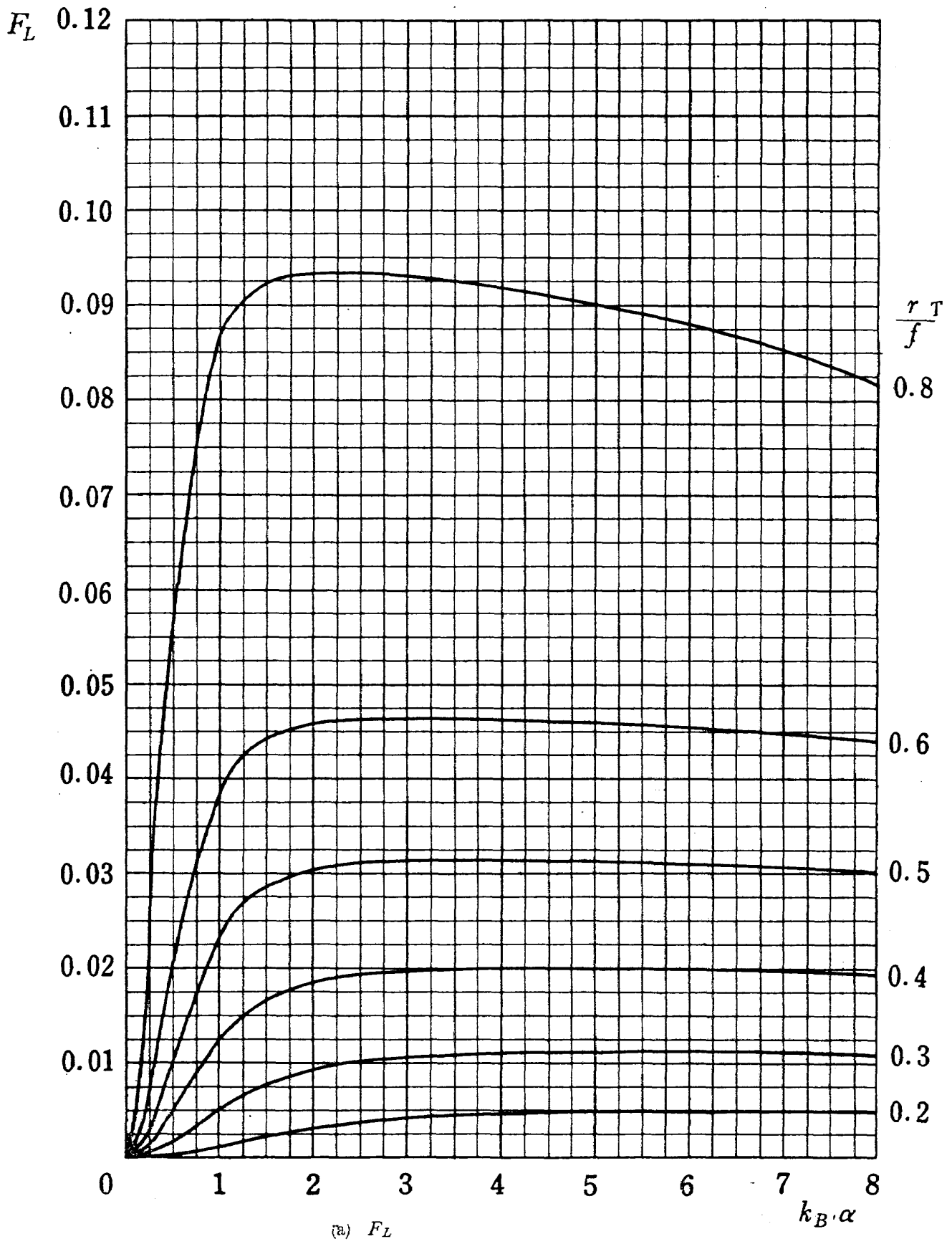
図表9 (b) $\lambda_T = 0.25$



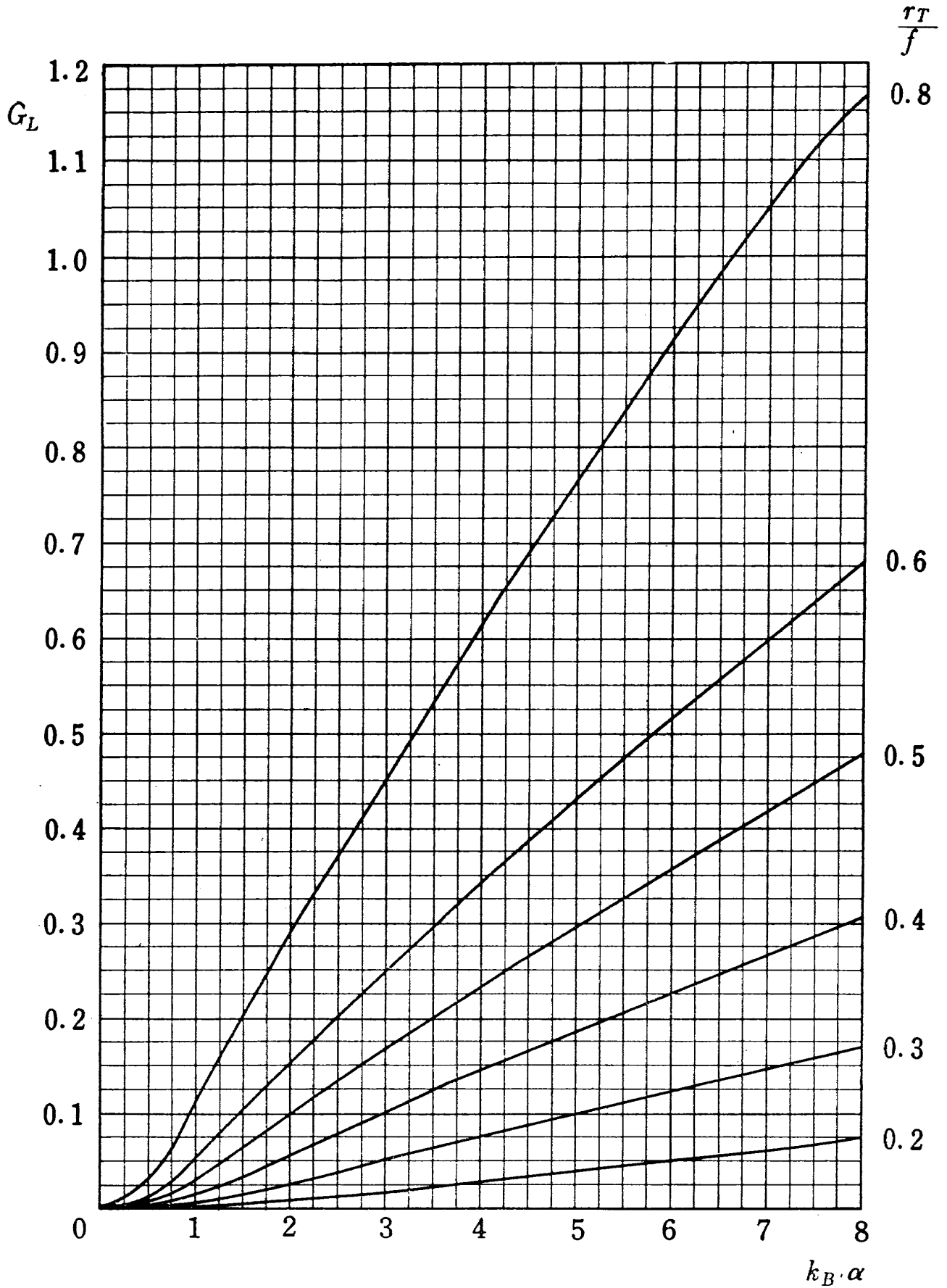
図表9 (c) $\lambda r = 0.5$



