

UDC 621.452.322;
621.438

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-469

翼後縁部より二次空気の吹き出しをともなう
二次元翼列性能—解析方法と結果

山 本 孝 正

1976 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 計算式	3
2.1 計算の仮定	3
2.2 基礎式	3
2.3 境界層表示式	4
2.4 基礎式への境界層表示式の導入	5
2.5 断面2(混合後)の状態量の計算	5
2.6 二次空気のある場合の翼列損失の表示式	6
2.7 翼列損失(ω_2, e_2)の圧縮流解	6
2.8 翼列損失(ω_2, e_2)の非圧縮流解	6
2.9 翼列流出角 α_2 の圧縮流解と非圧縮流解	7
3. 以下の計算で仮定した境界層内の速度分布形状について	7
4. 二次空気のない場合($\bar{G} = 0$)の計算結果と考察	9
4.1 翼列損失 e_2, ω_2 に及ぼす翼境界層運動量厚さ θ_{1g}^* , 翼後縁厚さ t^* , 翼列出口での無次元流出速度 $\lambda_{\infty 1g}$ および流出角度 α_{1g} , 翼後縁端面圧力 C_{pk} の影響($f^*=0$)	9
4.2 流出角 α_2 に及ぼす $\theta_{1g}^*, t^*, \lambda_{\infty 1g}, \alpha_{1g}, C_{pk}$ の影響	13
4.3 超音速の翼列特性	13
4.4 実験との比較	14
(a) 翼列損失特性に及ぼす C_{pk} の影響	14
(b) α_2 に及ぼす後縁厚み t の影響	15
(c) 超音速流での翼列の流出角度	16
5. 二次空気のある場合($\bar{G} \neq 0$)の計算結果と考察	16
5.1 後縁吹出し翼列の損失の成分	16
5.2 翼列損失 e_2, ω_2 に及ぼす二次空気の影響	17
5.3 流出角 α_2 に及ぼす二次空気の影響	18
5.4 実験との比較	19
(a) 翼列効率 η_p に及ぼす二次空気の影響	19
(b) 翼列損失 $\tilde{\omega}_2, \omega_2$ および α_2 に及ぼす二次空気の影響	20
6. 結論	21
参考文献 I	22
付録A 境界層内速度分布形状と H, P, X の値	25
付録B ω_2, e_2, α_2 の非圧縮解の導出	27
付録C 後縁端面圧 C_{pk} について	30
付録D 計算プログラム	31
参考文献 II (後縁端面圧関係)	46

翼後縁部より二次空気の吹き出しをともなう 二次元翼列性能 — 解析方法と結果*

山本孝正**

**Two-Dimensional Aerodynamic Performance of Cascade
Blade with Secondary-Air Injection from the
Blade Trailing-Edges. —An Analytical Method and Results**

by Atsumasa YAMAMOTO

This paper present a detailed description of an analytical method for aerodynamic performance when two-dimensional blade cascades with secondary-air injection from the blade trailing-edges is employed. Several important factors including the base pressure of the blade are discussed from the aerodynamic point of view. Some of the calculated results are also compared with available experimental data and the former accounts for the latter both qualitatively and quantitatively on the basis of selected values of base pressure.

1. まえがき

近年、エンジンのサイクル最高温度（タービン入口温度）を高め、エンジンのサイクル的な性能を向上させるためにタービンの高温化の研究が盛んに行われている。当研究所原動機部では航空用エンジンの研究開発の一環として高温タービンの研究を行ってきた。タービン翼の材料の許容温度を越えてタービン作動ガスの高温化をはかるためには、当然、タービン翼を冷却しなければならないが、航空用エンジンでは圧縮機出口またはその中段からの抽出空気を用いて翼冷却を行なっている。その冷却の方法としてはタービン翼の内部から翼材料を強制対流冷却により冷却する方法や、翼表面に冷却空気による膜を形成するいわゆるフィルム冷却する方法などが現在用いられているが、いずれの場合にも冷却用の二次空気をタービン主流ガス内に混入させることにより、その空気のもつエネルギーをエンジン主流内に還元することが必要である。

したがって、この冷却空気の混入がタービンの空力的な性能に及ぼす影響については、従来からいくつかの理

論的あるいは実験的な研究が行われている。たとえば米国の NASA Lewis Research Center の研究陣は、タービン用二次元翼列や、環状翼列を用いて二次（冷却）空気の翼列性能への影響を実験的に求めており、タービンの全体性能への影響としては、静翼の後縁吹出しのある場合について実験を行っている。一方、理論的なものとしては翼列に関しては文献 8), 9) があり、タービンへの全体性能に関しては文献 16), 17) などがある。ソ連では Bogomolov や Lokai らの実験的研究や理論的研究がある。³⁶⁾⁻⁵²⁾

ところで翼の圧力損失はおもに、翼表面とガス流れとの摩擦の結果生ずる形状損失 (profile loss) と、主流方向と異なる方向に生ずる二次流れによる二次流れ損失 (secondary loss)，および翼の先端間隙からのもれ流れによる損失 (tip clearance loss) などに分けることができる。このうち、本報で取扱う形状損失は一般に翼表面と流れとの粘性まさつにより生ずるものであることから、翼表面における境界層の厚みを計算することにより求めることができる。W.L.Stewart²⁾ は二次元翼列につき翼後縁で翼ピッチ方向に静圧一定の流れを仮定し、翼の形状損失を境界層厚さと関連づけて計算している。

* 昭和 51 年 7 月 7 日 受付

** 原動機部

一方、空冷タービン翼のように翼後縁や翼表面あるいは翼先端などから二次空気の吹出しのある翼ではその圧力損失の形態も自ずと異なってくる。前述の文献の中には二次空気による翼損失の計算もいくつか見受けられ、一部では実験と対応もなされてはいるが、二次空気による翼列特性やタービン特性に関する実験はまだ不充分であり、かつ計算方法もそのモデル化が不充分であるため必ずしも実験で得られた翼損失に対して定性的、定量的には充分一致しているとはいえない。このようなことから、空冷翼の翼損失の定性的、定量的な計算方法の開発をめざし、その第一段階として後縁部から二次空気の吹き出しのある場合の二次元翼列性能の計算方法を今回とりあげた。

本報告では翼列後縁部からこれら冷却空気の吹き出しがある場合の翼列性能について、その二次空気による翼列損失や流出角度など翼列特性への影響の計算方法と計算結果を述べる。この計算方法は翼列出口でのガスの流量、温度、圧力を計算するために、連続の式、エネルギーの式、運動量の式の三つを組み合わせて解くものである。また、翼列を二次元的にとり扱うために、Stewart が行なったように境界層の排除厚さや運動量厚さなどの境界層表示も計算にとり入れた。類似の方法は最近 Hartsell⁸⁾も行っているが、本報では二次空気の吹き出す後縁部の現象を詳細に扱うため後縁端面の圧力（Base pressure）を考慮に入れている。この後縁端面圧については多くは航空機やロケットの飛行時の抗力について研究されており、翼列に関しても同様に考慮されるべきものであると考える。とくに、空冷翼のように後縁厚さがその翼列ピッチに占める割合が大きいものでは、この後縁端面圧が主流静圧と異なることによる翼列特性への影響は無視できないものと考えられる。また、この端面圧はその端面（Base）内に二次空気を吹き込むことにより変化する事実も後縁吹き出し翼列の特性を決定するのに考慮すべきことからである。

計算結果ははじめに、二次空気のない場合の翼列の特性につき検討した。次に、二次空気の吹き出しのある翼列の特性に及ぼす種々の因子につき考慮した。これらは利用できるいくつかの実験結果と比較したが、よい一致をみた。とりわけ、後縁端面圧を考慮すれば、二次空気の小さな範囲で翼列の損失が一時減小するという後縁吹き出し空冷タービン翼列にしばしばみられる翼列損失特性を定性的、定量的に説明できることがわかった。

記 号

<i>A</i>	式(1-a)参照(軸方向運動量)
<i>A</i>	式(26)参照
<i>B</i>	式(2-a)参照(ピッチ方向運動量)
<i>B</i>	式(27)参照
<i>C</i>	式(3-a)参照(質量流量)
<i>C_p</i>	翼後縁端面(base)圧の無次元係数
<i>c_p</i>	定圧比熱
<i>D</i>	式(17)参照
<i>E</i>	式(17)参照
<i>e₂</i>	翼列エネルギー損失係数、式(23)参照
<i>e_a</i>	二次空気通路内エネルギー損失、 5.4(b)項参照
<i>f</i>	二次空気通路幅、図1参照
<i>f*</i>	二次空気通路幅 <i>f</i> の $s \cos \alpha_{1g}$ に対する比、 図1参照
<i>G</i>	重量流量
<i>Ḡ</i>	二次空気の主流ガスに対する重量流量比、 式(20a)参照
<i>H</i>	境界層形状係数、式(A.5)参照
<i>h</i>	エンタルピ
<i>J</i>	熱の仕事当量
<i>M</i>	マッハ数
<i>O</i>	翼列スロート幅
<i>P*</i>	全圧
<i>P̄*, P̄*</i>	翼列入口全圧(主流ガスと二次空気の)平均 値、付録D参照
<i>p</i>	静圧
<i>q*</i>	流量パラメータ、付録D参照
<i>R</i>	ガス定数
<i>s</i>	翼列ピッチ
<i>T</i>	温度
<i>T*</i>	全温
<i>T̄*</i>	二次空気の主流ガスに対する全温比 (= T_{1a}^* / T_{1g}^*)
<i>t</i>	翼後縁厚み、図1参照
<i>t*</i>	翼後縁厚み <i>t</i> の $s \cos \alpha_{1g}$ に対する比、 図1参照
<i>W</i>	速度
<i>X</i>	境界層の圧力係数、式(A.7)参照
<i>Y</i>	翼面に垂直方向の距離、図2参照
<i>Y_{t1}, Y_{t1g}, Y_{t2}, Y_{t2'}</i>	翼列損失係数、付録D参照
<i>y</i>	翼列ピッチ方向の距離、図1参照

(ギリシャ文字)

- α_2 : 翼列出口無限下流位置(断面2)での流出角度
 α_{1g} : 翼列出口後縁位置(断面1)での主流ガスの流出角度
 $\Delta\alpha_{1g}$: $= \alpha_2 - \alpha_{1g}$
 δ : 境界層排除厚さ(翼面垂直方向に測った値)
 δ^* : 境界層排除厚さ $\delta_p + \delta_s$ (正圧側, 負圧側翼面の δ の合計)の $s \cos \alpha_{1g}$ に対する比, 式(11)参照
 δ_{full} : 境界層厚さ(速度分布比 $W/W_\infty = 0.99$ 時の δ)
 ϵ_2 : 付録D参照
 η_p : 主流ガスの入口エンタルピを基礎とした翼列効率, 5.4項参照
 η_{th} : 主流ガスと二次空気の入口エンタルピの合計を基礎とした翼列効率, 付録D参照
 κ : 比熱比
 θ : 境界層運動量厚さ
 θ^* : 境界層運動量厚さ $\theta_p + \theta_s$ (正圧側, 角圧側翼面の θ の合計)の $s \cos \alpha_{1g}$ に対する比, 式(11)参照
 λ : 無次元速度(限界速度 $W_{cr} = \sqrt{\frac{2\kappa g R}{\kappa+1}} T^*$ に対する速度比)
 ξ : 境界層圧力厚さ, 式(A・3)参照
 ρ : 密度
 ω_2 : 翼列全圧損失係数, 式(24)参照
 $\tilde{\omega}_2$: 翼列入口平均全圧 \tilde{P}^* を用いた翼列全圧損失係数, 5.4(b)項参照
 ω_a : 二次空気の通路内の全圧損失, 5.4(b)項参照
(添字)
0 : 翼列入口位置, 図1参照
1 : 翼列後縁位置, 図1参照
2 : 翼列出口無限下流位置, 図1参照
a : 二次空気
ad : 断熱
1a : 二次空気の断面1での値
f_{full} : 境界層厚さ(δ_{full} に対応)
g : 主流ガス
1g : 主流ガスの断面1での値
k : 翼後縁端面(図1の1kに相当する位置の値を示す)
max : 最大, 図21参照
opt : α_2 が極小値になる G の値を示すのに用いる,

式(B・21)参照

 p : 翼の正圧側 s : 翼の負圧側 $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$: $\lambda_{\infty 1g}$ が0に無限に近づいたときの値 ∞ : 境界層の外 $*$: 無次元化($\theta^*, \delta^*, H^*, t^*, f^*, A^*$ など)または全温 T^* , 全圧 P^*

- : 断面1における二次空気(添字1a)の主流ガス(1g)に対する値

~ : 平均

 \triangle : 差($\Delta\alpha_{1g}$, Δh など)

2. 計算式

2.1 計算の仮定

図1に二次元翼列のスケッチと $T-S$ 線図を示す。計算のおもな仮定は次のとおりである。

ピッチ方向に, 次の仮定をおく。

(i) 断面1の主流ガス, 二次空気, 翼後縁端面の各領域(それぞれの領域を添字1g, 1a, 1kで示す)において, 各々一様な静圧すなわち p_{1g} , p_{1a} , p_{1k} をもつ。(ii) 断面1の主流ガス, 二次空気の各領域で流出角度 α , 全温 T^* , 比熱比 κ およびガス定数 R は各々一様である。すなわち, 主流ガスに対し α_{1g} , T_{1g}^* , κ_g , R_g とし, 二次空気に対し α_{1a} , T_{1a}^* , κ_a , R_a とする。

(iii) 翼列無限下流の断面2で流れ状態は一様である。

2.2 基礎式

運動量保存式;

軸方向

$$\int_0^s (\rho W^2 \cos^2 \alpha + P)_1 dy = \int_0^s (\rho W^2 \cos^2 \alpha + P)_2 dy \quad (1)$$

ピッチ方向

$$\int_0^s (\rho W^2 \cos \alpha \sin \alpha)_1 dy = \int_0^s (\rho W^2 \cos \alpha \sin \alpha)_2 dy \quad (2)$$

流量保存式;

$$\int_0^s (\rho W \cos \alpha)_1 dy = \int_0^s (\rho W \cos \alpha)_2 dy \quad (3)$$

エネルギー保存式;

$$c_{pg} T_{1g}^* G_{1g} + c_{pa} T_{1a}^* G_{1a} = c_{p2} T_2^* (G_{1g} + G_{1a}) \quad (4)$$

ここで, ダルトンの法則より c_{p2} は次式により求める。

$$c_{p2} = \frac{c_{pg} G_{1g} + c_{pa} G_{1a}}{G_{1g} + G_{1a}} \quad (5)$$

仮定(iii)を用い, 式(1)~(3)を

$$\int_0^1 (\rho W^2 \cos^2 \alpha + p)_1 d\left(\frac{y}{s}\right) = (\rho W^2 \cos^2 \alpha)_2 + p_2 \equiv A \quad (1.a)$$

$$\int_0^1 (\rho W^2 \cos \alpha \sin \alpha)_1 d\left(\frac{y}{s}\right) = (\rho W^2 \cos \alpha \sin \alpha)_2 \equiv B \quad (2.a)$$

$$\int_0^1 (\rho W \cos \alpha)_1 d\left(\frac{y}{s}\right) = (\rho W \cos \alpha)_2 \equiv C \quad (3.a)$$

とおく。

2.3 境界層表示式 2)

排除厚さ (displacement thickness) δ^* の定義；

$$\int_0^1 \left\{ 1 - \left(\frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} \right) \right\} d\left(\frac{y}{s}\right) \equiv \delta^* \quad (6)$$

運動量厚さ (momentum thickness) θ^* の定義；

$$\int_0^1 \left\{ 1 - \left(\frac{W}{W_\infty} \right) \right\} \frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} d\left(\frac{y}{s}\right) \equiv \theta^* \quad (7)$$

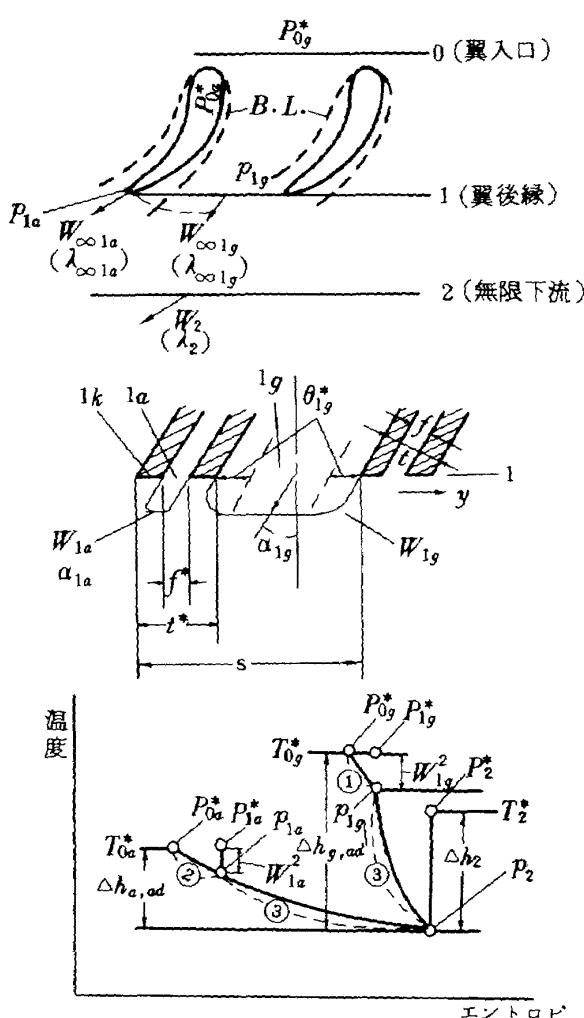


図 1 二次元翼列損失の計算モデル

圧力厚さ (pressure thickness) ξ^* の定義；

$$\int_0^1 \frac{\left\{ 1 - \left(\frac{P^*}{P_\infty^*} \right) \right\} \frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty}}{1 - \left(\frac{P}{P_\infty^*} \right)} d\left(\frac{y}{s}\right) \equiv \xi^* \quad (8)$$

ここで、 ρ は密度、 W は流速、 p は静圧、 P は全圧を示し、また添字 ∞ は境界層外の値 (註) を示す。

形状係数 (form factor) H^* 、圧力係数 (pressure factor) P^* の定義；

$$\left. \begin{aligned} H^* &\equiv \delta^*/\theta^* \\ P^* &\equiv \xi^*/\theta^* \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

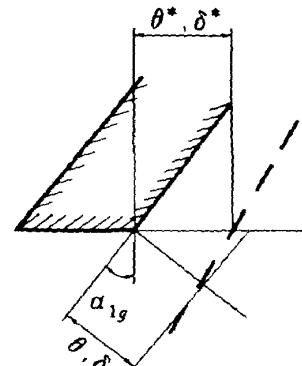
式 (6) ~ (8) より次式が得られる。

$$\int_0^1 \frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} d\left(\frac{y}{s}\right) = 1 - \delta^* \quad (6.a)$$

$$\int_0^1 \frac{\rho W^2}{\rho_\infty W_\infty^2} d\left(\frac{y}{s}\right) = 1 - \delta^* - \theta^* \quad (7.a)$$

$$\int_0^1 \frac{\rho W P^*}{\rho_\infty W_\infty P_\infty^*} d\left(\frac{y}{s}\right) = 1 - \delta^* - \xi^* \left(1 - \frac{P}{P_\infty^*} \right) \quad (8.a)$$

なお、 δ^* 、 θ^* 、 ξ^* はビッヂ S 方向の値で実際の翼表面に垂直な δ 、 θ 、 ξ とは右図を参照して、次の関係があると仮定する。

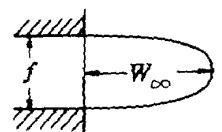


$$\delta_p^* = \frac{\delta_p}{s \cos \alpha_{1g}}, \quad \delta_s^* = \frac{\delta_s}{s \cos \alpha_{1g}} \quad (10)$$

$$\theta_p^* = \frac{\theta_p}{s \cos \alpha_{1g}}, \quad \theta_s^* = \frac{\theta_s}{s \cos \alpha_{1g}} \quad (10)$$

$$\xi_p^* = \frac{\xi_p}{s \cos \alpha_{1g}}, \quad \xi_s^* = \frac{\xi_s}{s \cos \alpha_{1g}} \quad (10)$$

(註) この式は主流ガスおよび二次空気の流れに適用するしかし二次空気に対しては、その流路幅 f が小さく全て境界層である場合もあると考えられるので、一般に ∞ の値としては最大流速の点 (右図) をとることにする。



本報で単に δ_{1g}^* , δ_{1a}^* , θ_{1g}^* , θ_{1a}^* , ξ_{1g}^* , ξ_{1a}^* と用いる場合は両面の δ^* , θ^* , ξ^* の和を意味するものとする。

すなわち、

$$\left. \begin{aligned} \delta^* &= \delta_p^* + \delta_s^* = \frac{\delta_p + \delta_s}{s \cos \alpha_{1g}} \\ \theta^* &= \theta_p^* + \theta_s^* = \frac{\theta_p + \theta_s}{s \cos \alpha_{1g}} \\ \xi^* &= \xi_p^* + \xi_s^* = \frac{\xi_p + \xi_s}{s \cos \alpha_{1g}} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

ゆえに、 H^* , P^* は次式を表わす。

$$\left. \begin{aligned} H^* &\equiv \frac{\delta^*}{\theta^*} = \frac{\delta_p^* + \delta_s^*}{\theta_p^* + \theta_s^*} \\ P^* &\equiv \frac{\xi^*}{\theta^*} = \frac{\xi_p^* + \xi_s^*}{\theta_p^* + \theta_s^*} \end{aligned} \right\} \quad (9-a)$$

2.4 基礎式への境界層表示式の導入

式 (1-a) より

$$\begin{aligned} A &= \int_0^1 (\rho W^2 \cos^2 \alpha)_1 d\left(\frac{y}{s}\right) + \int_0^1 p_{1g} d\left(\frac{y}{s}\right) \\ &= \int_0^{1-t^*} (\rho W^2 \cos^2 \alpha)_{1g} d\left(\frac{y}{s}\right) + \int_0^{t^*} (\rho W^2 \cos^2 \alpha)_{1a} d\left(\frac{y}{s}\right) \\ &\quad + \int_0^{1-t^*} p_{1g} d\left(\frac{y}{s}\right) + \int_0^{t^*} p_{1a} d\left(\frac{y}{s}\right) + \int_0^{t^*-f^*} p_{1k} d\left(\frac{y}{s}\right) \end{aligned}$$

ここで、 $t^* = t/s \cos \alpha_{1g}$, $f^* = f/s \cos \alpha_{1g}$ であり、添字 $1g$ は主流ガス、 $1a$ は二次空気、 $1k$ は端面 (base) 内、の値を示す。

仮定 (i) (ii) より、

$$\begin{aligned} A &= \cos^2 \alpha_{1g} \int_0^{1-t^*} (\rho W^2)_{1g} d\left(\frac{y}{s}\right) \\ &\quad + \cos^2 \alpha_{1a} \int_0^{t^*} (\rho W^2)_{1a} d\left(\frac{y}{s}\right) \\ &\quad + p_{1g} (1 - t^*) + p_{1a} f^* + p_{1k} (t^* - f^*) \end{aligned}$$

式 (6a), (7a) を用いて

$$\begin{aligned} A &= \cos^2 \alpha_{1g} (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1g} \\ &\quad + \cos^2 \alpha_{1a} (f^* - \delta^* - \theta^*)_{1a} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1a} + p_{1g} (1 - t^*) \\ &\quad + p_{1a} f^* + p_{1k} (t^* - f^*) \end{aligned} \quad (12)$$

同様に式 (2-a), (3-a) より、

$$\begin{aligned} B &= (\cos \alpha \sin \alpha)_{1g} (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1g} \\ &\quad + (\cos \alpha \sin \alpha)_{1a} (f^* - \delta^* - \theta^*)_{1a} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1a} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} C &= (\cos \alpha)_{1g} (1 - t^* - \delta^*)_{1g} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1g} \\ &\quad + (\cos \alpha)_{1a} (f^* - \delta^*)_{1a} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1a} \end{aligned} \quad (14)$$

いま、 A , B および C を次式のごとく境界層外の主流ガス状態で無次元化し、それぞれを A^* , B^* , C^* で表わせば、

$$\begin{aligned} A^* &\equiv \frac{A}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} = (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} \cos^2 \alpha_{1g} \\ &\quad + (f^* - \delta^* - \theta^*)_{1a} \cos^2 \alpha_{1a} \frac{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1a}}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} \\ &\quad + (1 - t^*) \frac{p_{1g}}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} + f^* \frac{p_{1a}}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} \\ &\quad + (t^* - f^*) \frac{p_{1k}}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} \end{aligned} \quad (12-a)$$

$$\begin{aligned} B^* &\equiv \frac{B}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} = (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (\cos \alpha \sin \alpha)_{1g} \\ &\quad + (f^* - \delta^* - \theta^*)_{1a} (\cos \alpha \sin \alpha)_{1a} \frac{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1a}}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} \end{aligned} \quad (13-a)$$

$$\begin{aligned} C^* &\equiv \frac{C}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} = (1 - t^* - \delta^*)_{1g} (\cos \alpha)_{1g} \\ &\quad + (f^* - \delta^*) (\cos \alpha)_{1a} \frac{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1a}}{(\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} \end{aligned} \quad (14-a)$$

2.5 断面2(混合後)の状態量の計算

式 (1-a), (2-a), (3-a) およびガスの状態方程式；

$$p = \rho g RT = \rho g R \left(T^* - \frac{W^2}{2 g J C_p} \right) \quad (15)$$

を用いて、 α_2 について解けば、

$$\begin{aligned} \alpha_2 &= \tan^{-1} \frac{1}{2} \left\{ -\left(\frac{A}{D}\right) + \sqrt{\left(\frac{A}{D}\right)^2 + 4 \left(\frac{E}{D}\right)} \right\} \\ &= \tan^{-1} \frac{1}{2} \left\{ -\left(\frac{A^*}{D^*}\right) + \sqrt{\left(\frac{A^*}{D^*}\right)^2 + 4 \left(\frac{E^*}{D^*}\right)} \right\} \end{aligned} \quad (16)$$

ここで、 D , D^* , E , E^* は

$$\left. \begin{aligned} D^* &\equiv \frac{D}{(\rho_{\infty} W_{\infty}^2)_{1g}} = \left(\frac{\kappa-1}{2\kappa} \right)_2 B^* - \left(\frac{\kappa+1}{2\kappa} \right)_{1g} \frac{R_2}{R_g} \frac{1}{\lambda_{\infty 1g}^2} \\ &\times \frac{T_2^*}{T_{1g}^*} \frac{C^{*2}}{B^*} \end{aligned} \right\} \\ E^* &\equiv \frac{E}{(\rho_{\infty} W_{\infty}^2)_{1g}} = \left(\frac{\kappa+1}{2\kappa} \right)_2 B^* \quad (17) \end{aligned}$$

α_2 が求まれば以下の式で断面 2 の密度 ρ_2 、速度 W_2 、全温 T_2^* 、無次元速度 λ_2 、全压 P_2^* を計算できる。

$$\frac{\rho_2}{\rho_{\infty 1g}} = \frac{C^{*2}}{B^*} \tan \alpha_2 \quad (18)$$

$$\frac{W_2}{W_{\infty 1g}} = \frac{B^*}{C^*} \frac{1}{\sin \alpha_2} \quad (19)$$

$$\frac{T_2^*}{T_{1g}^*} = \left(1 + \frac{c_{pg}}{c_{pg}} \frac{T_{1g}^*}{T_{1g}^*} \bar{G} \right) \frac{c_{pg}}{c_{p2}} \left(\frac{1}{1 + \bar{G}} \right) \quad (20)$$

$$\frac{\lambda_2}{\lambda_{\infty 1g}} = \left(\frac{W_2}{W_{\infty 1g}} \right) \sqrt{\frac{\bar{T}_2^*}{\bar{T}_{1g}^*}} \sqrt{\frac{\left(\frac{\kappa}{\kappa+1} R \right)_2}{\left(\frac{\kappa}{\kappa+1} R \right)_g}} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \frac{P_2^*}{P_{\infty 1g}^*} &= \frac{R_2}{R_g} \cdot \frac{\rho_2}{\rho_{\infty 1g}} \cdot \frac{T_2^*}{T_{1g}^*} \\ &\times \frac{\left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{\infty 1g}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}{\left[\left\{ 1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \left(\lambda_{\infty 1g} \frac{\lambda_2}{\lambda_{\infty 1g}} \right)^2 \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \right]_2} \quad (22) \end{aligned}$$

ここで、

$$\bar{G} = G_{1a} / G_{1g} \quad (20a)$$

c_{p2} 、 R_2 はダルトンの法則より式 (5) を用いて、

$$c_{p2} = \frac{c_{pg} + c_{pa} \bar{G}}{1 + \bar{G}} \quad (5a)$$

$$R_2 = \frac{R_g + R_a \bar{G}}{1 + \bar{G}} \quad (5b)$$

κ_2 は $\left(\frac{\kappa}{\kappa-1} A R \right)_2 = c_{p2}$ より、

$$\kappa_2 = \left\{ \frac{1 + \frac{c_{pa}}{c_{pg}} \bar{G}}{1 + \frac{c_{pa}}{c_{pg}} \frac{\kappa_g}{\kappa_a} \bar{G}} \right\} \kappa_g \quad (5c)$$

を用いる。

2.6 二次空気のある場合の翼列損失の表示式

主流の他に二次流のある場合の翼列の損失を次式で表わされる運動エネルギー損失 (kinetic energy loss) e_2 と全圧損失 (total pressure loss) ω_2 を定義する。図 1 の $T-s$ 線図を参考にして、

$$e_2 \equiv 1 - \frac{\Delta h_2}{\Delta h_{g, ad}} = 1 - \left(\frac{W_2}{W_{g, ad}} \right)^2 \quad (23)$$

$$\omega_2 \equiv \frac{P_{og}^* - P_2^*}{P_{og}^* - p_2} \quad (24)$$

ここで、 Δh_2 は翼列出口混合後の状態 (断面 2) においてガスのもつ速度エネルギーであり、 $\Delta h_{g, ad}$ は主流ガスが翼列入口状態 (断面 0) から翼列出口混合状態 (断面 2) の静圧 P_2 まで理想的に断熱膨張したと仮定したときにもつ速度エネルギーである。したがって、 e_2 は翼列流路内のエネルギー損失および翼列出口における混合によるエネルギー損失を含む。一方、 ω_2 は翼列の主流ガスに着目した主流ガスの全圧損失である。

式 (23) より e_2 は次式で表わされる。

$$e_2 = 1 - \frac{c_{p2} T_2^* \left\{ 1 - \left(\frac{P_2}{P_2^*} \right)^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} \right\}}{c_{pg} T_{0g}^* \left\{ 1 - \left(\frac{P_2}{P_{0g}^*} \right)^{\frac{\kappa_g-1}{\kappa_g}} \right\}} \quad (23a)$$

一方、 ω_2 は翼列入口全圧 (一様と仮定) P_{og}^* を翼列出口 (断面 1) の境界層外の主流全圧 $P_{\infty 1g}^*$ と等しいと仮定すれば、式 (24) より、

$$\omega_2 = \frac{P_{\infty 1g}^* - P_2^*}{P_{\infty 1g}^* - p_2} \quad (24a)$$

となる。

2.7 翼列損失 (ω_2 , e_2) の圧縮流解

主流ガスおよび二次空気がそれぞれ任意の速度 $\lambda_{\infty 1g}$, $\lambda_{\infty 1a}$ をもつ場合の e_2 , ω_2 は前項 2.5 で得られる解を式 (23a) と式 (24a) に代入することにより求まる。

2.8 翼列損失 (ω_2 , e_2) の非圧縮流解

$\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$ の非圧縮流の場合、次の closed 形の解析式が得られる。(式の導出は、付録 B 参照); ω_2 に対し、

$$\omega_2 = 1 - \frac{\frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}(1+B)^2}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2} \sin^2 \alpha_{1g} + (1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2 \frac{(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})^2}{(1+\bar{c}_p \bar{G})^2} \cos^2 \alpha_{1g}}{1 + 2[(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2 \frac{(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})}{(1+\bar{c}_p \bar{G})} - (1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}(1+A)] \cos^2 \alpha_{1g} - t^* C_{pk} + f^*(C_{pa} - C_{pk})}$$

(25)

ここで、 A , B は

$$A = \bar{G}^2 \bar{T}^* \frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(f^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}}{(f^*-\delta^*)_{1g}^2(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}} \quad (26)$$

$$B = A \frac{\tan \alpha_{1a}}{\tan \alpha_{1g}} \quad (27)$$

で表わされるものである。

一方、 ϵ_2 は次式に式(25)を代入すること

により計算できる。

$$\epsilon_2 = 1 - \frac{(1-\omega_2)}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} \frac{\frac{1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G}}{1+\bar{c}_p \bar{G}}}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})} \quad (28)$$

とくに、 $\bar{T}^*=1.0$ または $\bar{G}=0$ の時、

$$\omega_2 = \frac{\epsilon_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} \quad (29)$$

2.9 翼列流出角 α_2 の圧縮流解と非圧縮流解

α_2 の圧縮流解は式(16)で示されるものである。

一方、非圧縮流解は次式で表わされる（付録B参照）。

$$\alpha_2 = \tan^{-1} \left\{ \frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}(1+B)(1+\bar{c}_p \bar{G})}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})} \tan \alpha_{1g} \right\} \quad (30)$$

とくに、Straight back 翼に対しては

$$\alpha_2 = \tan^{-1} \left[\frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}(1+B)(1+\bar{c}_p \bar{G})}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})} \times \tan \left\{ \cos^{-1} \left(\frac{\theta}{1-t^*} \right) \right\} \right] \quad (31)$$

で表わされる。

また、上の非圧縮流解の式(30)を用いて非圧縮流れにおける α_2 の変化を $\bar{G}=0$ のときの α_2 ($\alpha_{2,\bar{G}=0}$ とかく)との差 ($\alpha_2 - \alpha_{2,\bar{G}=0}$) で表わせば、近似的に

$$\alpha_2 - \alpha_{2,\bar{G}=0} = \tan^{-1} \left[\frac{1}{1-t^*} \left\{ 1 + \left(\bar{T}^* \frac{1-t^*}{f^*} \bar{G} - \frac{\tan \alpha_{1a}}{\tan \alpha_{1g}} \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. - 1 - \bar{T}^* \bar{G} \right) \tan \alpha_{1g} \right\} \right] \Big|_{\bar{G}=0} \quad (32)$$

が得られる。

3. 以下の計算で用いる翼後縁部での境界層内の速度分布形状について

以後の計算では翼後縁部における翼表面境界層内速度分布として、一例としていわゆる $1/7$ 乗則で表わされる速度分布を仮定する。この速度分布形状を仮定することは、境界層の形状係数である H が境界層の運動量厚さ θ または排除厚さ δ のどちらかと、境界層外の流速 λ_∞ とで一義的にきまることを意味する。本報での計算では翼表面速度分布形状は正圧側、負圧側とも、この $1/7$ 乗則で表される速度分布形状をもつものとした。なお、この速度分布形状は平板上の乱流速度分布を近似的に表わすものであるが、翼後縁部の翼表面上の速度分布形状もほぼこの $1/7$ 乗則で表わされることが報告されており³⁾⁻⁵⁾ したがって W.L. Stewart の翼列特性の計算等にも採用されている²⁾。

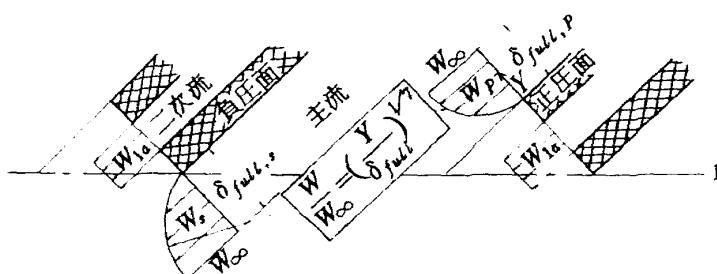


図 2 計算に用いた主流側および二次流側の速度分布形状

一方、二次空気側の境界層内速度分布に関してはその流路幅が狭いこともあるて実際どのような分布形状をもっているかは不明である。付録 A にいくつかの速度分布に対する形状係数 H などについて示したが、速度分布形状によって同じ θ 、 λ_∞ のときでも H の値が著しく

異なる。（ただし、これらの係数の計算結果全範囲について安定な流れが実在するかどうかは別問題である。本報では簡単のために境界層は存在しないとして $\theta_{1g} = \delta_{1g} = 0$ とした。すなわち、二次流側では図 2 に示されるような速度分布をもつと仮定した。）

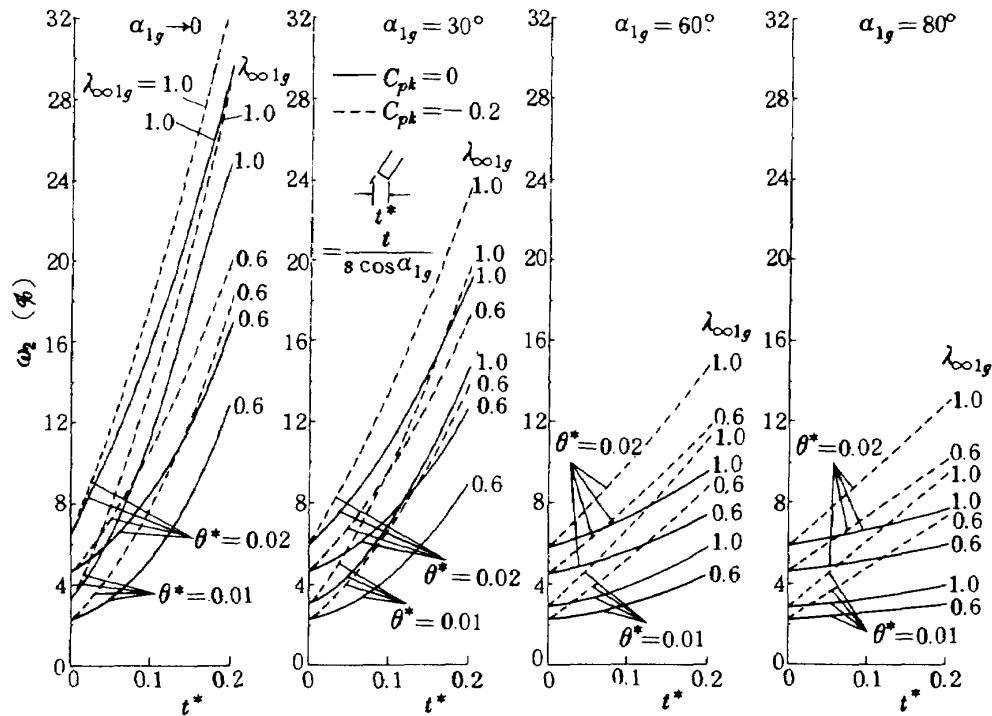


図 3(a) $\omega_2 \sim t^*$ ($\bar{G}=0$)

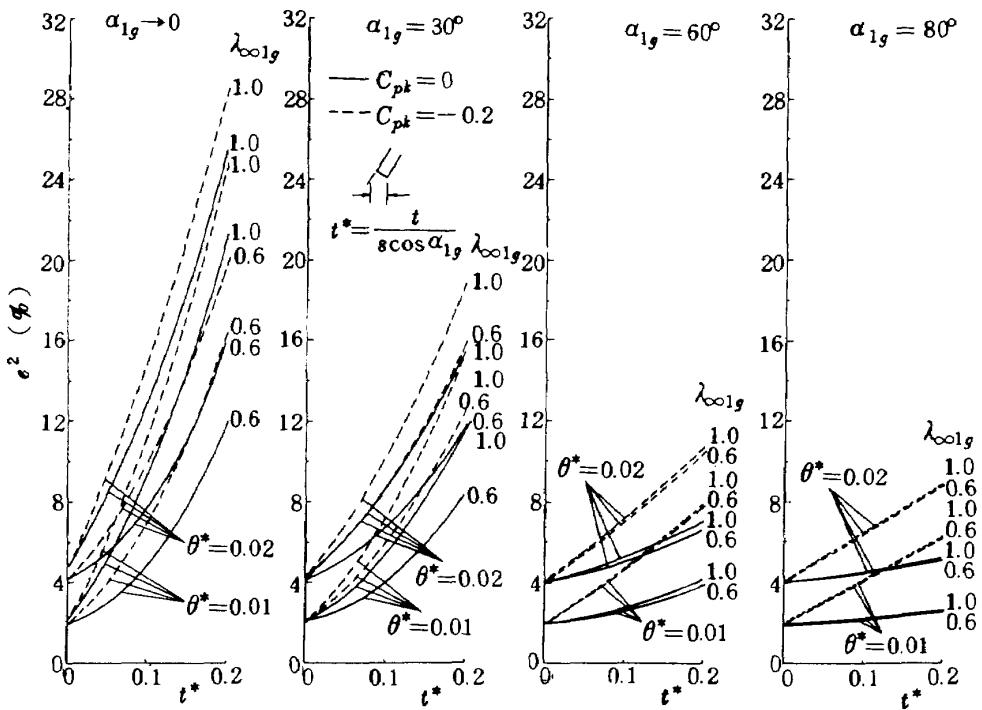


図 3(b) $\epsilon^2 \sim t^*$ ($\bar{G}=0$)

4. 二次空気のない場合 ($\bar{G} = 0$) の計算結果と考察

4.1 翼列損失 e_2 , ω_2 に及ぼす翼境界層運動量厚さ θ_{1g}^* , 翼後縁厚さ t^* , 翼列出口での無次元流出速度 $\lambda_{\infty 1g}$, および流出角度 α_{1g} , 翼後縁端面圧力 C_{pk} の影響 ($f^*=0$)