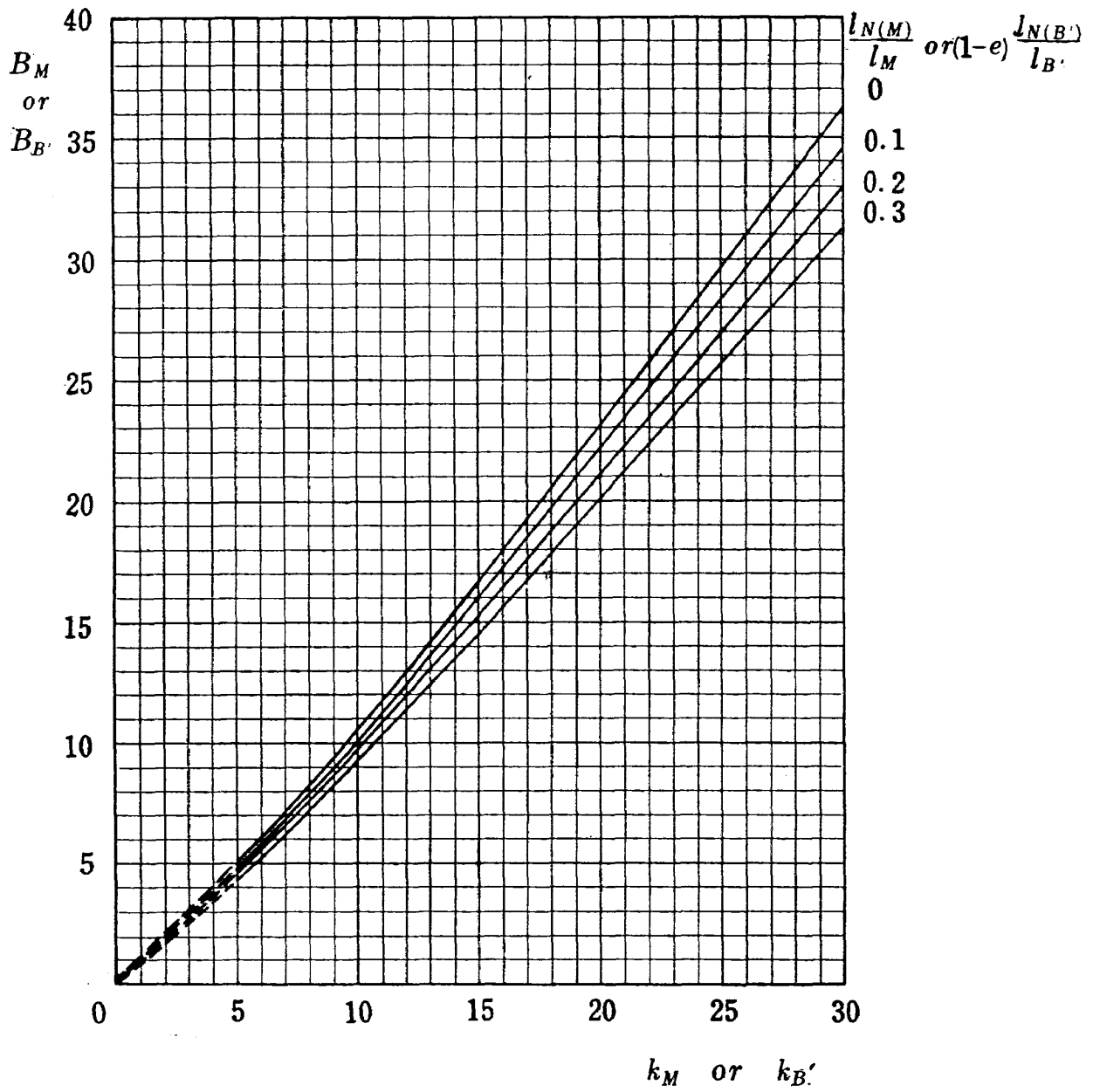
図表9 (d) $\lambda_T=1.0$



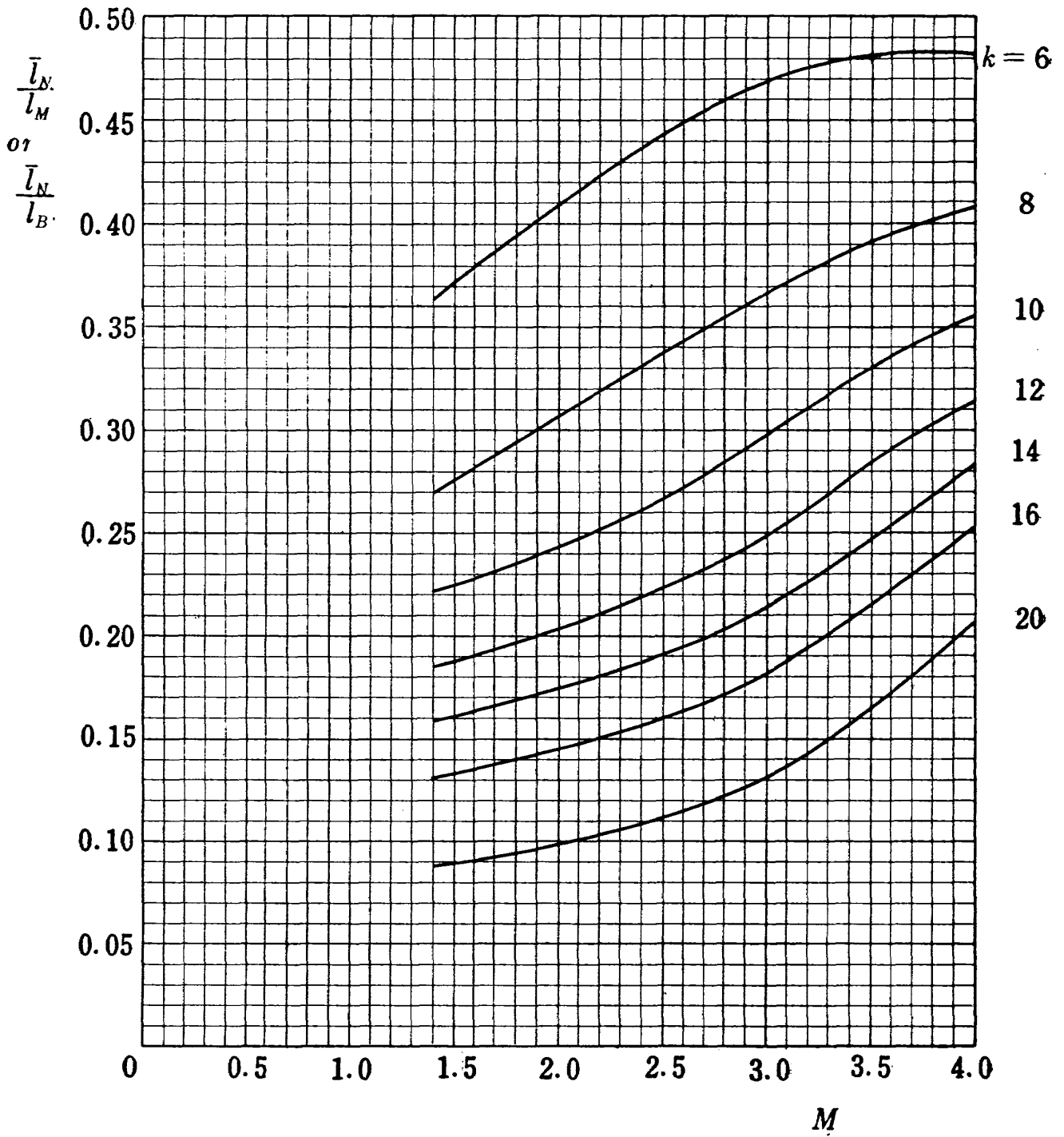
図表10 前翼—ブースター胴体干渉係数