図3に $\theta^* = 1\%$, 2% ; $t^* = 0 \sim 20\%$; $\lambda_{\infty 1g} = 0.6$, 1.0 ; $\alpha_{1g} = 0^\circ$, 30° , 60° , 80° ; $C_{pk} = 0$, -0.2 の場合の e_2 , ω_2 の計算結果を示す。それぞれのパラメータの e_2 , ω_2 へ及ぼす影響の大きさがわかる。おもな結果は次のとおり；

(1) 翼端面圧力 C_{pk} の翼列損失に及ぼす影響は C_{pk} が減少するにつれ損失が増す。そしてその影響の度合は

t^* ($= t/s \cos \alpha_{1g}$) が大きいほど大きくなる。

(2) 流出角度 α_{1g} が 60° より大きくなると、 e_2 はほとんど無次元流出速度 $\lambda_{\infty 1g}$ に影響をうけない。したがって、 $\alpha_{1g} \geq 60^\circ$ の翼列では低速から高速領域までの e_2 の値として、非圧縮流に対する解析解 $e_2 \xrightarrow{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0}$ の値で近似できる。

(3) $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$ の場合には、2.8項で示したように $e_2 = \omega_2$ になる。

前記の結果(1)はまた翼列後縁厚さによる翼列損失の理論式に翼後縁端面圧 C_{pk} の因子を含めるべきことを意味している。Stewart²⁾, Ainley & Mathieson²⁹⁾ (Reeman & Simonis), Shlichting の後縁厚さ

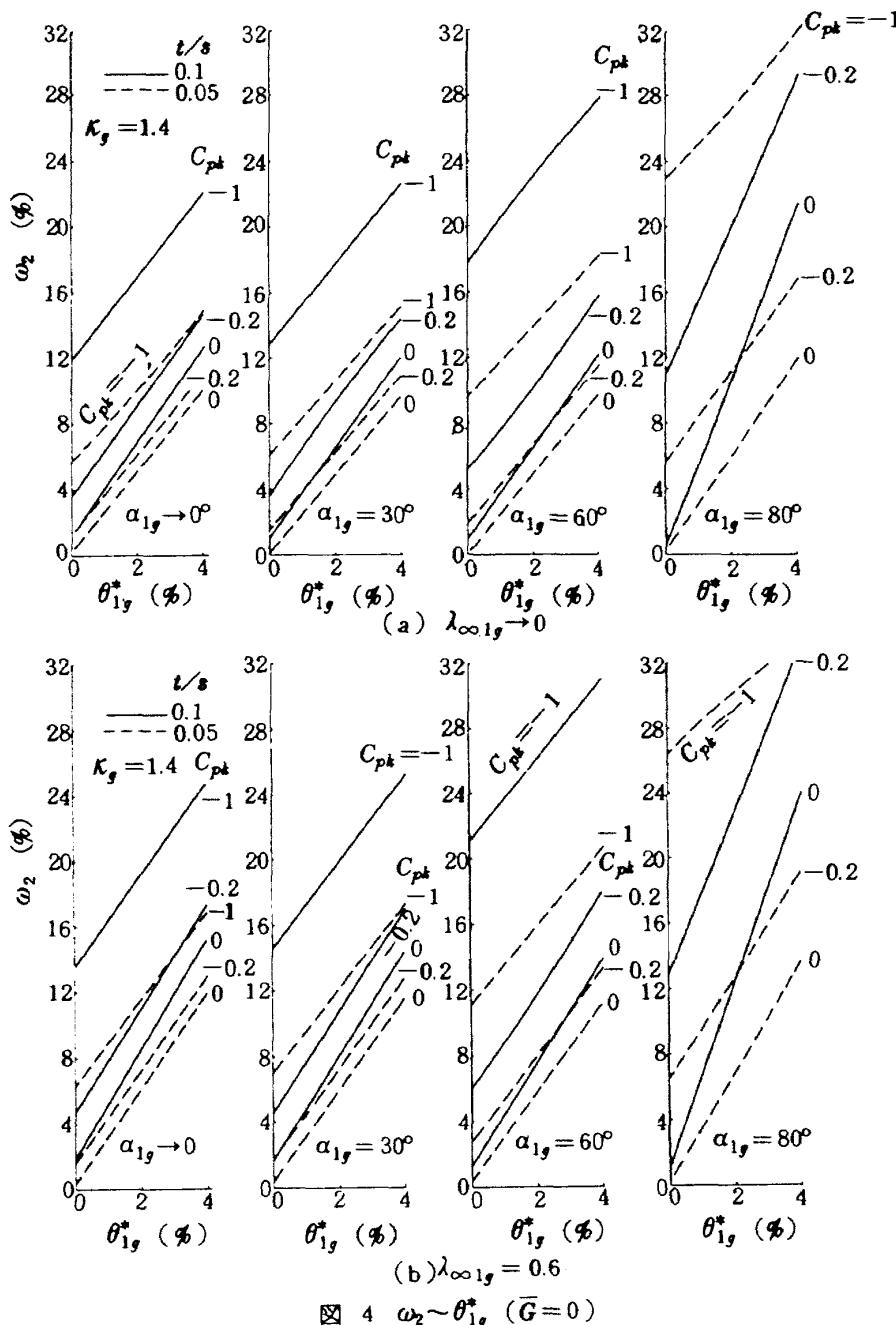


図 4 $\omega_2 \sim \theta_{1g}^*$ ($\bar{G} = 0$)

による翼列損失係数（以下添字 t/s をつけて $\Delta e_{2,t/s}$ および $\Delta \omega_{2,t/s}$ と示す）はこの因子を考慮しておらず、本報の e_2 , ω_2 の式で $C_{pk} = 0$ とした場合に一致する。一方、ЗАРЯНКИН³¹⁾ は C_{pk} を考慮した後縁厚みによる翼列損失係数の式を提示しているが、この式は本報の非圧縮流に対する式（25）から近似的に導くことができる。

図4, 5は ω_2 , e_2 に対する境界層運動量厚さ θ_{1g}^* の影響を $\alpha_{1g} = 0^\circ \sim 80^\circ$ の範囲で計算したものである。ある流出角 α_{1g} をもつ翼列に及ぼす後縁下流でおこる混合損失は θ_{1g}^* , t/s , $\lambda\infty_{1g}$ の他 C_{pk} にも大きく依存しており、 t/s および $\lambda\infty_{1g}$ が大きいほど C_{pk} の

影響は拡大されることがわかる。また、同じ θ_{1g}^* , t/s , C_{pk} の値に対する ω_2 は $\alpha\infty_{1g} \geq 80^\circ$, $\lambda\infty_{1g} \geq 1$ によりその変化の様子が異なる。

なお、とくに $C_{pk} = 0$ の場合図4, 5の計算結果は Stewart²⁾ の計算結果に一致する。

いま、ある後縁厚さ比 t/s をもつ翼列の設定角度（したがって流出角度 α_{1g} ）を種々に変えたとき、翼列出口以降での混合損失がいかに変化するかを図6に示す。横軸には流出角度 α_{1g} 、縦軸には $\alpha_{1g} = 0^\circ$ のときの ω_2 （または e_2 ）に対する ω_2 （または e_2 ）を示す。パラメータとしては t/s の他、無次元流出速度 $\lambda\infty_{1g}$ ($= 0 \sim 1.2$) および C_{pk} ($= 0, -0.2$) をとった。なお、 θ^* は

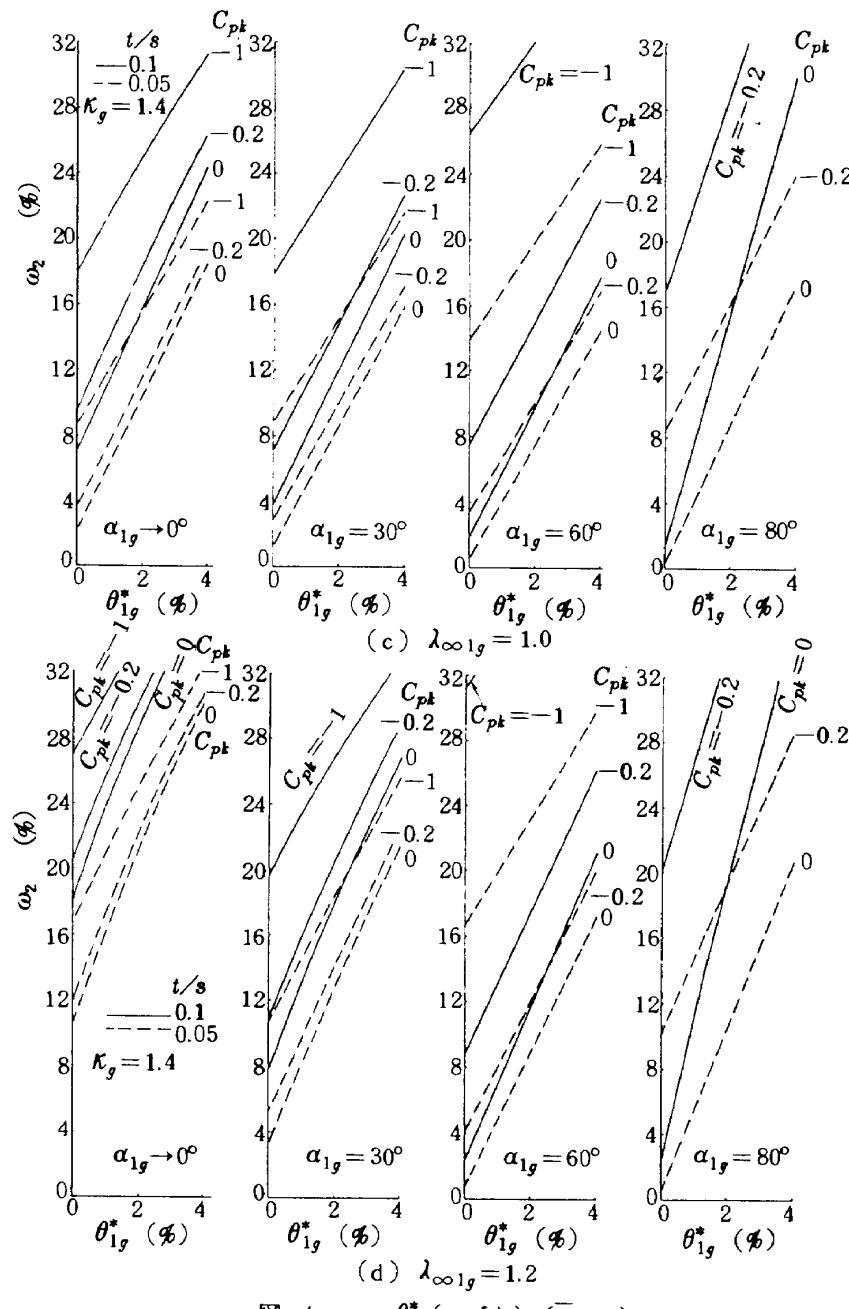


図 4 $\omega_2 \sim \theta_{1g}^*$ (つづき) ($\bar{G}=0$)

一定 ($\theta^* = 0.02$) として計算した。

図 6 から次のことがいえる；

ω_2 および e_2 とも α_{1g} が大きくなるにつれてわずかに減少する傾向がみられ、 α_{1g} がおよそ 70° をこえると

急激に損失が増加する。

とくに、空冷タービンの翼列のように α_{1g} が 70° 前後であり、かつ t/s が比較的大きい翼列では上記の損失の急増に注意を要する。さらに転向角を増すことにより翼

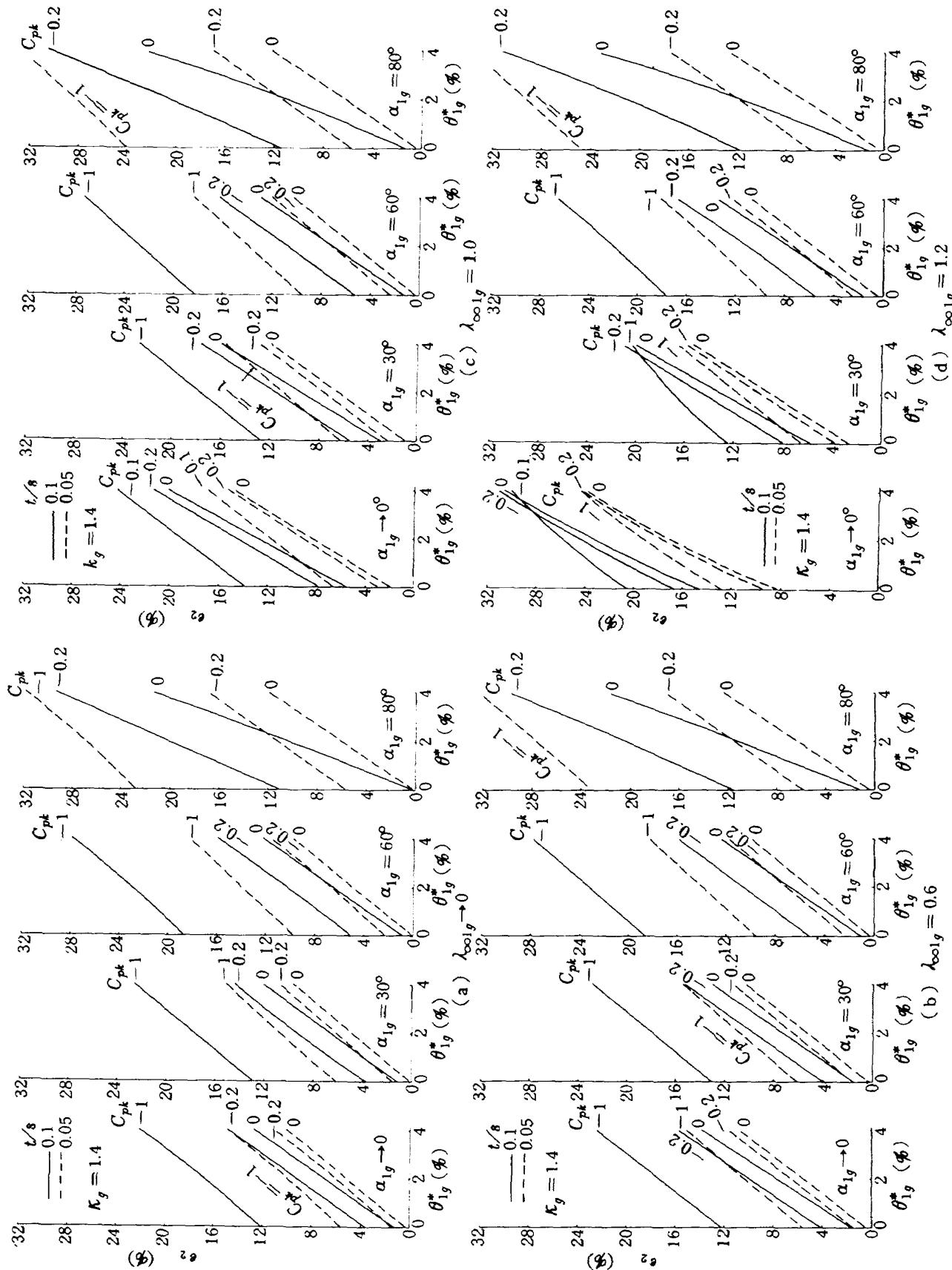


図 5 $e_1 \sim \theta_{1g}^*$ ($\bar{G} = 0$)

負荷を増大させる際には t/s をできるだけ小さくとるなどの対策が望まれる。

上記の傾向は Reeman and Simonisによる後縁厚さ

による翼列損失の計算結果にも一部みられる。(文献 [29] Fig. 13 参照)。

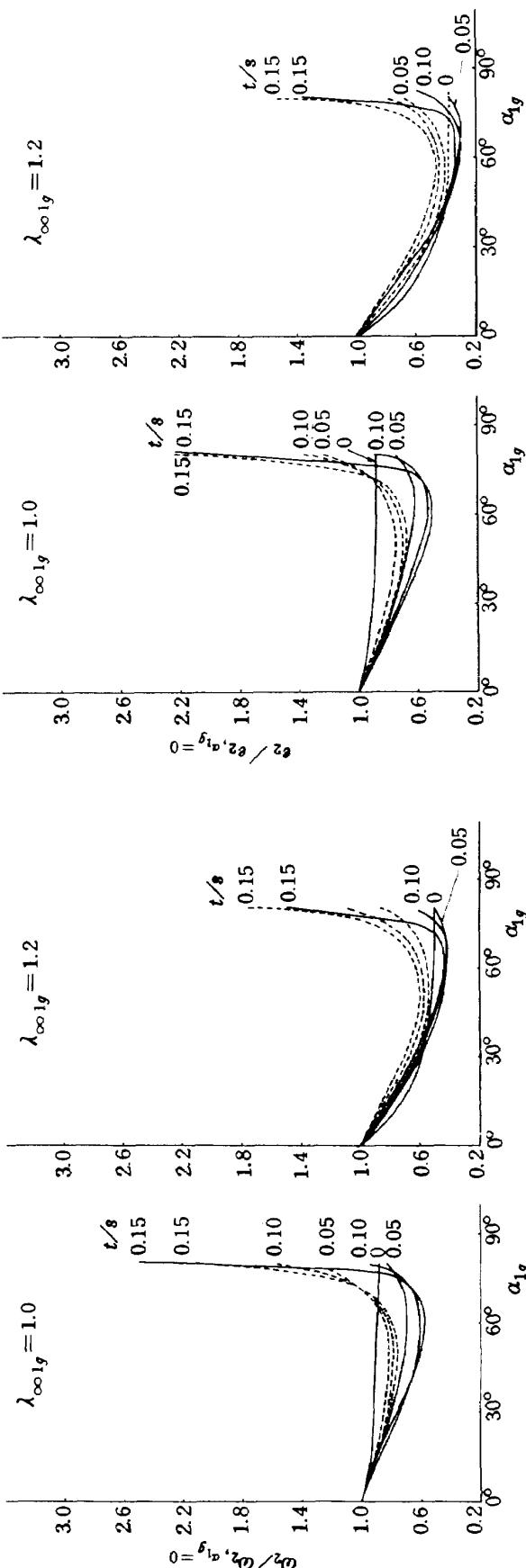
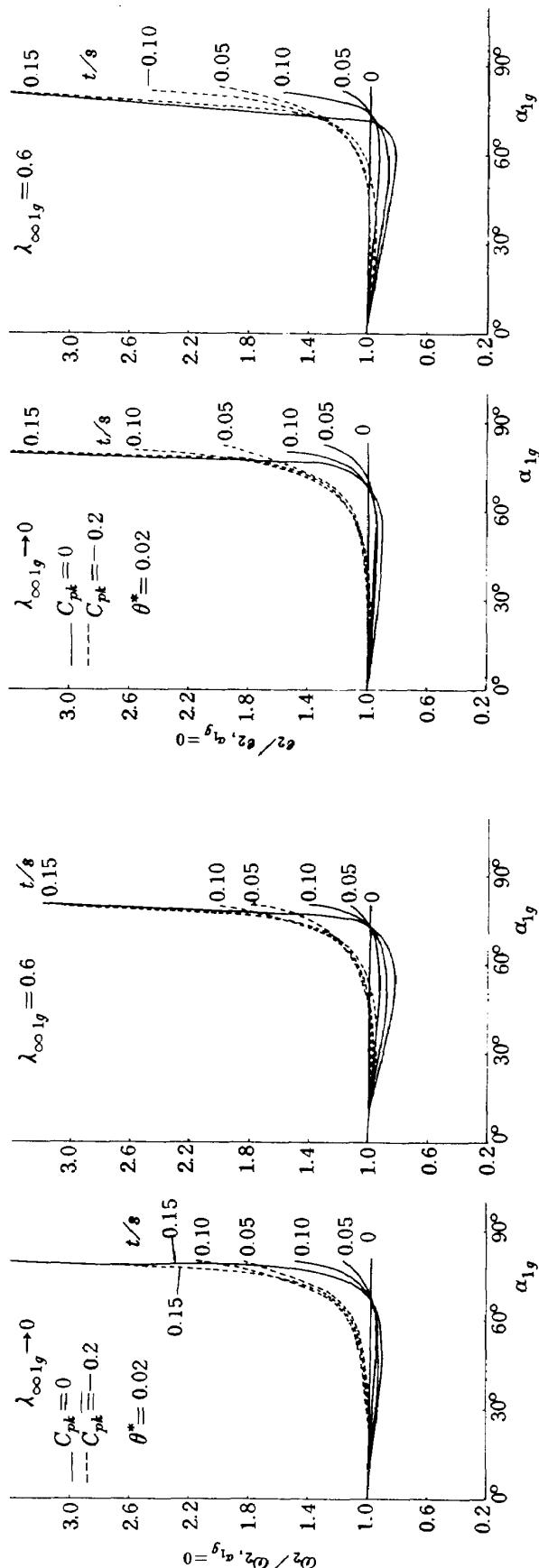


図 6 (a) $\omega_2 / \omega_2, \alpha_1g = 0$ ($\bar{G} = 0$)
図 6 (b) $\epsilon_2 / \epsilon_2, \alpha_1g = 0$ ($\bar{G} = 0$)