図表10 (b) G_L

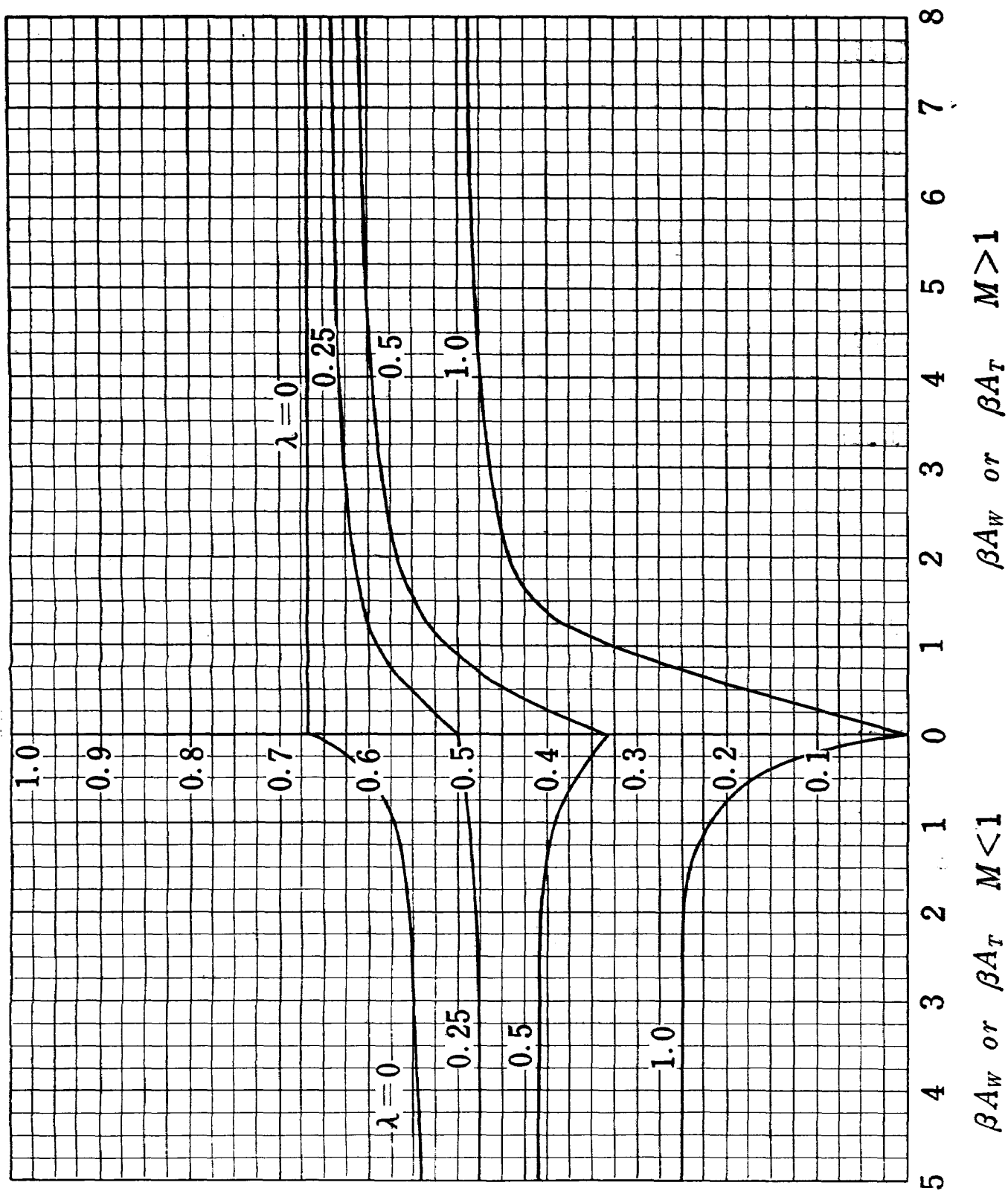


図表11 粘性力効果の係数



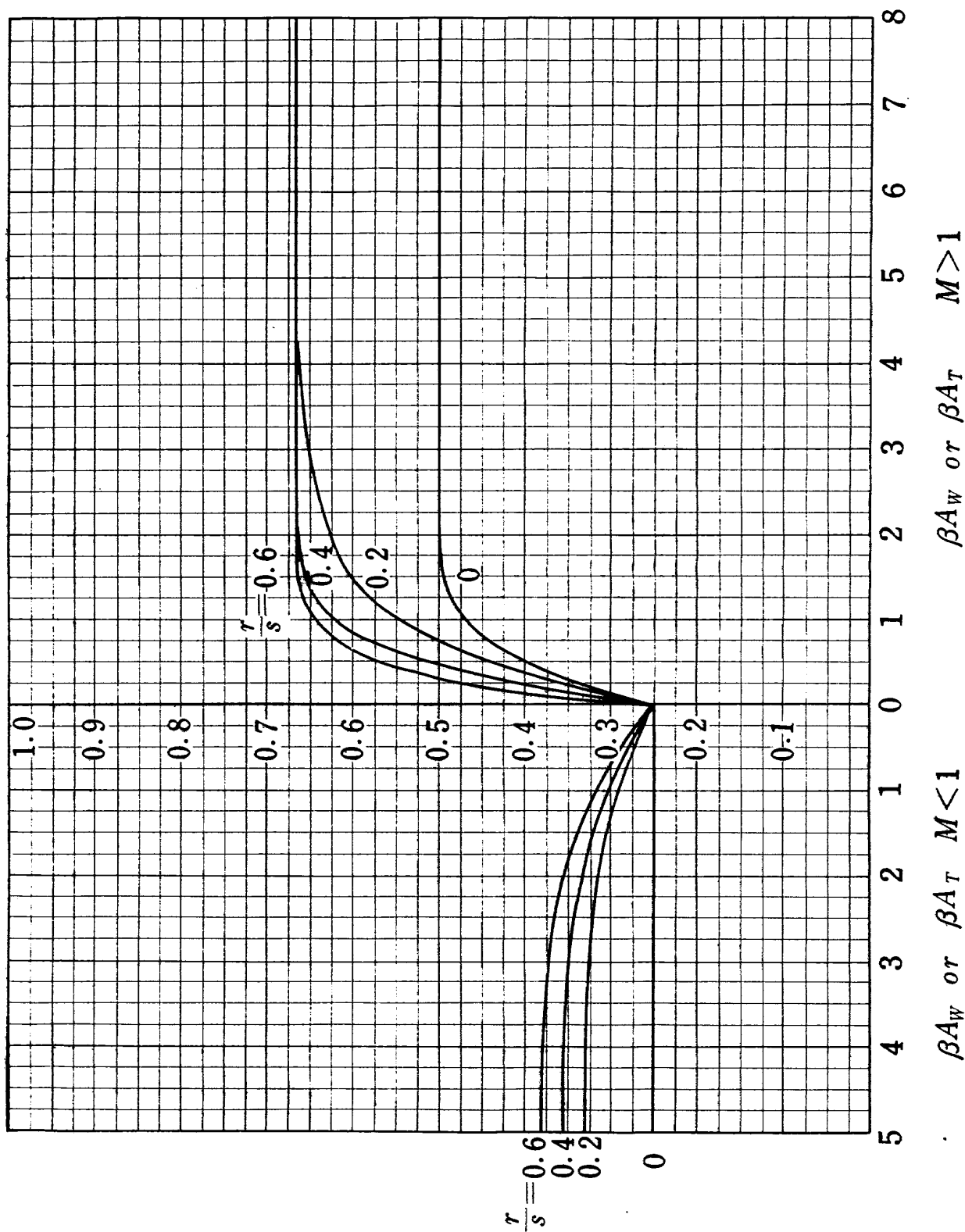
図表12 頭部の圧力中心

$$\left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{W(B)} \text{ or } \left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{T(B)}$$



図表13 胴体つき翼の圧力中心

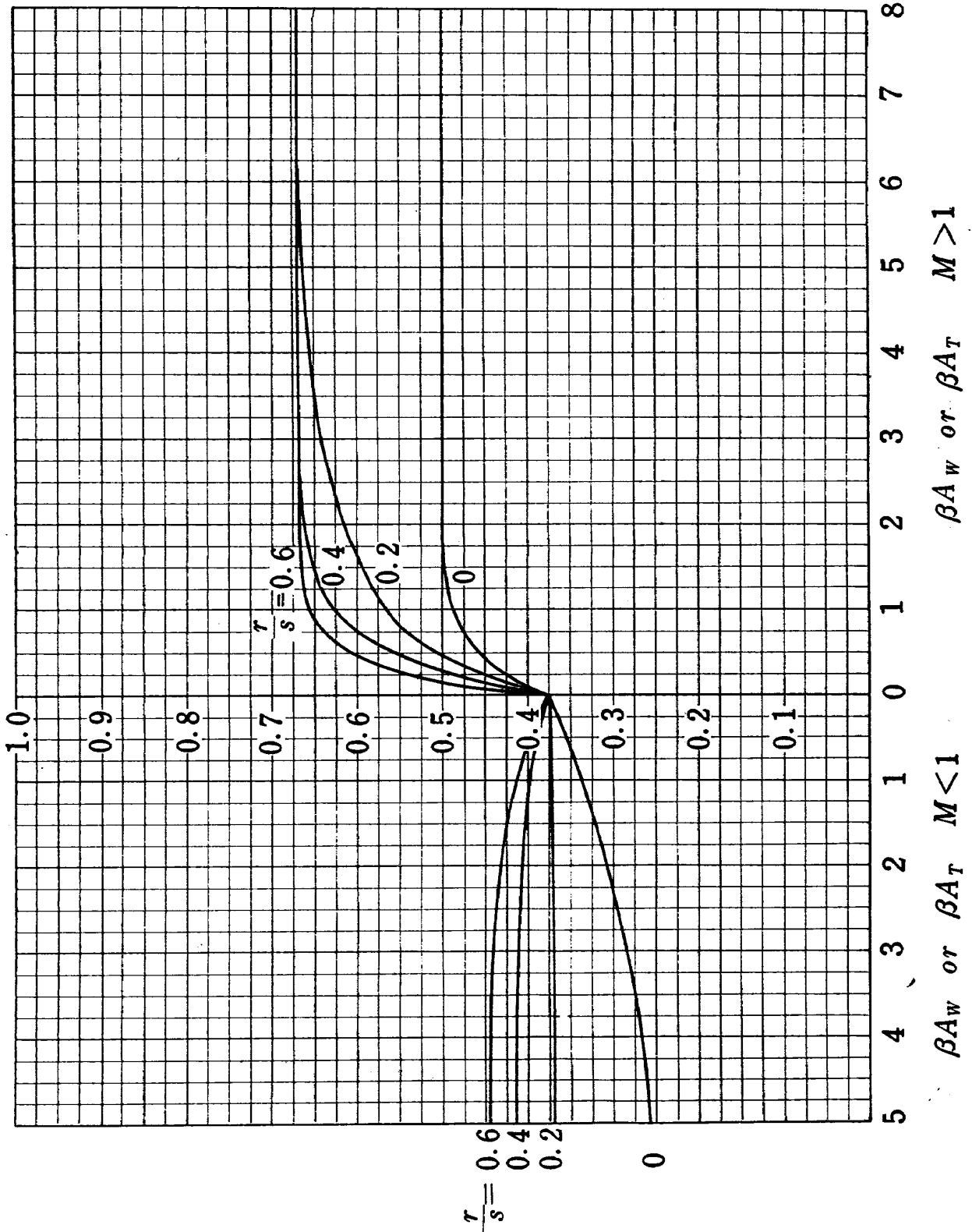
$$\left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(W)} \text{ or } \left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(T)}$$