4.2 流出角 α_2 に及ぼす θ_{1g}^* , t/s , $\lambda\infty_{1g}$, α_{1g} , C_{pk} の影響

図 7 に $\theta_{1g}^* = 0.02, 0.04$; $t/s = 0.1, 0.05$; $\lambda\infty_{1g} = 0 \sim 1.5$; $\alpha_{1g} = 30^\circ, 60^\circ$; $C_{pk} = 0, -0.2, -1.0$ の計算結果を示す。縦軸は $\Delta\alpha_{1g}$ (= $\alpha_2 - \alpha_{1g}$)。

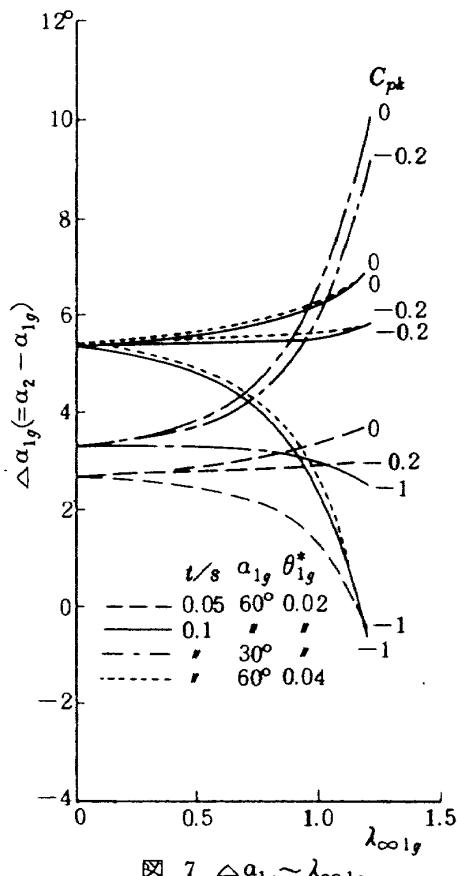


図 7 $\Delta\alpha_{1g} \sim \lambda\infty_{1g}$

$\alpha_2 - \alpha_{1g}$), すなわち後縁部下流での混合による角度変化分をとった。その結果,

- (1) 境界層運動量厚さ θ^* の影響は無視できる。
- (2) 後縁厚さ t/s が大きいほど $\Delta\alpha_{1g}$ は大きい。
- (3) 無次元流出速度 $\lambda\infty_{1g} \leq 0.5$ では $\lambda\infty_{1g}$ による $\Delta\alpha_{1g}$ の変化は小さいが, $\lambda\infty_{1g} > 0.5$ では $\Delta\alpha_{1g}$ の変化は大きい。
- (4) その変化の様子は C_{pk} の値による; $C_{pk} = 0, -0.2$ では $\lambda\infty_{1g}$ と共に α_2 は非圧縮 ($\lambda\infty_{1g} \rightarrow 0$) 時の α_2 より大きくなるが, $C_{pk} = -1$ と小さくなると $\lambda\infty_{1g}$ の増大と共に α_2 は急激に減少する。平板や翼列の後縁端面圧の実験(付図 3 参照)では後縁部の局的な流れが音速に達したとき衝撃波の発生のために端面圧が急激に低下することがわかっている。したがってこの時には翼列の流出角度は減少するものと考えられる(図 13 参照)。

- (5) $\lambda\infty_{1g}$ が小さくなるにつれて $\Delta\alpha_{1g}$ に及ぼす C_{pk} の影響は小さくなり, $\lambda\infty_{1g} < 0.5$ ではその影響は無視できる。

4.3 超音速流の翼列特性

翼列のスロート部の流れが音速に達し, 翼列がチヨークし, さらに超音速流になった場合の翼列損失や翼列流出角度などの翼列特性についての理論的, 実験的な研究は数少く,⁵⁵⁾⁻⁵⁹⁾ 未知なことが多い。とくに Hauser⁵⁷⁾ はターピン翼列出口断面 2 でのガス流出角度 α_2 を計算する種々の方法を提示し, 実験と比較したが, どの方法も満足な結果を与えたなかった。ここでは本報の方法を超音速流 $\lambda\infty_{1g} > 1$ にまで適用し, 翼列の損失および流

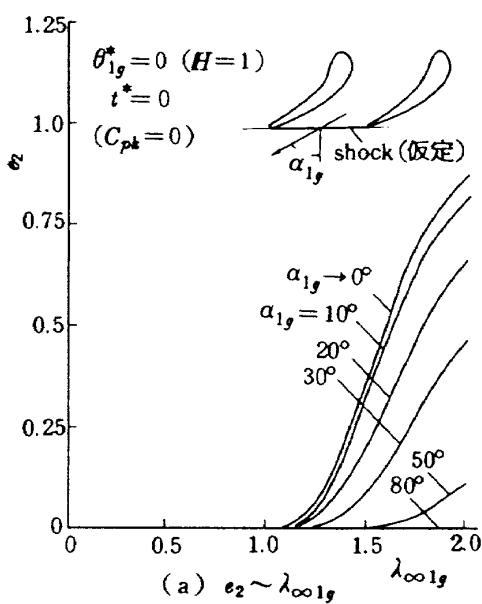


図 8(a) $\alpha_2 \sim \lambda\infty_{1g}$

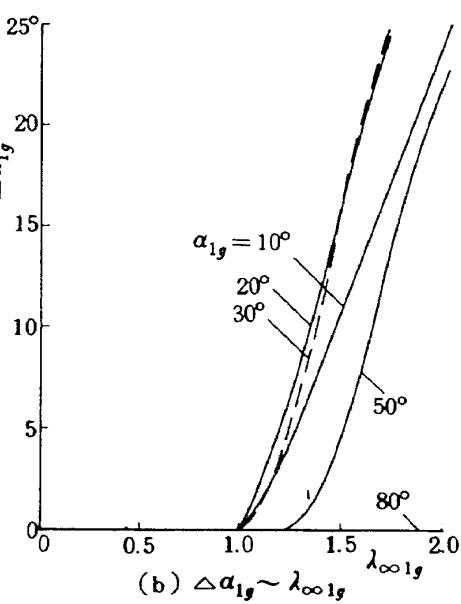


図 8(b) $\Delta\alpha_{1g} \sim \lambda\infty_{1g}$

出角度の変化を計算した；超音速 ($\lambda_{\infty 1g} > 1.0$)においては $\alpha_{1g} = 0^\circ$ のとき垂直衝撃波解 (Normal Shock Solution) を、また $0^\circ < \alpha_{1g} < 90^\circ$ のとき斜め衝撃波解 (Oblique Shock Solution) を求めることがある。以下の計算では計算例として $C_{pk} = 0$ とした。

図 8 に超音速翼列の損失特性 e_2 および流出角の偏差 $\Delta\alpha_{1g}$ ($\equiv \alpha_2 - \alpha_{1g}$) 特性に及ぼす α_{1g} (α_{1g} は衝撃波の上流の風向に相当) の影響を示す。境界層厚みは $\theta_{1g}^* = 0$ ($H = 1.0$)、後縁厚み $t^* = 0$ とする。 α_{1g} が小さいほど衝撃波損失は大きく、 $\alpha_{1g} > 60^\circ$ では殆んどない。しかし、 $\Delta\alpha_{1g}$ は超音速流では全 α_{1g} において大きい。

図 9 (a) および (b) に境界層運動量厚さ θ_{1g}^* および形状係数 H の影響を示す。 $\lambda_{\infty 1g} > 1.0$ における θ_{1g}^* の e_2 および $\Delta\alpha_{1g}$ に及ぼす影響は無視できない大きさである。とくに、 $\lambda_{\infty 1g}$ が 1.0 の近傍では e_2 に及ぼす θ_{1g}^* の影響は大きい。一方、 H の e_2 および $\Delta\alpha_{1g}$ に及ぼす影響は小さい。

4.4 実験との比較

(a) 翼列損失特性に及ぼす C_{pk} の影響

翼列の C_{pk} については未知である。しかし翼列の C_{pk} は本質的には单板の端面圧 (base pressure) とは異なると思われる。

いま、計算例として丸い後縁形状をもつ翼列の損失 e_2 を、半円の後縁形状に対する端面圧の実験値 (付図 3 参照) を用いて、種々のパラメータについて計算した。その結果を図 10 (a) に示す。一方、丸い後縁形状をもつ翼

列の損失特性の実験値⁵³⁾を図 10 (b) にピッチ比 (%) をパラメータにして示す。たとえば翼列のピッチが広がったとき、 t^* としては小さくなり、またその時境界層厚さ θ_{1g} があまり変化しないとすれば θ_{1g}^* も小さくなることに相当する。このことを考慮して図 10 (a) と (b) を比較したとき、計算値と実験値の傾向は非常に近似している。この C_{pk} の変化を考慮しない場合 ($C_{pk} = 0$) の計算値も図 10 (a) の 8 に示した。

また、各種の後縁形状に対する端面圧の実験結果 (付図 2) を用いて、同様に翼列としての損失特性を計算した結果を図 11 (a) に示す。図 11 (b) にはやはり文献 [53] の種々の後縁形状をもつ翼列の実験結果を示す。後縁形状 1, 2 に対する計算結果と実験結果の傾向は非常によく一致している。丸い後縁形状の方が角ばったものにくらべ(低マッハ数で早く衝撃波を生ずるため) $M_{\infty 1g} = 0.6 \sim 1.0$ で翼列損失が大きい。図 11 (b) の後縁形状 4 のように後縁がとがったものは、前述の図 10 (a) の $t^* = 0.01$ でみられたような C_{pk} の影響が少くなる傾向を示している。また、後縁部スリット吹出しになった空冷ターピン翼のように後縁部が空洞 (Cavity) になった翼列の損失は ($G = 0$ の場合には) 図 11 (a) の曲線 3 のように高マッハ数では比較的小さい。

Stewart²⁾は e_2 は流れのマッハ数に殆んど影響を受けないと述べているが、端面圧 C_{pk} の実際のふるまいを考慮すれば実際の e_2 (翼形状損失 + 後縁形状損失 + 混合損失) は上述のごとく流れのマッハ数により変化するだろう。流れの局所マッハ数が 1.0 に達したときの C_{pk}

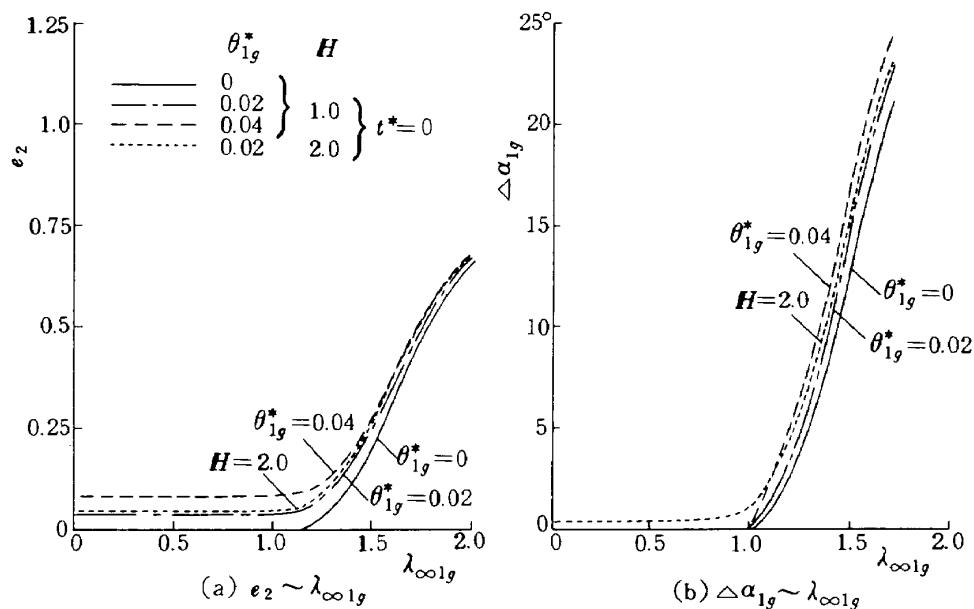


図 9 超音速翼列の e_2 , $\Delta\alpha_{1g}$ に及ぼす境界層の影響

の急激な減少（翼列損失の増大）は流れに衝撃波が生じたことによるものと考えられているが、図10および11にみられたような翼列損失特性は Craig & Cox⁵⁴⁾, Bogomolov,⁴⁸⁾ Foster⁵⁶⁾ の翼列実験にも見られる。たとえば、Bogomolov⁴⁸⁾（付図3）によると $\lambda_{\infty 1g}$ が 1.0 に近づくと C_{pk} が -1.0 近くまで急減するが、この場合を図5(c)の $\alpha_{1g} = 60^\circ$ の翼列損失 e_2 でみると、 e_2 は 20 % 以上に達することがわかる。このことは翼プロフィル効率 ($= 1 - e_2$) が 80 % 以下に下がることを示しているが、この現象は Craig の文献⁵⁴⁾にもみられる。

なお、前述 4.3 項でも述べたように、この衝撃波発生

時の C_{pk} の急激な減少は翼列出口翼列損失と共に流出角 α_2 の減少をもたらす。

しかし、Bogomolov の実験⁴⁸⁾のようにこの C_{pk} の減少にかかわらず、後縁のウェイク幅が $\frac{1}{3}$ 程度に減少するため、かえって翼列損失は減少するという実験結果も報告されている。

(b) α_2 に及ぼす後縁厚み t の影響

翼スロート部から翼後縁部に至る翼負圧表面にわん曲がない、いわゆる straight-back 翼に対する流出角 α_2 と $\cos^{-1}(%)$ の関係を調べる。付録Bの式(B-19)で述べたように α_2 に及ぼす主な因子は翼列ピッチに対する

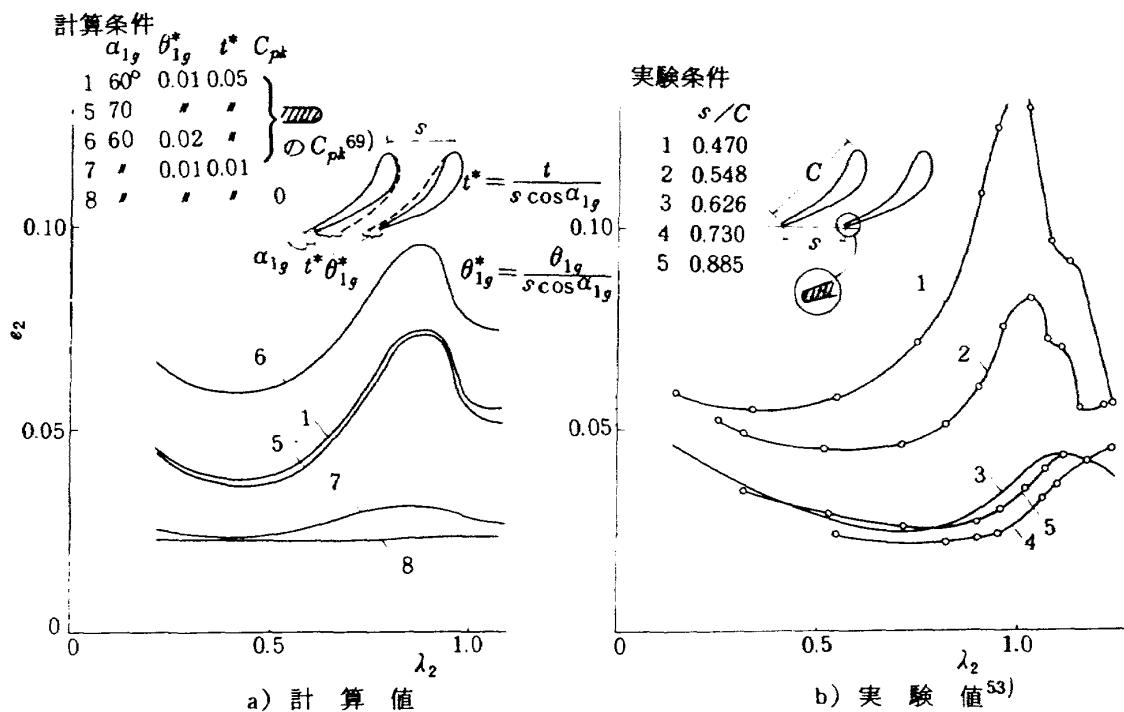


図 10 C_{pk} の影響(翼配備をえた場合)

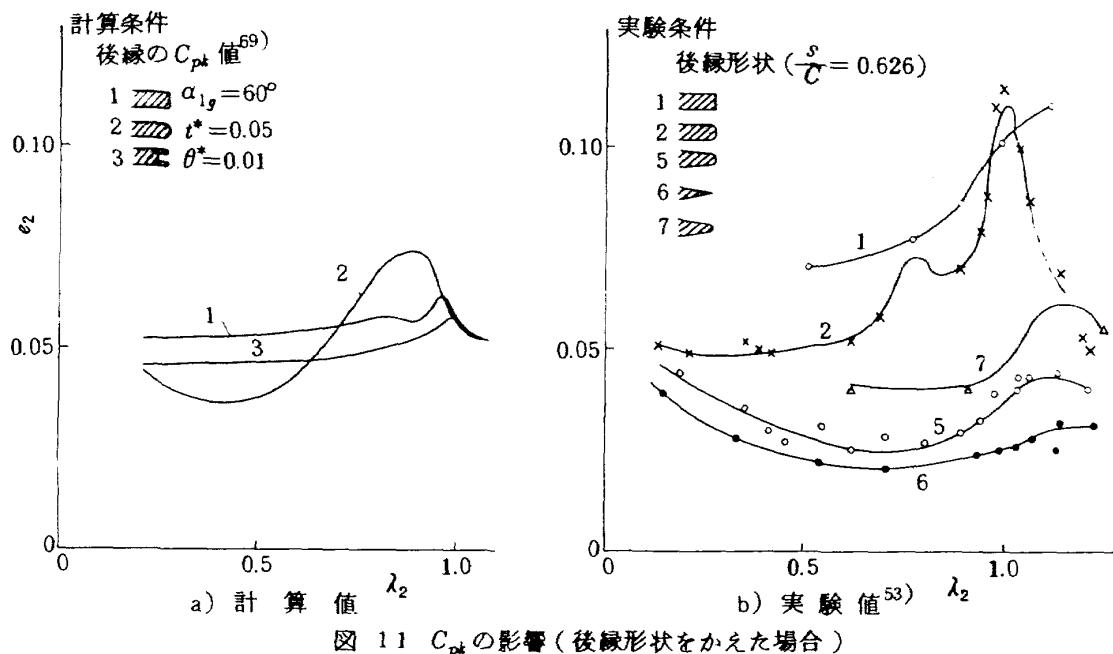


図 11 C_{pk} の影響(後縁形状をえた場合)

るスロート幅 θ_s と後縁厚み比 t_s である。図 12 に $\cos^{-1}(\theta_s)$ に対する α_2 の計算値を示す。 t_s はパラメータとして示した。 α_2 の計算値としては α_2 の値そのものその他に、偏差角 $\{\alpha_2 - \cos^{-1}(\theta_s)\}$ も示した。計算条件は図中に示すとおり、非圧縮流 ($\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$) とし、式(31)を用いて計算した。図中の破線は Ainley ら²⁸の非圧縮流の領域 ($\lambda_{\infty 1g} \leq 0.5$) での翼列実験結果を示す。

図 12 の計算結果は翼後縁厚さ比 t_s が大きいほど、流出角 α_2 は小さくなる傾向を示している。このことは Ainley らの結果には表われていないことであるが、従来の非冷却翼にくらべて後縁厚さが厚い冷却翼では、翼流出角度 α_2 が従来の翼列実験結果から予想される α_2 にくらべ小さくなる傾向があることを示している。しかし、 $\cos^{-1}(\theta_s) \geq 70^\circ$ ではその t_s による差はあまり大きくない。また、偏差角 $\{\alpha_2 - \cos^{-1}(\theta_s)\}$ は $\cos^{-1}(\theta_s)$ の増大と共に減少することがわかる。

なお、計算値が実験値にくらべ $\Delta \alpha_{1g}$ は一般に大きい。これは実際の翼列では翼スロート部から翼後縁部までの間の正圧側および負圧側の翼表面圧が異なっており、計算ではこの圧力差による流れの偏向を考慮していないことにも一原因があると考えられる。

(c) 超音速流での翼列の流出角度

後縁部が半円断面形をもつターピン翼列の超音速流の領域における偏差角の計算値と実験値の比較を図 13 に

示す。計算では、 C_{pk} をパラメータとして示した。 C_{pk} が -0.5 , -1.0 , -1.5 の場合、 $\Delta \alpha_{1g}$ は $\lambda_{\infty 1g}$ の増大と共に減少する。△印は丸い後縁形状をもつターピン翼列の Hauser ら⁵⁷の実験値を示す。

5. 二次空気のある場合 ($\bar{G} \neq 0$) の計算結果と考察

5.1 後縁吹出し翼列の損失の成分

図 14 は後縁吹出し翼列の損失特性に及ぼす種々のパラメータの影響の大きさを示す計算例である。横軸に主流の $\lambda_{\infty 1g}$ をとる。実線は ω_2 を示し、破線は e_2 を示す。翼列の流出角 α_{1g} は 70° とした。