(a) $\lambda = 0$

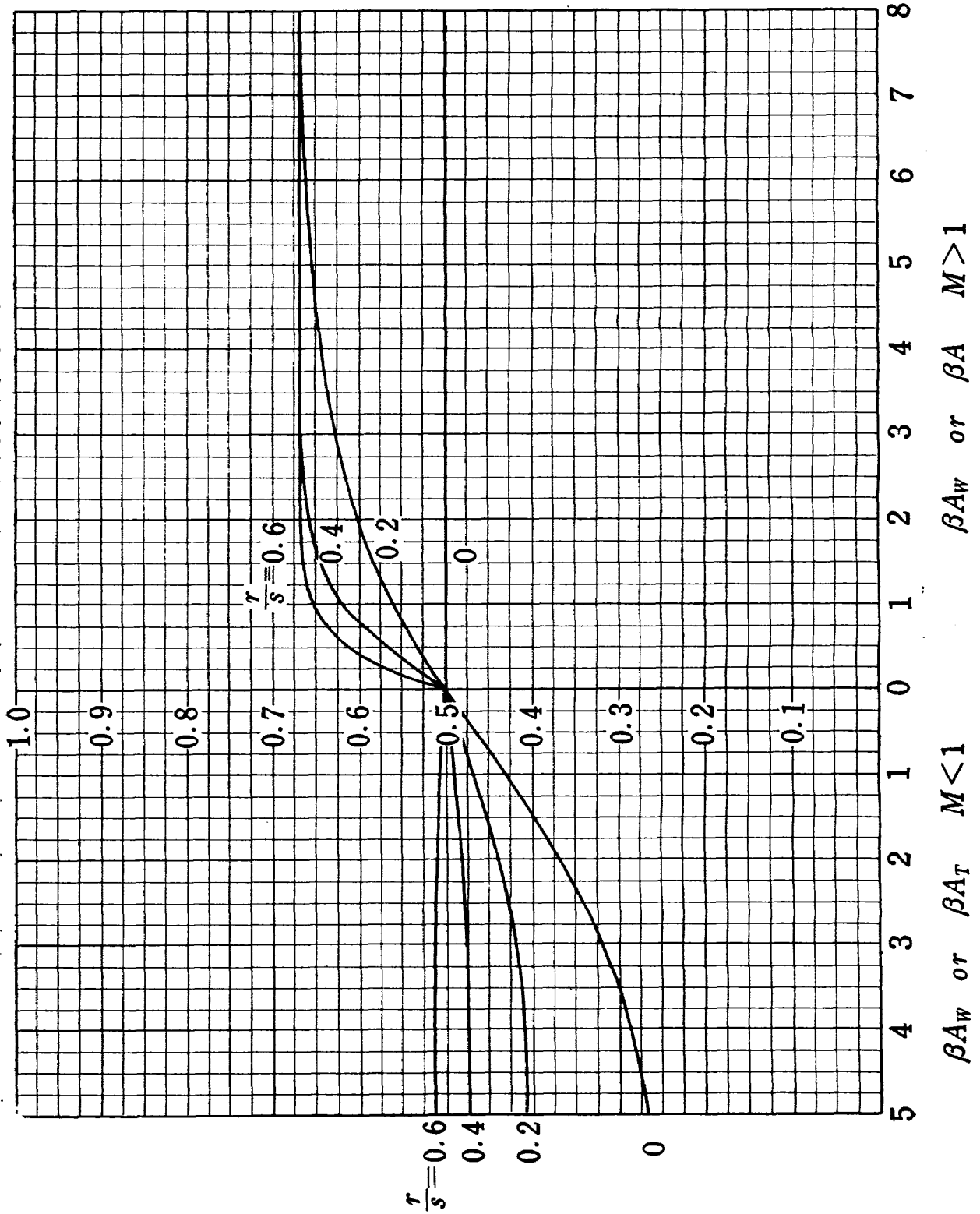
図表14 翼つき胴体の圧力中心

$$\left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(W)} \text{ or } \left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(T)}$$



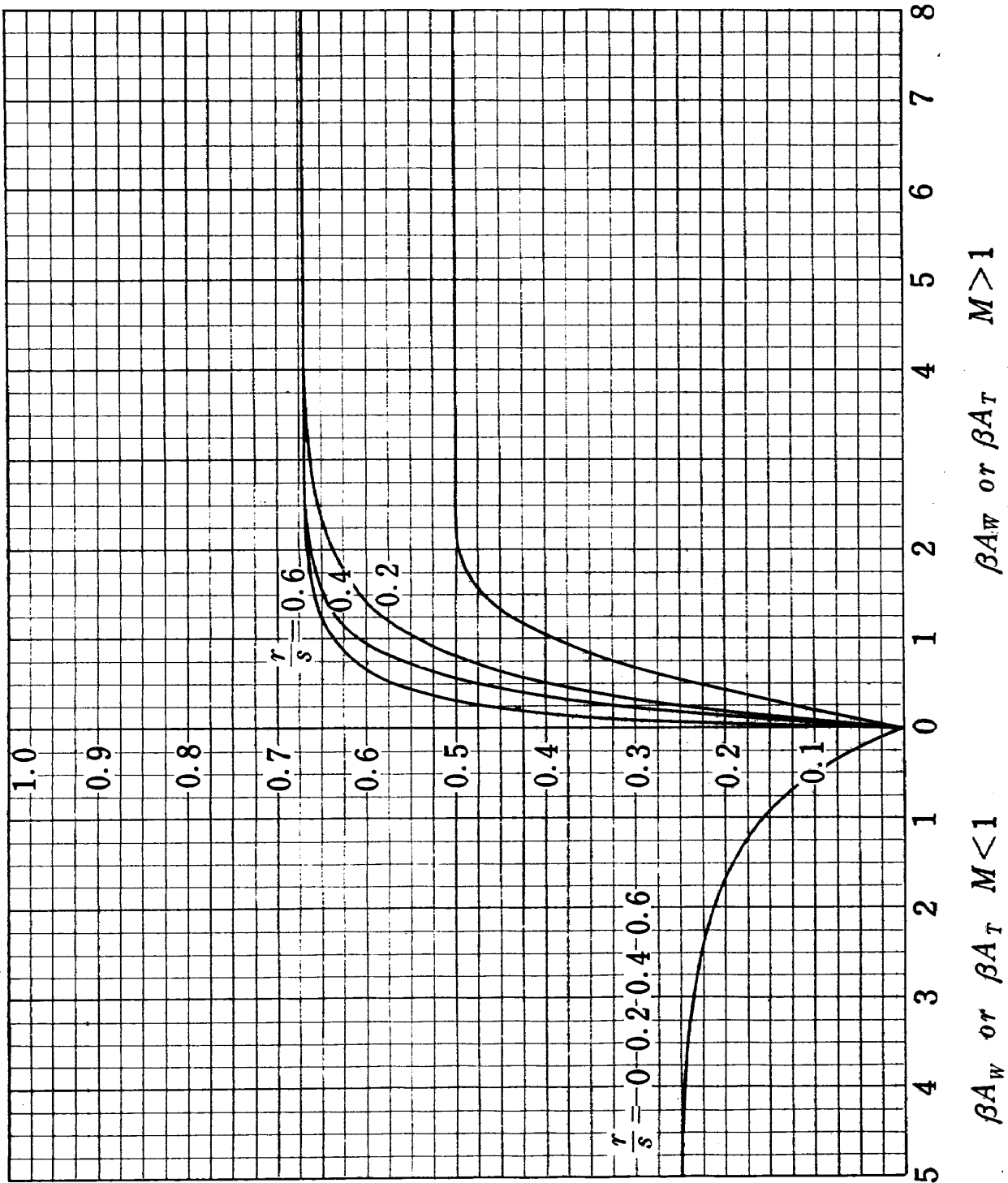
图表14 (b) $\lambda=0.25$

$$\left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(W)} \text{ or } \left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(T)}$$