線 1 は後縁厚さ t^* も境界層運動量厚さ θ_{1g}^* も二次空気もない ($\bar{G} = 0$) 場合で、かつ後縁端面圧も主流の静圧に等しい ($C_{pk} = 0$, $f = 0$) と仮定した場合の計算値を示す。この場合 $e_2 = \omega_2 = 0$ である。一方、線 2 は上記パラメータのうち、 $\theta_{1g}^* = 0.02$ とした場合で、 e_2 , ω_2 とも線 1 にくらべかなり増大する。さらに、後縁厚みもあり $t^* = 0.1$ とした場合の計算値を線 3 で示す。後縁厚みによる損失が加わり、 e_2 , ω_2 がさらに大きくなる。次に、いま後縁端面圧が主流圧力より低くて、例えば $C_{pk} = -0.2$ ($f = 0$) と仮定した場合の計算値を線 4 に示したが、この場合、線 3 にくらべてさらに後縁厚さによる損失が増大することになる。ところで、今後縁部から 2 % の二次空気量 ($\bar{G} = 0.02$) の噴出が加わ

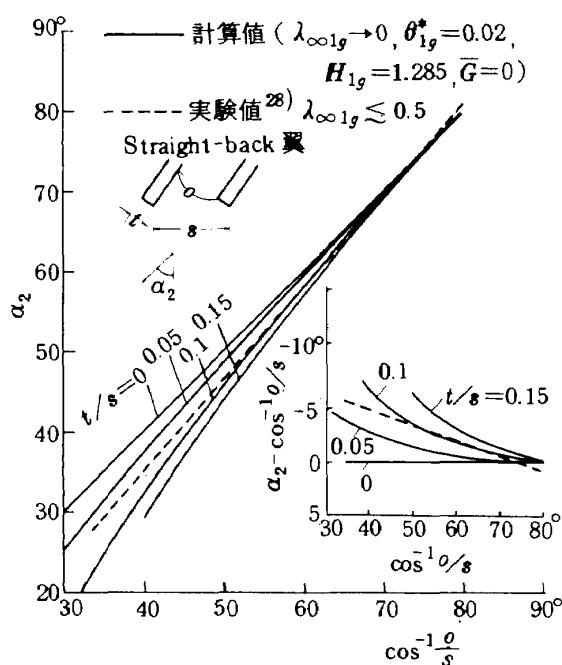


図 12 α_2 に及ぼす後縁厚み t の影響

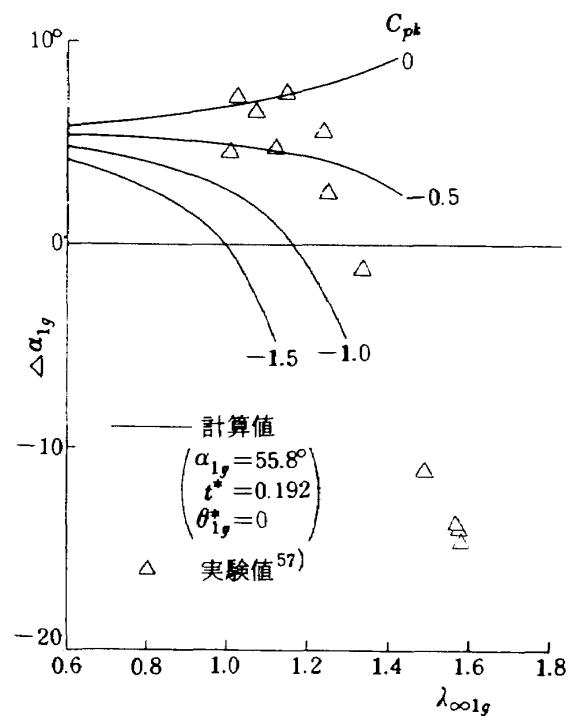


図 13 超音速流における翼列偏差角

った場合を考えると、その翼列損失 e_2 , ω_2 は線 5 で示したようになる。ただし、後縁端面圧 C_{pk} は線 4 の場合と変わらないとし、かつ二次空気の断面 1 での静圧もそれに等しい ($C_{pa} = C_{pk} = -0.2$) と仮定した。また、二次空気の吹き出し幅 $f^* = 0.05$ 、その流出角は主流のそれに等しい ($\alpha_{1a} = \alpha_{1g}$) とし、かつ二次空気の全温の主流ガス全温に対する比 \bar{T}^* (二次空気温度比) は $\bar{T}^* = 0.6$ とした。この二次空気の吹き出しは線 5 で示されているように、線 4 にくらべ翼列損失を増加させる。とくにこの場合、図からもわかるように $\lambda\infty_{1g} = 0$ において $e_2 \neq \omega_2$ である。これは 2.8 項でも述べたように $\bar{T}^* \neq 1.0$ による。最後に、後縁端面に二次空気の吹込みがある場合はその端面圧は変化することが実験的に確認されている(付図 4 参照)が、いま端面圧が増加し主流の静圧に等しく ($C_{pk} = C_{pa} = 0$) なったと仮定する。この場合、後縁端面圧のこの増大により線 6 に示すごとく、線 5 ほどは二次空気による損失は大きくないであろう。以上のように、後縁吹出し翼の翼列損失は種々の因子に支配されている。

5.2 翼列損失 e_2 , ω_2 に及ぼす二次空気の影響

図 15 に $\alpha_{1g} = 0^\circ \sim 80^\circ$ の翼列に対する二次空気流量比 \bar{G} の影響を示す。パラメータとしては主流速度 $\lambda\infty_{1g}$ をとり、 $\lambda\infty_{1g} = 0 \sim 1.2$ まで変えた。主流の境

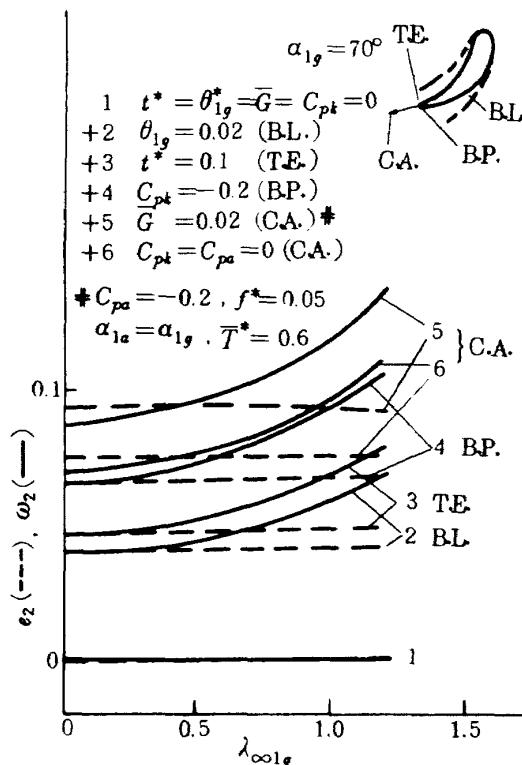


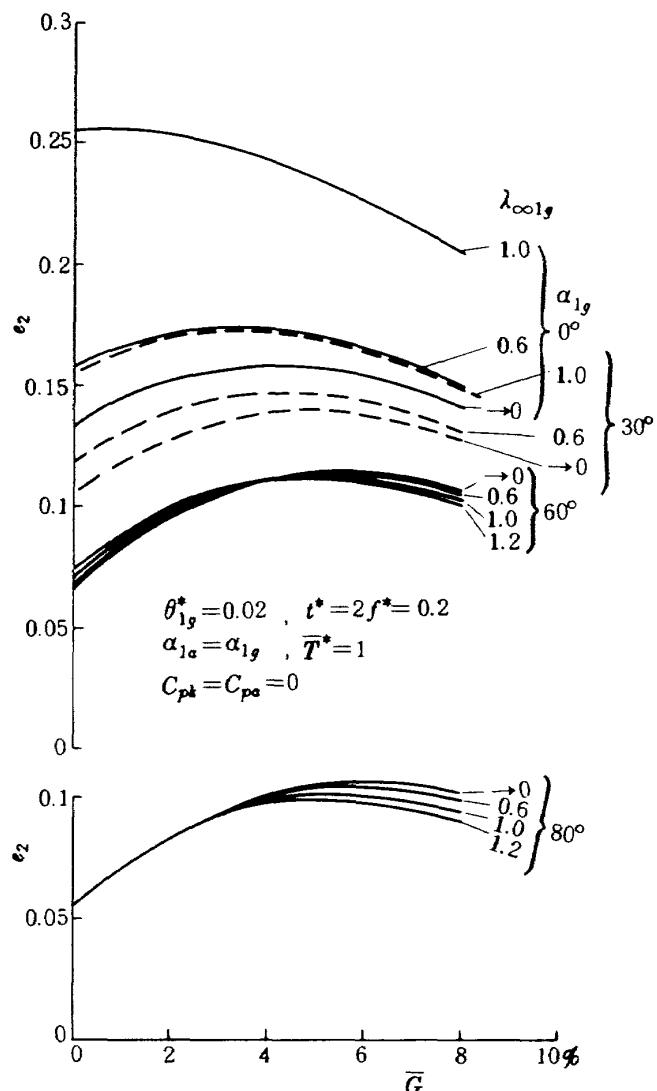
図 14 翼列損失の成分

界層運動量厚さ θ_{1g}^* は $\theta_{1g}^* = 0.02$ の場合とした。なお、後縁形状は $t^* = 2f^* = 0.2$ 、二次空気の $\alpha_{1a} = \alpha_{1g}$, $\bar{T}^* = 1.0$ とし、ここでは $C_{pk} = C_{pa} = 0$ と仮定した。一方、図 16 には $\alpha_{1g} = 80^\circ$ の翼列について θ_{1g}^* を $0 \sim 0.04$ とかえて計算したもので、 θ_{1g}^* の影響を示す。

図 15 より、次のことが結論できる。

(1) α_{1g} が小さいとき、 e_2 の $\lambda\infty_{1g}$ による差が大きいが、 α_{1g} が大きくなるにつれてその差がなくなる。 $\alpha_{1g} \geq 60^\circ$ では $\lambda\infty_{1g}$ による差は概して無視しうる大きさとなる。したがって、 $\alpha_{1g} \geq 60^\circ$ の空冷翼列(空冷ターピン翼列ではほとんどこの範囲にある)では、その損失 e_2 は流れのマッハ数によらず、同時にその e_2 の計算式(28)および(25)で表わされる非圧縮流解 $e_2^* \rightarrow 0$ で近似的に求めることができる。

(2) 後縁端面圧 (C_{pk} , C_{pa}) を一定としたこの計算では、ある \bar{G} の値以下では \bar{G} の増大と共に損失 e_2 は増

図 15 翼列損失 e_2 への二次空気の影響

加するが、それ以上の \bar{G} では逆に \bar{G} の増大と共に e_2 は減少することがわかる。これはある \bar{G} の値以下では主流と二次流の翼後縁下流における混合損失が支配的であるが、ある \bar{G} の値を過ぎると二次空気の吹出し速度が増大することによる二次空気の主流へのエネルギー付加が支配的になるからと考えられる。しかし、実際には二次空気による C_{pk} , C_{pa} の増大がある \bar{G} 以下では存在する（付図 4）から、常に前述の傾向が実際の翼列損失特性で言えるかは疑問であろう。

また、図 16 からは、次のことがわかる。

(3) 二次空気の存在する翼列損失特性へ及ぼす θ_{1g}^* のちがいによる影響は、 \bar{G} による e_2 の特性の上に θ_{1g}^* の

影響が加わった形である。すなわち近似的には、 $e_2 \sim \bar{G}$ の曲線は θ_{1g}^* により平行に移動する形となっている。このことは、二次空気による翼列損失 e_2 の変化分 Δe_2 ($\equiv e_2 - e_2, \bar{G}=0$) は近似的には θ_{1g}^* (および $\lambda_{\infty 1g}$) にほとんどよらず、 \bar{G} のみの関数で表わすことができる。（ただし、 t^* , f^* , α_{1a} , \bar{T}^* ; C_{pk} , C_{pa} は不变と仮定した。）

図 17 は後縁から二次空気の吹出し流のある翼列の後縁厚みによる損失の変化を示す。一般に、非冷却 ($\bar{G}=0$) の場合にくらべ、 $\bar{G} \neq 0$ の場合は t^* による損失 e_2 は大きいと考えられる。また、図 17 (b) にみられるように二次空気の温度が主流より低くなると e_2 の値はそれにより異なる。

5.3 流出角 α_2 に及ぼす二次空気の影響

図 18 に二次空気の α_2 に及ぼす影響の計算結果を示す。図 15 と同じ条件で計算を行い、 α_2 に及ぼす影響とし、 $\Delta \alpha_{1g}$ ($\equiv \alpha_2 - \alpha_{1g}$) を表わす。その結果は、

(1) $\alpha_{1g} = 0^\circ$ では \bar{G} による $\Delta \alpha_{1g}$ は常に 0° である。 $\alpha_{1g} = 30^\circ$ では $\lambda_{\infty 1g}$ により同じ \bar{G} の値に対する $\Delta \alpha_{1g}$ に大きな差があるが、 $\alpha_{1g} \geq 60^\circ$ ではその差は大きくなない。とくに $\alpha_{1g} = 80^\circ$ では $\lambda_{\infty 1g}$ による差は非常に小さく、かつ図にみられるように θ_{1g}^* による $\Delta \alpha_2$ への影響も無視できる。

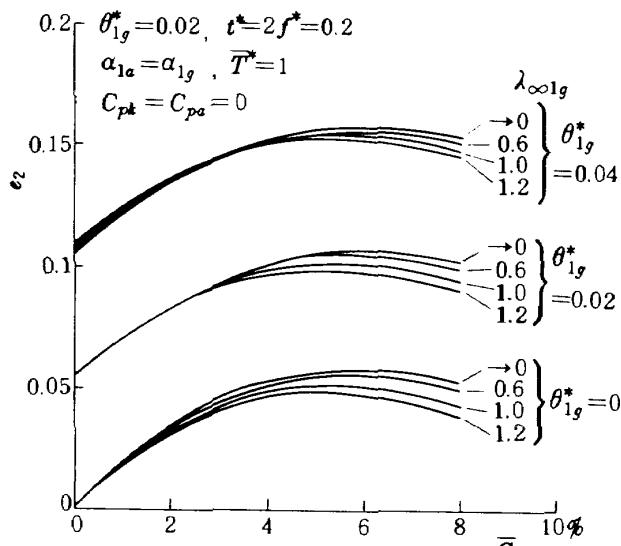


図 16 $e_2 \sim \bar{G}$ 特性への θ_{1g}^* の影響

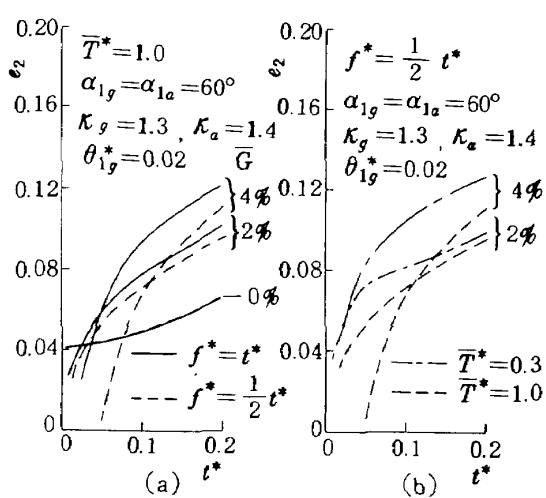


図 17 後縁吹出し翼列の後縁厚みと翼列損失の関係

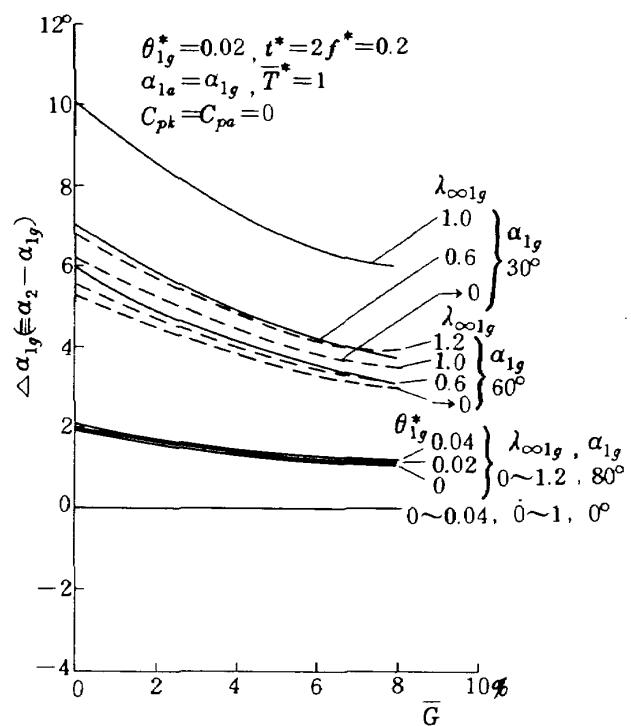


図 18 流出角 α_2 への二次空気の影響

次に、式(32)を用いて、二次空気の流出角度 α_{1a} および温度比 \bar{T}^* の α_2 への影響を $\bar{G} = 0$ での α_2 との差 ($\alpha_2 - \alpha_2, \bar{G}=0$) で表わし、図 19 に示す。この図より、

(2) 二次空気はその量 \bar{G} が小のとき一般に α_2 を減少させる傾向をもつ。ある \bar{G} の値以上では \bar{G} と共に α_2 は増大する。

(3) α_2 の減少を防ぐ方法は式(32)より、例えば \bar{G}_{opt} (付録 B、式(B-21)) を小さくすればよい。すなわち、

$$\frac{(1+\bar{T}^*)}{2\bar{T}^*} \frac{f^*}{(1-t^*)} \frac{\tan \alpha_{1g}}{\tan \alpha_{1a}} \longrightarrow \text{小}$$

このためには明らかに、 $\bar{T}^* \rightarrow$ 大、 $f^*/(1-t^*) \rightarrow$ 小、 $\alpha_{1g} \rightarrow$ 大等が好ましい。

(4) α_{1a} や \bar{T}^* の影響も無視できない。

5.4 実験との比較

(a) 翼列効率 η_p に及ぼす二次空気の影響

Prust ら⁴⁾ は空冷翼列の翼列効率として次式で η_p を

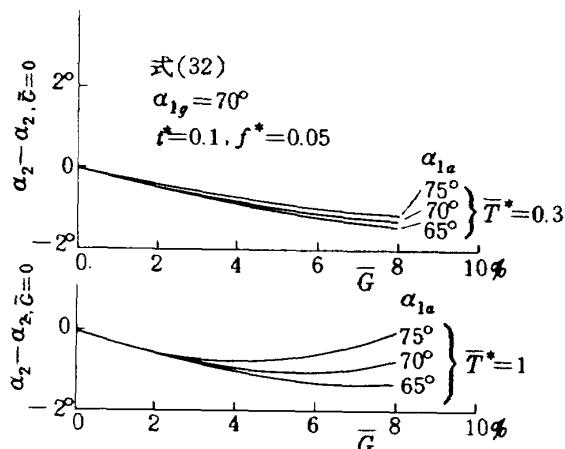


図 19 二次空気の α_{1a}, \bar{T}^* の α_2 への影響

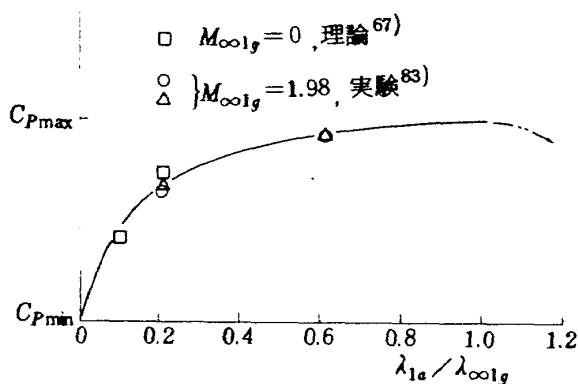


図 21 端面圧の変化(仮定)

定義し、後縁から吹出しのある翼列に対する η_p の実験値を求めている。

$$\eta_p \equiv (1 - \epsilon_2)(1 + \bar{G})$$

図 20 に本報の計算結果を上記の後縁部のスリット孔から二次空気のあるターピン翼列の実験結果を比較して示す。計算に用いた後縁端面圧 (C_{pk}, C_{pa}) は $C_{pa} = 0$ および -0.4 とし、 $C_{pk} = 0$ とした。これは C_{pk} に当る部分が丸いかどにあたる部分であるからである。(なお端面に向って主流側翼表面に角度がある場合は端面圧 C_{pa} も上昇するという実験結果もある。⁸¹⁾) 図 20 より後縁厚さが薄く吹出孔幅も小さい翼列(a)では端面圧 C_{pa} を一定としたこの計算でも計算値は実験値とよく一致しているといえるが、後縁厚さが厚くまた吹き出し孔幅も大きい翼列(b)ではその一致はよいとはいえない。これは後縁端面圧 C_{pa} を一定としたことに一つの原因があると考えられる。いま、 C_{pa} の変化を図 21 の形で仮定す