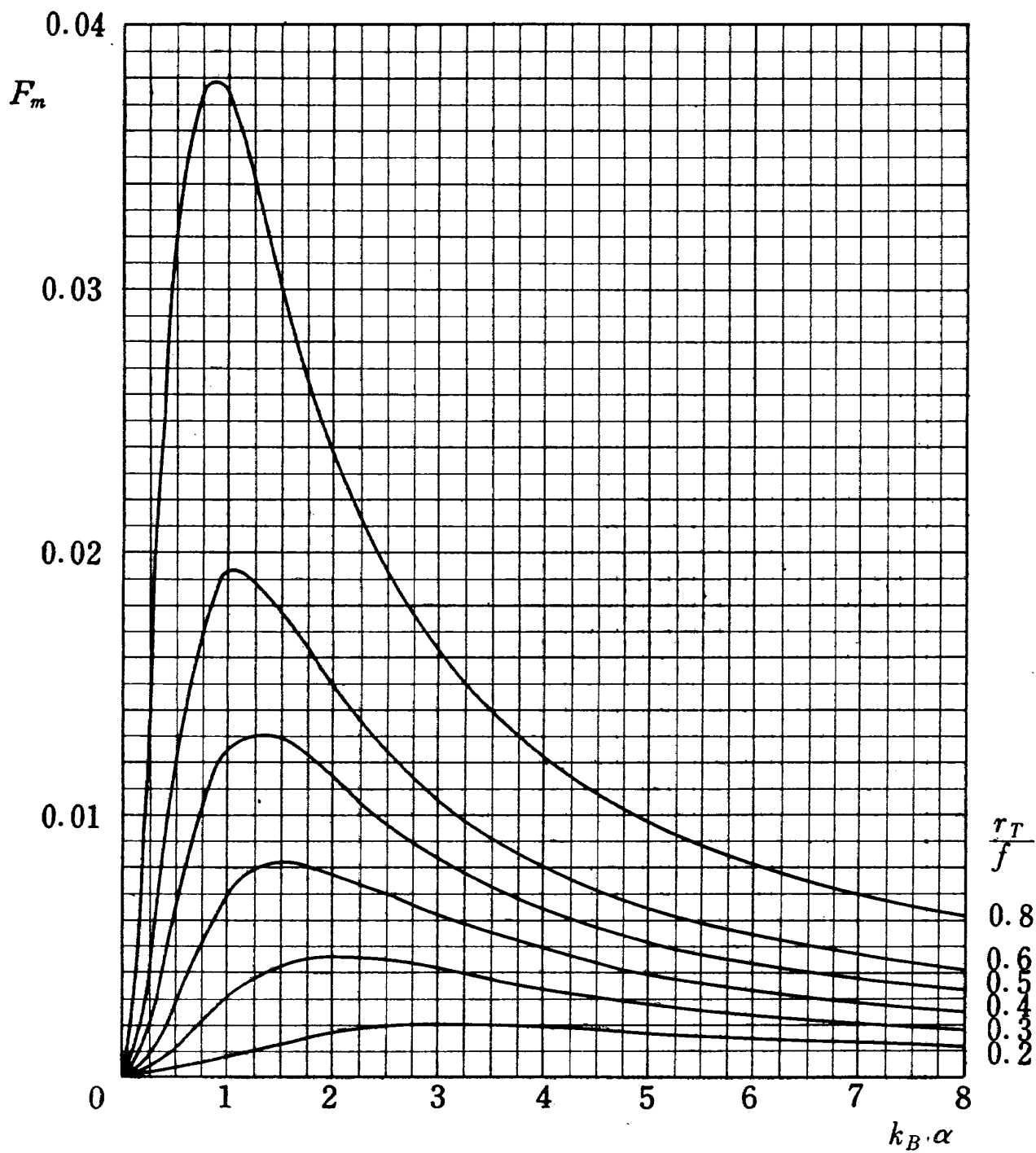


図表14 (c) $\lambda=0.5$

$$\left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(W)} \text{ or } \left(\frac{\bar{x}}{cr}\right)_{B(T)}$$

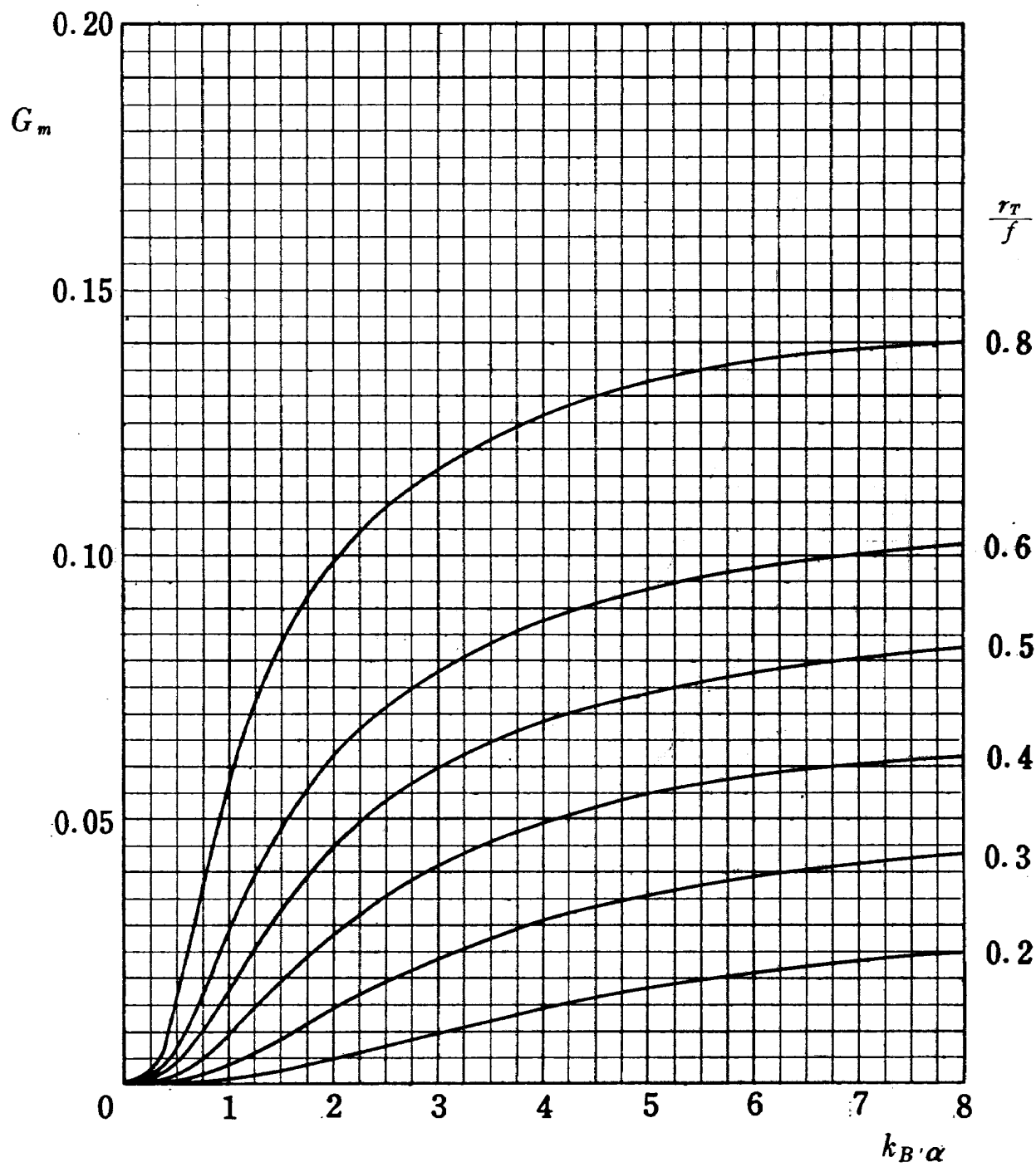


図表14 (d) $\lambda=1.0$



(a) F_m

図表15 前翼-ブースター胴体干渉係数

図表15 (b) G_m

<p>NAL TM-30 航空宇宙技術研究所 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法</p> <p>1964年3月</p> <p>72ページ</p> <p>二段式ロケット飛しょう体の空力特性のうち、揚力（揚力係数および揚力傾斜）と圧力中心の理論計算法をまとめたもの。主に Nielsen 等の解析方法に基づき、さらに不備な点を補って計算を行ない、その結果を図表にして示してある。実際の推定計算は、この図表を利用することによって容易に行なうことができる。</p>	<p>I. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p> <p>II. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p> <p>III. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p>
<p>NAL TM-30 航空宇宙技術研究所 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法</p> <p>1964年3月</p> <p>72ページ</p> <p>二段式ロケット飛しょう体の空力特性のうち、揚力（揚力係数および揚力傾斜）と圧力中心の理論計算法をまとめたもの。主に Nielsen 等の解析方法に基づき、さらに不備な点を補って計算を行ない、その結果を図表にして示してある。実際の推定計算は、この図表を利用することによって容易に行なうことができる。</p>	<p>I. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p> <p>II. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p> <p>III. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p>
<p>NAL TM-30 航空宇宙技術研究所 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法</p> <p>1964年3月</p> <p>72ページ</p> <p>二段式ロケット飛しょう体の空力特性のうち、揚力（揚力係数および揚力傾斜）と圧力中心の理論計算法をまとめたもの。主に Nielsen 等の解析方法に基づき、さらに不備な点を補って計算を行ない、その結果を図表にして示してある。実際の推定計算は、この図表を利用することによって容易に行なうことができる。</p>	<p>I. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p> <p>II. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p> <p>III. 小橋安次郎 宮沢政文 NAL TM-30 533.665</p>

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年 11 月	平 木 一, 清水 福寿 橋 本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 三 好 甫, 高 橋 利 之 能 美 力, 板 垣 芳 雄 鳥 海 良 三, 佐 藤 保 子 長 洲 秀 夫, 田 幸 雄
TM- 4	18 cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	橋 本 登, 井 上 政 一
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	細 川 敏 之
TM- 6	18 cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	橋 本 登, 井 上 政 一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	竹 内 和 之, 山 根 皓 三 郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATA TRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永 井 文 雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹 中 幸 彦, 小 川 幸 一 林 洋 一
TM-13	遷音速における 45° 後退角の予備的実験	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 英
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 英 勝 鳥 海 良 三, 安 藤 泰 勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 登 高 木 俊 朗, 橋 本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	鳥 崎 忠 雄, 松 木 正 勝 山 中 竜 夫, 藤 井 昭 一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小 野 幸 一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新 井 忠, 原 亘 利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD標準模型Bの三分力試験	1963年 7 月	高 木 廣 治, 谷 喬 喬 齋 藤 秀 夫, 新 井 忠
TM-21	国産中型輸送機 Y S-11 主翼疲労試験 (第1報)	1963年 9 月	竹 内 和 之, 飯 田 宗 四 郎 北 谷 虔 勇, 中 井 治 夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年 11 月	永 井 文 雄
TM-25	DATA TRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964年 1 月	高 橋 利 之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋 爪 宏, 中 井 暎 一
TM-28	二段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬 喬, 原 亘 利 榊 原 盛 三, 外 立 政 隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 明 安 藤 泰 勝, 高 木 俊 明

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料30号

昭和39年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10