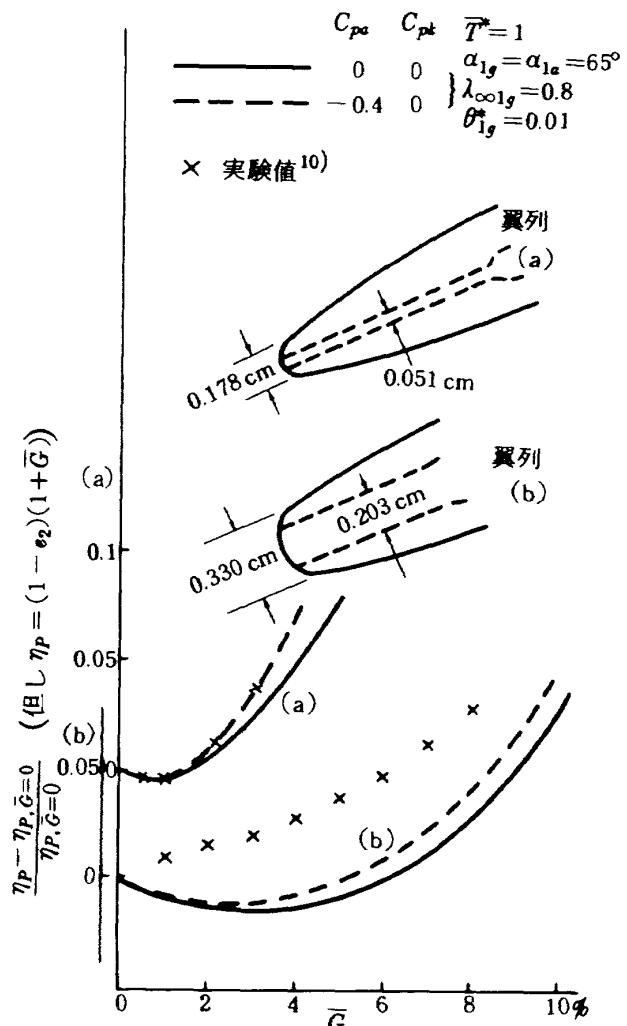


図 20 Prust らの実験との比較

る。いま、 $C_{p\max} = 0$ 、 $C_{p\min} = -0.4$ とし翼列 (b)について計算した結果を実験値および既存の解析法^{8) 9)}と比較して図 22 に示す。後縁端面圧の変化を考慮した本計算法が他の解析方法^{8) 9) 10)}よりも実験値との一致はよい。なお、 $\lambda\infty_{1g} = 0.8$ として行ったが、5.2 項でも述べ

たように $\alpha_{1g} \gtrsim 60^\circ$ の翼列では e_2 に(したがって η_p)への $\lambda\infty_{1g}$ の及ぼす影響は殆んどない。このことは、Prust の実験¹²⁾でも認められている。このことから、式 (28) (25) および前述の η_p の定義式を用いて、 $\lambda\infty_{1g} \leq 1$ における η_p は次式で近似的に計算できる。

$$\eta_p = \frac{\frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}(1+B)^2}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2} \sin^2 \alpha_{1g} + (1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2 \frac{(1+\bar{c}_p T^* \bar{G})^2}{(1+\bar{c}_p \bar{G})^2} \cos^2 \alpha_{1g}}{1 + 2 \left[(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2 \frac{(1+\bar{c}_p T^* \bar{G})}{(1+\bar{c}_p \bar{G})} - (1-t^*-\delta^*)_{1g}(1+A) \right] \cos^2 \alpha_{1g} - t^* C_{pk} + f^*(C_{pa} - C_{pk})} \times \frac{1+\bar{c}_p T^* \bar{G}}{1+\bar{c}_p \bar{G}} (1+\bar{G})$$

ここで、 C_{pa} および C_{pk} は二次空気量と主流流量等によって変化する (図 21, 付図 4 参照)

(b) 翼列損失 $\tilde{\omega}_2$ 、 ω_2 および α_2 に及ぼす二次空気の影響

空冷翼列の翼列損失を二次空気のもつ供給圧力 (実験では測定個所での全圧を用いることが多い) P_{oa}^* を考慮した次の損失係数 $\tilde{\omega}_2$ を用いることがしばしばある。²²⁾⁻²⁶⁾

$$\tilde{\omega}_2 = \frac{\bar{P}_o^* - P_2^*}{\bar{P}_2^* - p_2}$$

ここで、 \bar{P}_o^* は主流ガスの全圧と二次空気の供給全圧 P_{oa}^* との流量平均で定義されるものである。すなわち、

$$\bar{P}_o^* = \frac{P_{og}^* + \bar{G} P_{oa}^*}{1 + \bar{G}}$$

したがって、 $\tilde{\omega}_2$ には二次空気の通路内で生ずる圧力損失が含まれている。 P_{oa}^* の測定個所から断面 1 の P_{1a}^* ま

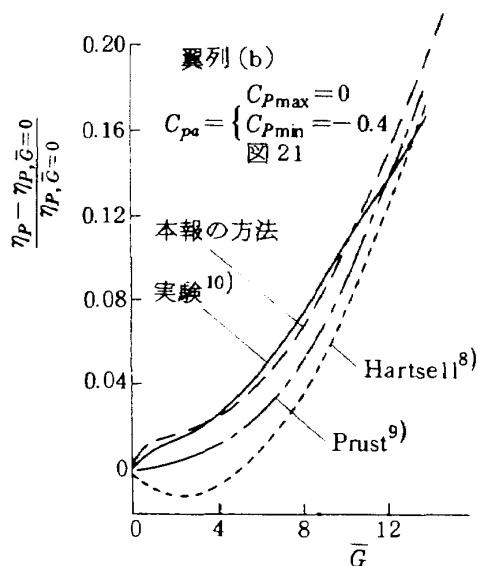


図 22 他の解析法との比較

での二次空気の通路内の損失を (式 (23), (24) と同様に) 次式で定義する。

$$e_a = 1 - \left(\frac{W_{1a}}{W_{a, ad}} \right)^2 \quad \text{エネルギー損失}$$

$$\omega_a = \frac{P_{oa}^* - P_{1a}^*}{P_{1a}^* - P_1} \quad \text{全圧損失}$$

図 23 は後縁部の丸穴から二次空気の吹き出しのあるターピン翼列 ($\lambda\infty_{1g} = 0.8$) について通路損失 e_a および ω_a を種々かえて計算した結果を示す。空気孔形状は

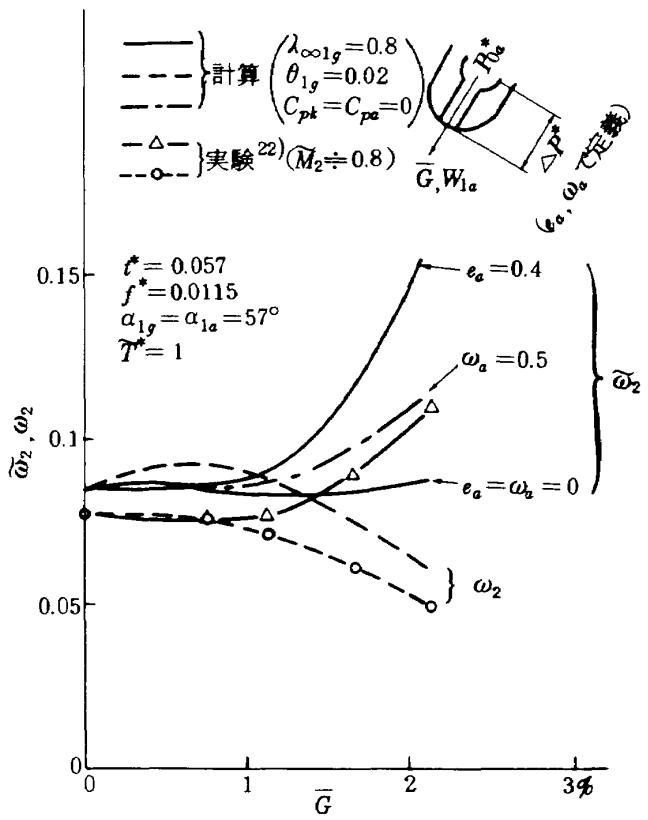


図 23 萩田らの実験との比較
($\tilde{\omega}_2, \omega_2 \sim G, e_a, \omega_a$)

丸穴であるので計算ではその空気孔面積が等価であるようなスリットの幅 (f) を求めて使用した。破線はこの翼列についての実験結果である。

図 23 から二次空気の通路内の損失係数により $\tilde{\omega}_2$ の値が異なってくることがわかる。 e_a または ω_a が大きいほど、とくに \bar{G} の大きなところでは $\tilde{\omega}_2$ の値は大きい。なお、 ω_2 も図中に併記したがこれは当然 e_a または ω_a により影響をうけないものである。実験の $\tilde{\omega}_2$ は $\omega_a = 0.5$ の計算値に近い。

また、図 24 には主流ガスの流出速度 λ_2 に対する流出角度 α_2 および前述の $\tilde{\omega}_2$ を二次空気流量比をパラメータに示したものである。図 24 の上側の図が実験値、下側の図が計算値である。計算では二次空気の通路内の全圧損失 ω_a は 0.5 と仮定した。 α_2 、 $\tilde{\omega}_2$ とも λ_2 および \bar{G} の変化に対する傾向は、計算値と実験値でよく一致している。すなわち、いづれも $\tilde{\omega}_2$ 、 α_2 も $\lambda_2 \lesssim 0.5$ では余り変化なく、また $\bar{G} = 0.1\%$ では e_2 は大きな変化なく 2% では急に大きくなっている。

なお、前述のように $\tilde{\omega}_2$ は二次空気がはじめにもっていったエネルギーをも考慮する点で主流ガスおよび二次空気を含む系としての翼列損失を示すものであるが、その反面二次空気の通路内の損失を含むものであるから $\tilde{\omega}_2$ の値がただちに翼列出口でのガスのもつエネルギーに関するものではない。この翼列出口での混合ガスのもつエネルギーの変化 (η_p) を示すにはむしろ e_2 の方が適当であろう ($\eta_p \equiv (1 - e_2)(1 + \bar{G})$)。

6. 結論

(1) 後縁部から二次空気の吹き出しのある二次元翼列の空力的特性について計算方法を示した。翼列特性としてはおもに翼列の損失と翼列の出口流出角度をとりあげ、種々の因子がそれらに及ぼす影響を検討した。計算の翼列損失には翼の形状損失の他に主流ガスと二次空気との混合や、後縁厚さの存在や境界層の存在に帰因するいわゆ

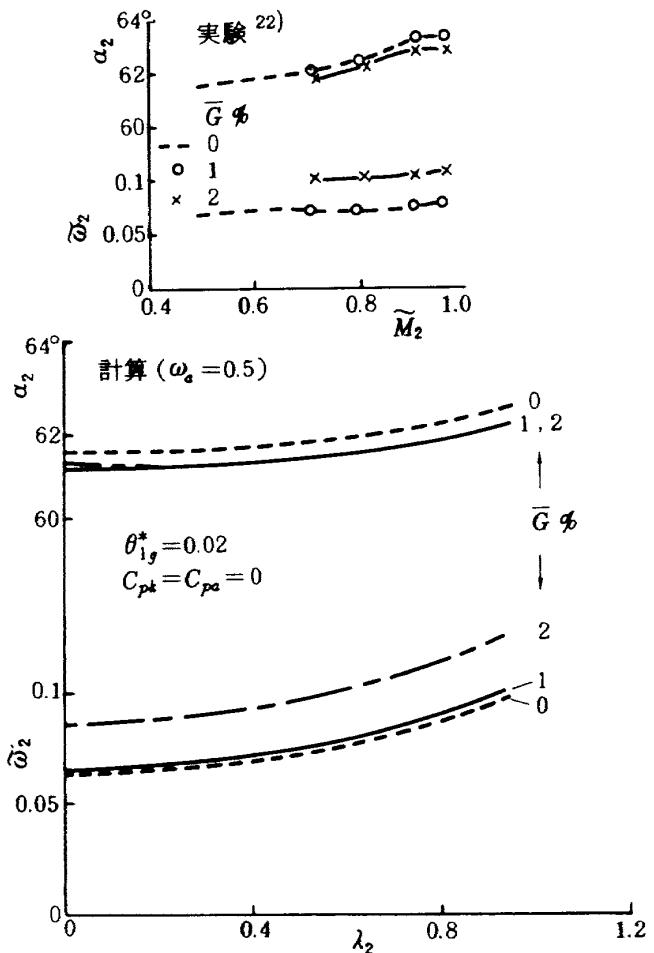


図 24 薩田らの実験との比較
($\omega_2, \alpha_2 \sim \lambda_2, \bar{G}$)

る混合損失のみを含むものであるが、この形式の翼列損失を定性的かつ定量的に説明できた。

(2) とくに、 $\alpha_{1g} \geq 60^\circ$ の翼列の亜音速領域 ($\lambda_{\infty 1g} \leq 1$) におけるこの後縁吹き出し翼列のエネルギー損失 e_2 は $\lambda_{\infty 1g}$ の影響が少ないので、次の closed form で表わされる非圧縮流解 ($\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$ での e_2) で近似的に計算できる。

$$\begin{aligned} e_2 & \underset{\text{for } \alpha_{1g} \geq 60^\circ}{\approx} \frac{e_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} \\ & \div -1 - \frac{\frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}(1+B)^2}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2} \frac{(1+c_p T^* \bar{G})}{(1+c_p \bar{G})} \sin^2 \alpha_{1g} + (1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2 \frac{(1+c_p T^* \bar{G})^3}{(1+c_p \bar{G})^3} \cos^2 \alpha_{1g}}{1 + 2 \left[\frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2}{(1+c_p \bar{G})} \frac{(1+c_p T^* \bar{G})}{(1+c_p \bar{G})} - (1-t^*-\delta^*)_{1g}(1+A) \right] \cos^2 \alpha_{1g} - t^* C_{pk} + f^* (C_{pa} - C_{pk})} \end{aligned}$$

また、流出角度 α_2 の二次空気による変化は次式で近似的に計算できる。

$$\alpha_2 - \alpha_{2,C=0} \doteq \tan^{-1} \left[\frac{1}{1-t^*} \left\{ 1 + \left(\bar{T}^* \frac{1-t^*}{f^*} \bar{G} \frac{\tan \alpha_{1g}}{\tan \alpha_{1g}} - 1 - \bar{T}^* \right) \bar{G} \right\} \tan \alpha_{1g} \right] \Big|_{\bar{G}=0}$$

for $\begin{cases} \alpha_{1g} \geq 60^\circ \\ \lambda_{\infty 1g} \leq 1 \end{cases}$

(3) これらの計算結果は現在利用可能のいくつかの実験結果とも比較した結果、よい一致が見出された。本報の計算方法およびその結果は、この形式の翼列および翼列を採用した流体機械（たとえば空冷翼列や空冷ターピン）の空力的性能の解明のための一助となると思われる。

参考文献 I

（本報の計算法および冷却翼に関するものをまとめた）

- 1) 山本孝正：後縁より二次空気の吹き出しのある空冷ターピン翼の特性について、第16回航空原動機に関する講演会講演集（1976）
- 2) W. L. Stewart: Analysis of Two-Dimensional Compressible-Flow Loss Characteristics downstream of Turbomachine Blade Rows in Terms of Basic Boundary-Layer Characteristics, NACA TN 3515 (1955).
- 3) W. L. Stewart, W. J. Whitney and R. Y. Wong: A Study of Boundary-Layer Characteristics of Turbomachine Blade Rows and Their Relation to Over-All Blade Loss, Trans. of the ASME (J. of Basic Engineering), Vol. 82, pp. 558 (1960).
- 4) W. J. Whitney, W. L. Stewart and J. W. Miser: Experimental Investigation of Turbine Stator-Blade-Outlet Boundary-Layer Characteristics and a Comparison with Theoretical Results, NACA RM E55K24 (1955).
- 5) W. L. Stewart, W. J. Whitney and R. Y. Wong: Use of Mean-Section Boundary-Layer Parameters in Predicting Three-Dimensional Turbine Stator Losses, NACA RM E55 L12a (1955).
- 6) S. Lieblein and W. H. Roudebush: Low-Speed Wake Characteristics of Two-Dimensional Cascade and Isolated Airfoil Sections, NACA TN-3771 (1956).
- 7) Theoretical Loss Relations for Low-Speed Two-Dimensional-Cascade Flow, NACA TN 3662 (1956).
- 8) J. E. Hartsell: Prediction of Effects of Mass-Transfer Cooling on the Blade Row Efficiency of Turbine Airfoils, AIAA paper No. 72-11' (1972).
- 9) H. W. Prust: An Analytical Study of the Effect of Coolant Flow Variables on the Kinetic Energy Output of a Cooled Turbine Blade Row, AIAA paper No. 72-12 (1972).
- 10) H. W. Prust: Cold-Air Study of the Effect on Turbine Stator Blade Aerodynamic Performance of Coolant Ejection from Various Trailing-Edge Slot Geometries, II-Comparison of Experimental and Analytical Results, NASA TM X-3190 (1975).
- 11) H. W. Prust, Jr., F. P. Behning and B. Bider: Cold-Air Investigation of a Turbine with Stator-Blade Trailing-Edge Coolant Ejection, II-Detail Stator Performance, NASA TM X-1963 (1970).
- 12) H. W. Prust, Jr. and W. M. Bartlett: ibid, I-Experimental Results, NASA TM X-3000 (1974).
- 13) H. W. Prust, Jr.: Two-Dimensional Cold-Air Cascade Study of a Film-Cooled Turbine Stator Blade, II-Experimental Results of Full Film Cooling Tests, NASA TM X-3153 (1975).
- 14) W. J. Whitney, E. M. Szanca and F. P. Behning: Cold-Air Investigation of a Turbine with Stator-Blade Trailing-Edge Coolant Ejection, I-Overall Stator Performance, NASA TM X-1901 (1969).
- 15) E. M. Szanca, H. J. Schum and H. W. Prust, Jr.: Cold-Air Investigation of a Turbine with Stator-Blade Trailing-Edge Coolant Ejection, III-Overall Stage Performance, NASA TM X-1974 (1970).
- 16) W. J. Whitney: Analytical Investigation of the Effect of Cooling Air on Two-Stage Turbine Performance, NASA TM X-1728 (1969).
- 17) W. J. Whitney: Comparative Study of Mixed and Isolated Methods for Cooled-Tur-

- bine Performance Analyses, NASA TM X-1572 (1968).
- 18) G. S. Saprykin: Calculation of the Working Process in a Cooled Gas Turbine, AD-668294 (FTD-MT-67-63) (1966).
- 19) H. W. Prust, Jr. and R. M. Helon: Effect of Trailing-Edge Geometry and Thickness on the Performance of Certain Turbine Stator Blading, NASA TN D-6637 (1972).
- 20) S. N. Suciu: High Temperature Turbine Design Considerations, AGARD-CP-73-71, 15 (1971).
- 21) W. Tabakoff and A. Hamed: Theoretical and Experimental Study of Flow Through Turbine Cascades with Coolant Flow Injection, AIAA paper No. 75-843 (1975).
- 22) 斎田光弘, 高原北雄, 近藤博, 山崎紀雄: 冷却タービン高速翼列試験(第二報 動翼), 日本機械学会第841回講演会講演論文集, №740-7, pp.89(1974).
- 23) 坂田公夫, 高原北雄, 吉田豊明: 空冷タービン動翼の二次元低速翼列試験(冷却性能及び空力性能), 同上, pp.93 (1974).
- 24) 吉田豊明, 高原北雄, 坂田公夫, 井上重雄, 三村富嗣雄, 白井弘: 高温タービンノズル翼の二次元翼列試験(フィルム冷却の場合), 第14回航空原動機に関する講演会講演集(1974).
- 25) 斎田光弘, 近藤博, 山崎紀雄: 冷却タービン翼の高速翼列試験, 第一報, ノズル翼, 日本機械学会講演論文集, №730-15 pp.41 (1973).
- 26) 高原北雄, 能瀬弘幸, 斎田光弘, 西村英明, 吉田豊明, 山本孝正, 井上重雄, 山崎紀雄: 航技研における高温タービンの研究(第一報), 日本ガスタービン会議会報, REPT GTCJ 2-8, pp.9 (1975).
- 27) R. J. Jeraki and F. C. Chenoweth: Coolant Flow Effects on the Performance of a Canical Prug Nozzle at Mach Number from 0 to 2.0, NASA TM X-2076 (1970).
- 28) D. G. Ainley and G. C. R. Mathieson: A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines, ARC R. & M. No. 2974.
- 29) D. G. Ainley and G. C. R. Mathieson: An Examination of the Flow and Pressure Losses in Blade Rows of Axial-Flow Turbines, ARC R.&M. No. 2891 (1951).
- 30) I. H. Johnston, D. C. Dranfield and D. J. Fullbrook: Experiments Concerning the Effect of Trailing-Edge Thickness on Blade Loss and Turbine Stage Efficiency, ARC R.&M. No. 3459 (1964).
- 31) А.Е. Зарянкин: О кромочных потерях в турбинных решетках (タービン段における後縁損失について), теориенергетика 1966 or GTR-1774 (1966).
- 32) M. E. Deych, L. Ya. Lazarev and V. P. Nitskevich: Trailing-Edge Losses in Turbine Stator Cascade, Soviet Aeronautics, Vol. 14, No. 4, pp. 52 (1971).
- 33) O. E. Balje and R. L. Binsley: Axial Turbine Performance Evaluation, Part A—Loss-Geometry Relationships, Trans. of the ASME (J. of Engineering for Power), Vol. 90, pp. 341 (1968).
- 34) C. A. MacGregor: Two-Dimensional Losses in Turbine Blades, J. of the Aeronautical Sciences, Vol. 19, pp. 404 (1952).
- 35) 手島清美: 二次元增速翼列の研究(翼面の形状および翼面境界層と流出角度との関係), 日本機械学会論文集, 40卷 第336号, pp.2181 (1974).
- 36) Е.Н. Богомолов: Исследование влияния на коэффициент полезного действия газовой турбины впуска в ее проточную часть воздуха, охлаждающего диски и корпус турбины (Investigation of Disk and Stator Cooling Air Admission into Flow Path. Effect on Turbine Efficiency) известия высших учебных заведений (Изв. ВУЗ.) серия авиационная техника (Soviet Aeronautics) No. 1, pp. 86 (1964).
- 37) E. N. Bogomolov: Effect on the Efficiency of a Gas Turbine of Admitting Blade Cooling Air into the Blading, Soviet Aeronautics, Vol. 9, No. 2, pp. 29 (1966).
- 38) V. I. Lokai, G. M. Klyuchnikov and R. G. Khairullin: Energy Losses in Gas Turbine Plants associated with the Bleeding of Air for Cooling Purposes, Soviet Aeronautics, Vol. 10, No. 1, pp. 41 (1967).
- 39) E. N. Bogomolov: A Study of the Effect on the Operation of a Gas-Turbine Stage from the Discharge into a Radial Clearance of the Cooling Air from the Blades, Soviet Aeronautics, Vol. 10, No. 4, pp. 56 (1967).

- 40) E. N. Bogomolov: Account for Edge Phenomena in determining the Effectiveness of Air Cooled Turbine Cascades with Cooling Air Discharge from Blade Trailing Edges, Soviet Aeronautics, Vol. 12, No. 2, pp. 122 (1969).
- 41) В.И. Локай, Б.А. Кумиров: Опытное исследование турбинной ступени с выпуском охлаждающего воздуха в ее проточную часть, No. 4 (1970).
- 42) V. G. Tyryshkin: Some Investigative Results of Air-Cooling Effect on Aerodynamic Characteristics of Gas-Turbine Flow Path, ASME publication, 70-GT-98 (1970).
- 43) L. M. Ronkin: Effect of Vane Cooling Air Discharge into Nozzle Flow Channels on the Efficiency of a Plane Cascade of Cooled Vane, Soviet Aeronautics, Vol. 14, No. 2, pp. 44 (1971).
- 44) E. N. Bogomolov: Air Bleed Location for Cooling the Turbine of a Turbojet Engine for a Supersonic Airplane, Soviet Aeronautics, Vol. 14, No. 4, pp. 103 (1971).
- 45) V. I. Lokay and B. A. Kumirov: Correlating Experimental Data on the Influence of Cooling Air Discharge into the Flow Passage on Turbine Cascade Efficiency, Soviet Aeronautics, Vol. 14, No. 4, pp. 108 (1971).
- 46) M. E. Deych and L. Ya. Lazarev: Study of Nozzle Cascades with Cooling Air Discharge through the Trailing Edge, Soviet Aeronautics, Vol. 15, No. 2, pp. 84 (1972).
- 47) V. D. Venediktov: Gasdynamic Study of Turbine with Open-Cycle Air Cooling of the Nozzle Blades, Soviet Aeronautics, Vol. 15, No. 2, pp. 66 (1972).
- 48) E. N. Bogomolov: Edge Pressure and Losses in Turbine Cascades with Air Injection into Trailing Wake, Soviet Aeronautics, Vol. 15, No. 2, pp. 57 (1972).
- 49) L. A. Maslov, F. S. Bedcher, L. M. Ponkin and B. B. Kaz'min: Influence of Cooling Air Discharge into Flow Passage on the Flow Characteristics of Cooled Profiles, Soviet Aeronautics, Vol. 15, No. 1, pp. 121 (1972).
- 50) M. E. Deich and V. P. Nitskevich: The Effect of Variation of the M and Re Numbers on the Flow past Trailing Edges, Soviet Aeronautics, Vol. 15, No. 4, pp. 103 (1972).
- 51) V. I. Lokay and B. A. Kumirov: Application on Exhaust-Gas Heat Utilizers in Aircraft Gas Turbine, Soviet Aeronautics, Vol. 11, No. 1, pp. 67 (1968).
- 52) В.И. Локай, Б.А. Кумиров: Исследование потерь в турбинных решетках с выпуском охлаждающего воздуха и с различной геометрией выходной кромки, известия высших учебных заведений, авиационная техника, No. 3, pp. 79 (1973)
- 53) バ・エス・ステーチキン(濱島操訳): ジェットエンジン理論, ターボ機械(コロナ社), pp.350-351 (1956)
- 54) H. R. M. Craig and H. J. A. Cox: Performance Estimation of Axial Flow Turbines, IME Proceedings 1970-71, Vol. 185, 32/71 (1971).
- 55) E. A. Bridle: Some High-Speed Tests on Turbine Cascade, ARC R. & M. No. 2697 (1949).
- 56) V. T. Forster: Turbine-Blading Development using a Transonic Variable-Density Cascade Wind Tunnel, Proc. Instn. Mech. Engrs., 1964-65, Vol. 179, Pt. 1, No. 6 (1964).
- 57) C. H. Hauser, H. W. Plohr and G. Sonder: Study of Flow Conditions and Deflection Angle at Exit of Two-Dimensional Cascade of Turbine Rotor Blades at Critical and Super-critical Pressure Ratios, NACA RM E9K25 (1950).
- 58) J. H. Horlock: Axial Flow Turbines, Fluid Mechanics and Thermodynamics, Butterworth & Co. (Publishers) Ltd. pp. 81-84 & pp. 190-192 (1966).
- 59) J. C. Dunavant and J. R. Erwin: Investigation of a Related Series of Turbine-Blade Profiles in Cascade, NACA TN 3802 (1953).
- 60) G. T. Smith and R. O. Hickel: Analytical Investigation of Factors Affecting the Performance of Single-Stage Turbines having Rotor-Tip Discharge of Cooling Air, NACA RM E56B20.
- 61) J. S. Ewen, F. M. Huber and J. P. Michell: Investigation of the Aerodynamic Performance of Small Axial Turbines, Trans. of the ASME (J. of Engineering for Power), Vol. 95 pp. 326 (1973).

付録A 境界層内速度分布形状とH, P, Xの値

$$\delta \equiv \int_0^{\delta_{full}} \left\{ 1 - \left(\frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} \right) \right\} dY \quad (A-1)$$

$$\theta \equiv \int_0^{\delta_{full}} \left\{ 1 - \left(\frac{W}{W_\infty} \right) \right\} \left(\frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} \right) dY \quad (A-2)$$

$$\xi \equiv \int_0^{\delta_{full}} \frac{\left\{ 1 - \left(\frac{P^*}{P_\infty^*} \right) \right\} \left(\frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} \right)}{1 - \left(\frac{P}{P_\infty^*} \right)} dY \quad (A-3)$$

$$\chi \equiv \int_0^{\delta_{full}} \left(1 - \frac{P^*}{P_\infty^*} \right) dY \quad (A-4)$$

と定義する δ , θ , ξ , χ に対し θ を分母に

$$H \equiv \delta / \theta \quad (A-5)$$

$$P \equiv \xi / \theta \quad (A-6)$$

$$X \equiv \chi / \theta \quad (A-7)$$

を定義する。ここで Y は翼表面に垂直の方向の長さを示す。図2を参照。

境界層内外で p , R , κ , T^* が一様、すなわち $p = p_\infty$, $R = R_\infty$, $\kappa = \kappa_\infty$, $T^* = T_\infty^*$ と仮定すれば、

$$\frac{\rho}{\rho_\infty} = \frac{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2}, \quad \frac{W}{W_\infty} = \frac{\lambda}{\lambda_\infty}$$

$$\frac{P^*}{P_\infty^*} = \left(\frac{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

が得られるので、これらを式(A-1)～(A-4)に代入すれば、次式を得る。

$$\frac{\delta}{\delta_{full}} = 1 - \int_0^1 \left(\frac{\rho W}{\rho_\infty W_\infty} \right) d\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) = 1 - \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \right) \int_0^1 \frac{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)\}^2} d\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) \quad (A-8)$$

同様に、

$$\frac{\theta}{\delta_{full}} = 1 - \frac{\delta}{\delta_{full}} - \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \right) \int_0^1 \frac{\{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)\}^2}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)\}^2} d\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) \quad (A-9)$$

$$\frac{\xi}{\delta_{full}} = \frac{1}{1 - \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \left[1 - \frac{\delta}{\delta_{full}} - \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \right)^{\frac{2\kappa-1}{\kappa-1}} \int_0^1 \frac{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)}{\left[1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)\}^2 \right]^{\frac{2\kappa-1}{\kappa-1}}} d\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) \right] \quad (A-10)$$

$$\frac{\chi}{\delta_{full}} = 1 - \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \int_0^1 \left[1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_\infty^2 \{f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)\}^2 \right]^{\frac{-\kappa}{\kappa-1}} d\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) \quad (A-11)$$

ここで、 $f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)$ は速度形状を $\frac{Y}{\delta_{full}}$ のみの関数と

$$\text{仮定したるもので, } \frac{W}{W_\infty} = f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) \quad (A-12)$$

である。 $f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)$ の形がきまれば式(A-5)～(A-11)

を用いて H , P , X が θ , λ_∞ の関数として求まる。

いま、 $f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)$ を以下に示す(a)～(e)で仮定した。

$$(a) \text{ power law; } f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) = \left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)^n$$

$$n = \frac{1}{7} \text{とした。}$$

(b) linear function ; $f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) = \left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)$
($n = 1$ に相当)

(c) half sine wave ;

$$f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) = \frac{1}{2} \left(1 - \cos \pi \frac{Y}{\delta_{full}}\right)$$

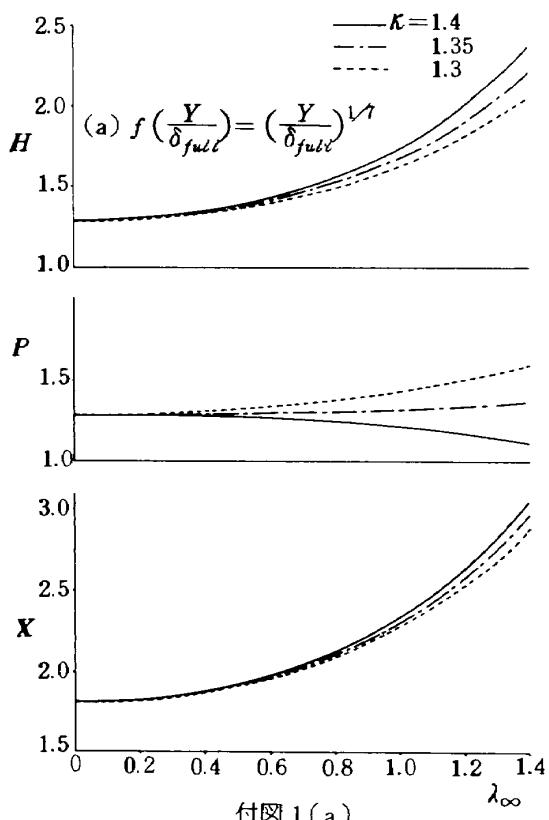
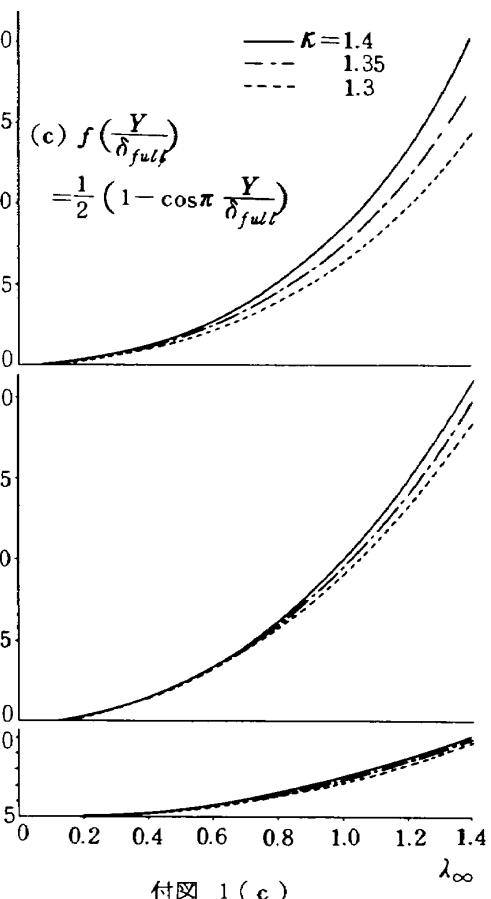
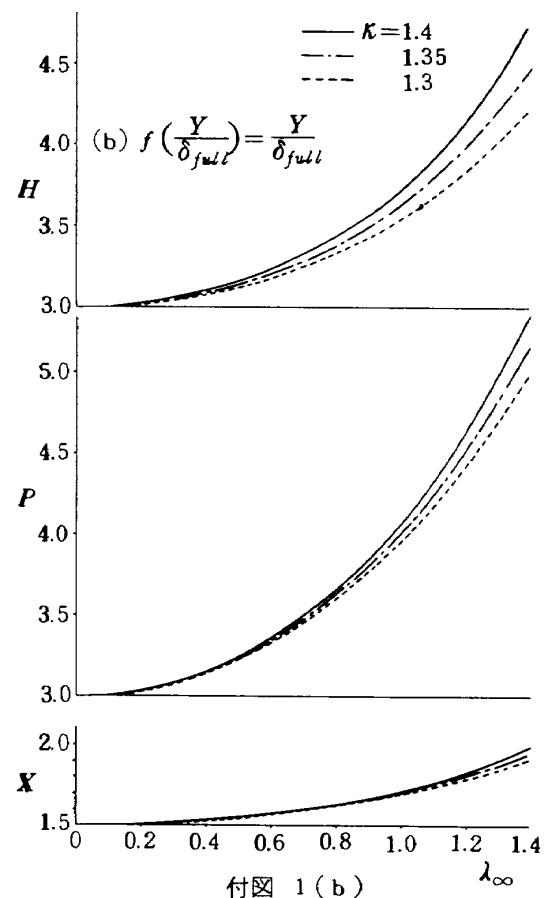
(d) quarter sine wave ;

$$f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) = 1 - \sin\left(\frac{\pi}{2} \frac{Y}{\delta_{full}}\right)$$

(e) error curve ; $f\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right) = 1 - e^{-b\left(\frac{Y}{\delta_{full}}\right)^2}$

ここで, $b = l_n 100$

(a) ~ (e) に対する H , P , X の計算値 (ガウス積分) を付図 1 に示す。



付図 1 境界層内速度分布と H , P , X の関係

付録B ω_2 , e_2 , α_2 の非圧縮解の導出

主流および二次流の無次元流出速度 $\lambda_{\infty 1g}$, $\lambda_{\infty 1a}$ が非常に小さく非圧縮流れと考えられる場合 ($\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$) には、 ω_2 , e_2 および α_2 は closed 形の解析式が以下のようにして得られる。

(a) ω_2 の導出
 $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$

非圧縮流れではベルヌーイの式；

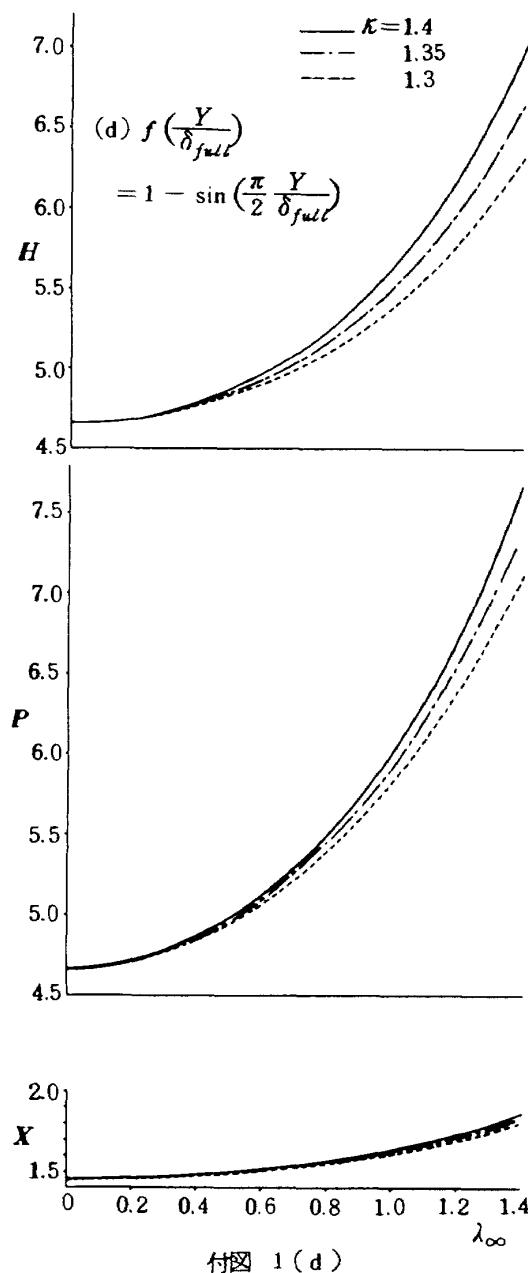
$$\begin{aligned} P_{og}^* &= P_{\infty 1g}^* = p_1 + \frac{1}{2g} (\rho w^2)_{\infty 1g}, \\ P_2^* &= p_2 + \frac{1}{2g} (\rho w^2)_2 \end{aligned} \quad (B \cdot 1)$$

を式 (24-a) に代入して、

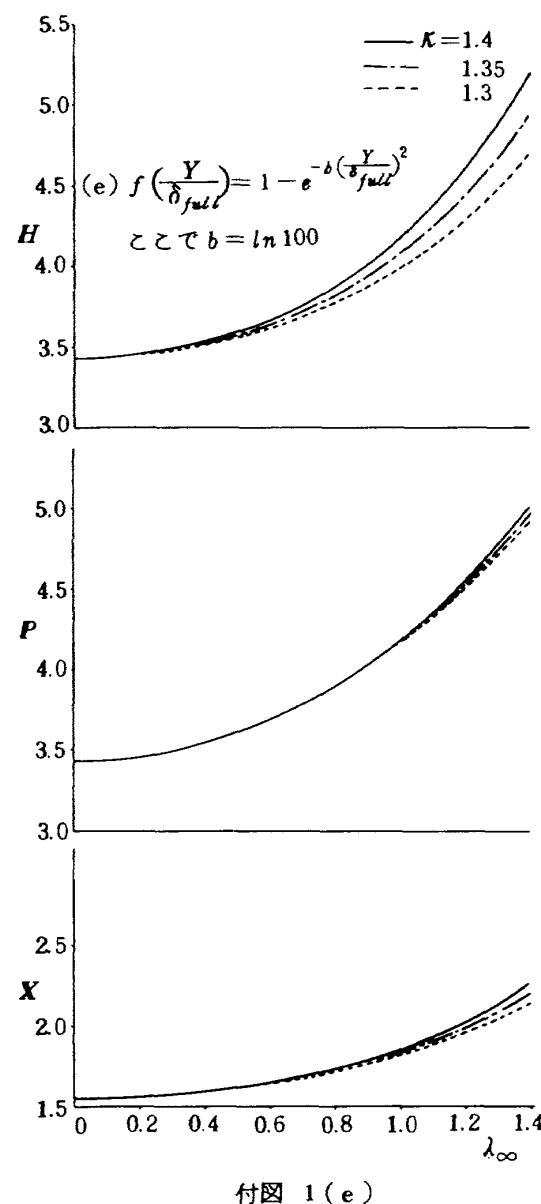
$$\omega_2 = 1 - \frac{\left(\frac{w_2}{w_{\infty 1g}}\right)^2}{1 + \frac{p_1 - p_2}{\frac{1}{2} (\rho w^2)_{\infty 1g}}} \quad (B \cdot 2)$$

式 (1-a) と (12) より次式を得る。

$$\begin{aligned} \frac{p_{1g} - p_2}{\frac{1}{2} (\rho w^2)_{\infty 1g}} &= 2 \left(\frac{\rho_2}{\rho_{\infty 1g}} \right) \cos^2 \alpha_2 \left(\frac{w_2}{w_{\infty 1g}} \right)^2 \\ &- 2 \cos^2 \alpha_{1g} (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (1 + A) \\ &- t^* C_{pk} + f^* (C_{pa} - C_{pk}) \end{aligned} \quad (B \cdot 3)$$



付図 1 (d)



付図 1 (e)

付図 1 境界層内速度分布と H , P , X の関係 (続)

$$\text{ここで, } A \equiv \frac{\cos^2 \alpha_{1a} (f^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1a}}{\cos^2 \alpha_{1g} (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (\rho_\infty W_\infty^2)_{1g}} \quad (26 \cdot a)$$

$$C_{pa} \equiv \frac{p_{\infty 1a} - p_{1g}}{\frac{1}{2} (\rho W^2)_{\infty 1g}} \quad (B \cdot 4)$$

$$C_{pk} \equiv \frac{p_{1k} - p_{1g}}{\frac{1}{2} (\rho W^2)_{\infty 1g}} \quad (B \cdot 5)$$

式(2・a)と(13)より次式を得る。

$$\begin{aligned} \left(\frac{W_2}{W_{\infty 1g}}\right)^2 &= \frac{(\cos \alpha \sin \alpha)_{1g}}{(\cos \alpha \sin \alpha)_2} (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} \\ &\times \frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2} (1 + B) \end{aligned} \quad (B \cdot 6)$$

$$\frac{p_{1g} - p_2}{\frac{1}{2} (\rho W^2)_{\infty 1g}} = 2 \cos^2 \alpha_{1g} \left[(1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2 \left(\frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2}\right) - (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (1 + A) \right] - t^* C_{pk} + f^* (C_{pa} - C_{pk}) \quad (B \cdot 9)$$

また、式(B・6)と(B・7)より($\cos^2 \alpha_{1g} / \cos^2 \alpha_2$)について解けば、

$$\frac{\cos^2 \alpha_{1g}}{\cos^2 \alpha_2} = \sin^2 \alpha_{1g} \frac{(1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g}^2 (1 + B)^2}{(1 - t^* - \delta^*)_{1g}^4 (1 + \bar{G})^4} \left(\frac{\rho_2}{\rho_{\infty 1g}}\right)^2 + \cos^2 \alpha_{1g} \quad (B \cdot 10)$$

を得る。式(B・2)に式(B・7)(B・9)を代入し

$$\omega_2 = 1 - \frac{\sin^2 \alpha_{1g} \frac{(1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g}^2 (1 + B)^2}{(1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2} + \cos^2 \alpha_{1g} (1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2 \left(\frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2}\right)^2}{1 + 2 \cos^2 \alpha_{1g} \left[(1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2 \left(\frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2}\right) - (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (1 + A) \right] - t^* C_{pk} + f^* (C_{pa} - C_{pk})} \quad (B \cdot 11)$$

を得る。

ところで、非圧縮流の場合、

$$\frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2} = \frac{T_2^*}{T_{\infty 1g}^*} = \frac{1 + \bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G}}{1 + \bar{c}_p \bar{G}} \quad (B \cdot 12)$$

である。ここで、 $\bar{c}_p = c_{pa} / c_{pk}$ 、 $\bar{T}^* = T_{1a}^* / T_{1g}^*$ 、 $\bar{G} = G_{1a} / G_{1g}$ を示す。

したがって、式(B・11)は

$$\omega_2 = 1 - \frac{\frac{(1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g}^2 (1 + B)^2}{(1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2} \sin^2 \alpha_{1g} + (1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2 \frac{(1 + \bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})^2}{(1 + \bar{c}_p \bar{G})^2} \cos^2 \alpha_{1g}}{1 + 2 \left[(1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2 \frac{(1 + \bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})}{(1 + \bar{c}_p \bar{G})} - (1 - t^* - \delta^* - \theta^*)_{1g} (1 + A) \right] \cos^2 \alpha_{1g} - t^* C_{pk} + f^* (C_{pa} - C_{pk})} \quad (25)$$

ここで、

$$B = A \frac{\tan \alpha_{1a}}{\tan \alpha_{1g}} \quad (27)$$

式(3・a)と(14)より次式を得る。

$$\begin{aligned} \left(\frac{W_2}{W_{\infty 1g}}\right)^2 &= \frac{\cos^2 \alpha_{1g}}{\cos^2 \alpha_2} (1 - t^* - \delta^*)_{1g}^2 (1 + \bar{G})^2 \\ &\times \left(\frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2}\right)^2 \end{aligned} \quad (B \cdot 7)$$

ここで、

$$\bar{G} = \frac{(\rho_\infty W_\infty)_{1a} \cos \alpha_{1a} (f^* - \delta^*)_{1a}}{(\rho_\infty W_\infty)_{1g} \cos \alpha_{1g} (1 - t^* - \delta^*)_{1g}} \quad (B \cdot 8)$$

式(B・7)を式(B・3)に代入して、

となる。ここで、 A は式(26)で表わされるもので式(B・8)を用いて、

$$A = \bar{G}^2 \bar{T}^* \frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2 (f^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}}{(f^*-\delta^*)_{1g}^2 (1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}} \quad (26)$$

と書ける。 B は本文の式(27)で表わされるものである。

(b) $\frac{\epsilon_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0}$ の導出

$$W^2 = 2g J \Delta h \quad (B-13)$$

を用いて式(B-1)は

$$\frac{\epsilon_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} = 1 - \frac{(1-\omega_2)}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} \frac{1 + \bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G}}{1 + \bar{c}_p \bar{G}} \quad (28)$$

$$= 1 - \frac{\frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}^2 (1+B)^2}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2 (1+\bar{G})^2} \frac{(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})}{(1+\bar{c}_p \bar{G})} \sin^2 \alpha_{1g} + (1-t^*-\delta^*)_{1g}^2 (1+\bar{G})^2 \frac{(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})^3}{(1+\bar{c}_p \bar{G})^3} \cos^2 \alpha_{1g}}{1 + 2 \left[\frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2 (1+\bar{G})^2 \frac{(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})}{(1+\bar{c}_p \bar{G})}}{(1-t^*-\delta^*)_{1g} (1+\bar{G})} - (1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g} (1+A) \right] \cos^2 \alpha_{1g} - t^* C_{pk} + f^* (C_{pa} - C_{pk})} \quad (B-16)$$

式(28)より $\bar{T}^* = 1.0$ または $\bar{G} = 0$ のとき、すなわち主流と二次流の全温が互いに等しいとき、または二次空気がないとき、

$$\frac{\omega_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} = \frac{\epsilon_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} \quad (29)$$

また、とくに $\bar{G} = 0$ (二次流なし) で $C_{pk} = 0$ (端面内静圧は主流の静圧に等しい) とき、二次流のない $W.L.$ Stewart の非圧縮解²⁾に一致する。

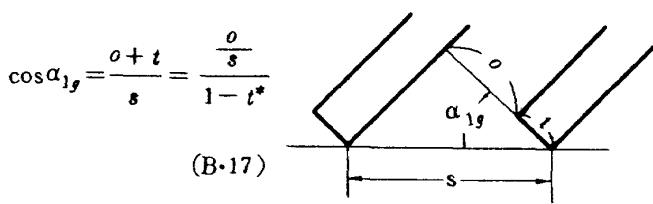
(c) α_2 の導出
 $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$

式(B-10)より $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$ の場合の α_2 (α_2
 $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$) で示す)は、式(B-12)を考慮して、

$$\frac{\alpha_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} = \tan^{-1} \left\{ \frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g} (1+B) (1+\bar{c}_p \bar{G})}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2 (1+\bar{G})^2 (1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})} \tan \alpha_{1g} \right\} \quad (30)$$

を得る。

翼スロート部から翼後縁部まで直線であるいわゆる Straight back 翼の場合(右図参照)、



$$\begin{aligned} P_{0g}^* &= p_1 + \rho_{\infty 1g} J \Delta h_{\infty 1g} = p_2 + \rho_{\infty 1g} J \Delta h_{g, ad} \\ P_2^* &= p_2 + \rho_2 J \Delta h_2 \end{aligned} \quad \} (B-14)$$

となる。これを式(23)に代入すれば、

$$\frac{\epsilon_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0} = 1 - \frac{\left(\frac{W_2}{W_{\infty 1g}}\right)^2}{1 + \frac{1}{2} (\rho W^2)_{\infty 1g}} \left(\frac{\rho_{\infty 1g}}{\rho_2}\right) \quad (B-15)$$

となる。 $\frac{\omega_2}{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0}$ の式(25)の導出と同様にして、式(B-12)を考慮すれば、

の関係があると仮定する。

ここで、 σ はスロート幅、 t は後縁厚さ、 s はピッチである。したがってとくに Straight back 翼に対し、式(30)を用いて次式が得られる。

$$\begin{aligned} \alpha_2 &= \tan^{-1} \left[\frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g} (1+B) (1+\bar{c}_p \bar{G})}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2 (1+\bar{G}) (1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})} \right. \\ &\quad \times \left. \tan \left\{ \cos^{-1} \left(\frac{\sigma}{1-t^*} \right) \right\} \right] \quad (31) \end{aligned}$$

式(31)でとくに $\bar{G} = 0$ の場合、 $\Delta \alpha_{1g} \equiv \alpha_2 - \alpha_{1g}$ は、

$$\Delta \alpha_{1g} = (\alpha_2 - \alpha_{1g})_{\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0}$$

$$\begin{aligned} &\equiv \tan^{-1} \left[\frac{(1-t^*-\delta^*-\theta^*)_{1g}}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2} \tan \left\{ \cos^{-1} \left(\frac{\sigma}{1-t^*} \right) \right\} \right] \\ &\quad - \cos^{-1} \left(\frac{\sigma}{1-t^*} \right) \quad (B-18) \end{aligned}$$

この式(B-18)より近似的に、

$$\begin{aligned} \Delta \alpha_{1g} &\doteq \tan^{-1} \left[(1+t^*+\delta^*-\theta^*)_{1g} \tan \left\{ \cos^{-1} \left(\frac{\sigma}{1-t^*} \right) \right\} \right. \\ &\quad \left. - \cos^{-1} \left(\frac{\sigma}{1-t^*} \right) \right] \quad (B-19) \end{aligned}$$

が得られる。ここでターピン翼列においては、一般に $\delta^* - \theta^*$ は 1 にくらべ小さいから ($\because \theta_{1g}^* < 0.02$ かつ $H \approx 1 \sim 2$), $\Delta \alpha_{1g}$ に及ぼす境界層厚さの影響は近似的には無視でき、式(B・19)で δ^*, θ^* の項は省略できる。したがって $\Delta \alpha_{1g}$ は $\%_s$ および t^* のみに依存する。
 $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$

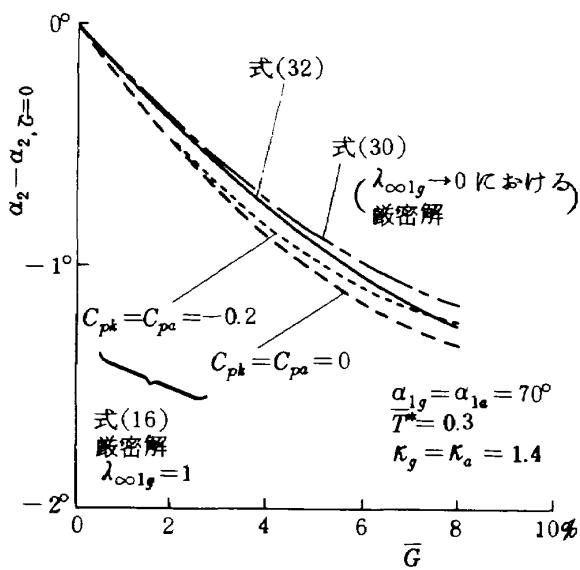
また、 $\bar{G} \neq 0$ の場合でも $\alpha_{1g} \gtrsim 60^\circ$ では $\lambda_{\infty 1g}$ および境界層厚さ $\theta_{1g}^*, \delta_{1g}^*$ による影響は非常に小さい。(本文 5.3 項参照) α_2 の \bar{G} による変化を $\bar{G} = 0$ での α_2 との差、すなわち $(\alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0})$ で表わすことにすれば、亜音速流 ($\lambda_{\infty 1g} \leq 1$) における $(\alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0})$ の値は次式で近似できる。
 $\alpha_{1g} \gtrsim 60^\circ$ の翼列では $\lambda_{\infty 1g}$ の影響は少いから、式(30)を用いることができ、

$$\alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0}$$

$$= \tan^{-1} \left[\frac{(1-t^*-\delta^*)_{1g}(1+B)(1+\bar{c}_p \bar{G})}{(1-t^*-\delta^*)_{1g}^2(1+\bar{G})^2(1+\bar{c}_p \bar{T}^* \bar{G})} \tan \alpha_{1g} \right] \Big|_{\bar{G}=0} \quad (B \cdot 20)$$

を得る。さらに、上式で明らかなように境界層厚さ $\theta_{1g}^*, \delta_{1g}^*$ の影響は小さいため、次の近似式を導くことができる。
 $\bar{c}_p \approx 1$ を考慮して、

$$\begin{aligned} \alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0} &= \\ \tan^{-1} \left[\frac{1}{1-t^*} \left\{ 1 + \left(\bar{T}^* \frac{1-t^*}{f^*} \bar{G} \frac{\tan \alpha_{1a}}{\tan \alpha_{1g}} - 1 - \bar{T}^* \bar{G} \right) \tan \alpha_{1g} \right\} \right] \Big|_{\bar{G}=0} & \end{aligned} \quad (32)$$



付図 2 式(32)と厳密解との比較

この式は $\theta_{1g}^*, \delta_{1g}^*$ を含まぬために使用に便利である。付図 2 に $\lambda_{\infty 1g} = 1.0$ における厳密解(本文式(16))と、 $\lambda_{\infty 1g} \rightarrow 0$ における厳密解(式(30))を上式(32)による計算結果と比較して示す。これから、式(32)は $\lambda_{\infty 1g} \leq 1.0$ での $(\alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0})$ を表わす精度のよい近似式であることがわかる。なお、式(32)には後縁端面圧(C_{pk}, C_{pa})は含まれていないが、図に示されているように角度差($\alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0}$)にはあまり効かない。

本文図 19 より $\alpha_2 = \alpha_{2, \bar{G}=0}$ の時の G の値の $\frac{1}{2}$ が $(\alpha_2 - \alpha_{2, \bar{G}=0})$ の値の極小値を近似的に与える。その極小値を与える \bar{G} の値は、明らかに

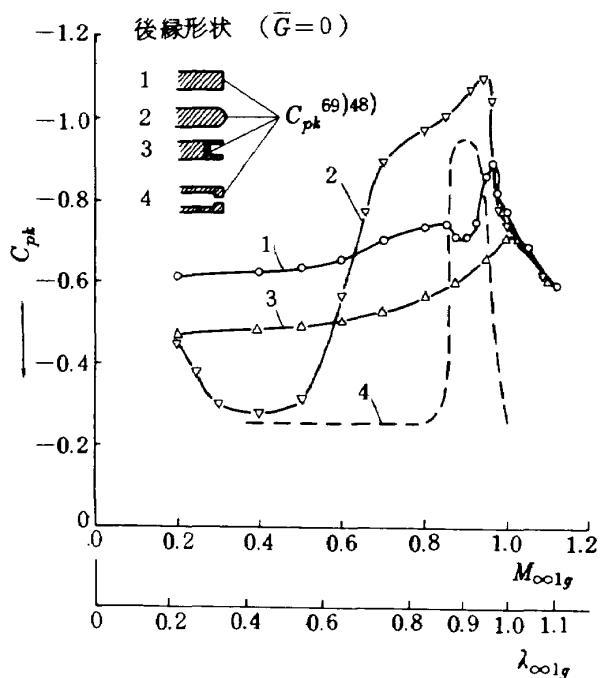
$$\bar{G}_{opt} \doteq \frac{(1+\bar{T}^*)}{2\bar{T}^*} \frac{f^*}{(1-t^*)} \frac{\tan \alpha_{1g}}{\tan \alpha_{1a}} \quad (B \cdot 21)$$

である。

付録 C 後縁端面圧 C_{pk} について

後縁ウェイク内の端面圧(base pressure)に関する研究は実験的にも理論的にも広く行われている。⁽⁶²⁾⁻¹⁰⁴⁾しかし、どのような後縁形状にも成立つ理論式はまだ確立していない。ここでは、いくつかの文献にみられる端面圧の実験値を 2, 3 示す。

付図 3 は種々の後縁形状をもつ平板に対する端面圧の実験値(曲線 1~3 は文献 [69], 4 は文献 [48])を示す。線 2 を除いて $\lambda_{\infty 1g} \lesssim 0.5$ では C_{pk} はほぼ一定であるが、いづれの形状も後縁部における局所マッハ数が



付図 3 後縁形状と C_{pk}

1.0に達したとき急激な C_{pk} の値の減少がみられ、それ以下の流れ速度ではほぼ一定の C_{pk} の値をもつことがわかる。

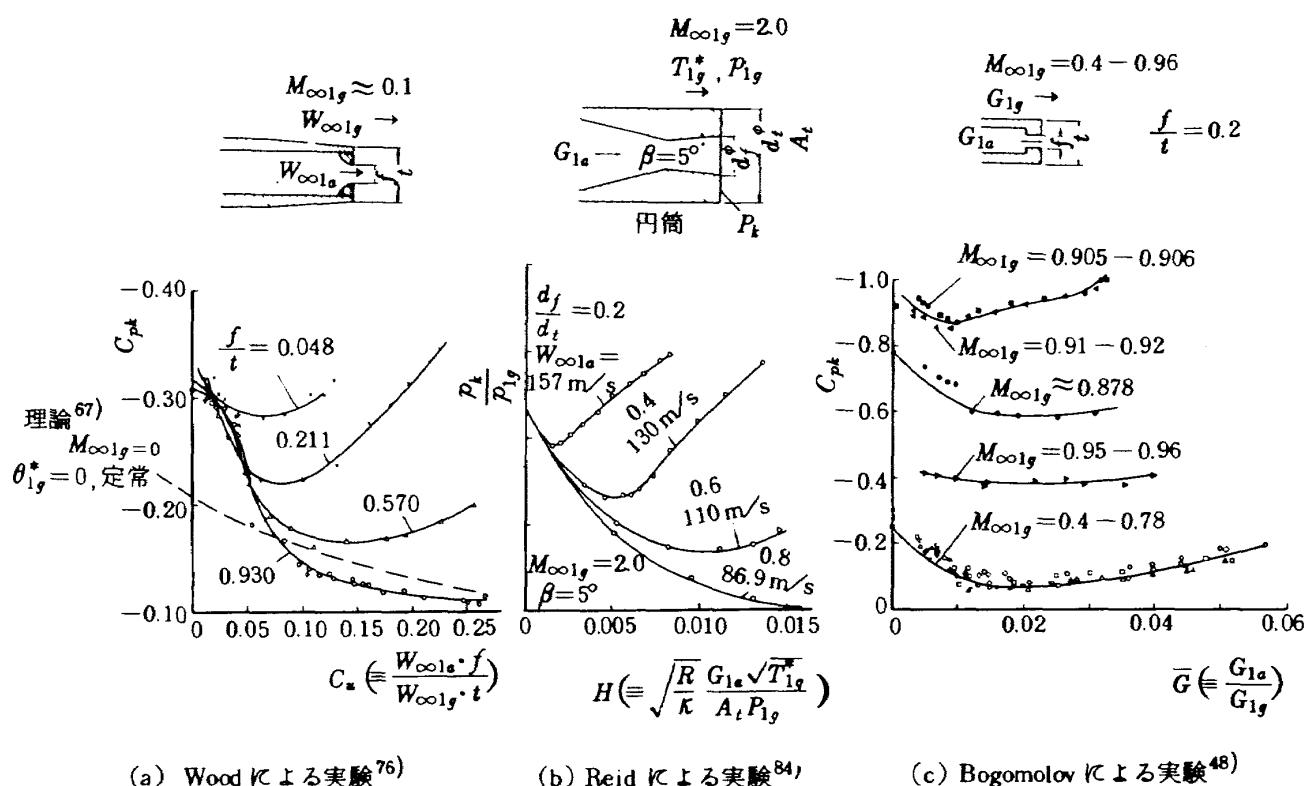
一方、航空機やロケットなどでは翼や機体の端面圧を増加させる方策によって翼や機体の空気抵抗を減少させる努力がなされている。⁸⁵⁾⁻⁹⁰⁾ その方策の1つに端面ウェイク内に二次空気を噴き込む方法がある。二次空気の噴込みのある場合の端面圧についての研究は多くないが⁷⁵⁾⁻⁸⁴⁾、付図4(a)～(c)に実験値の一部を示す。これらの図から、二次空気の端面圧に及ぼす影響として、一般にある二次空気の量以下では端面圧を増加させうるが、それ以上では再び端面圧の減少をもたらすことがある。(さらに二次流量が増すと端面圧は再び増大する^{81) 84)}。

しかし、端面圧 C_{pk} については境界層厚さの影響や流れのレイノルズ数の影響をはじめ未だ解明されていないことが多い。付図4(a)には一部理論による値も示した。図には後縁厚さに対する吹き出し幅が大きいほど端面(base)圧の変化が大きいことが示されている。

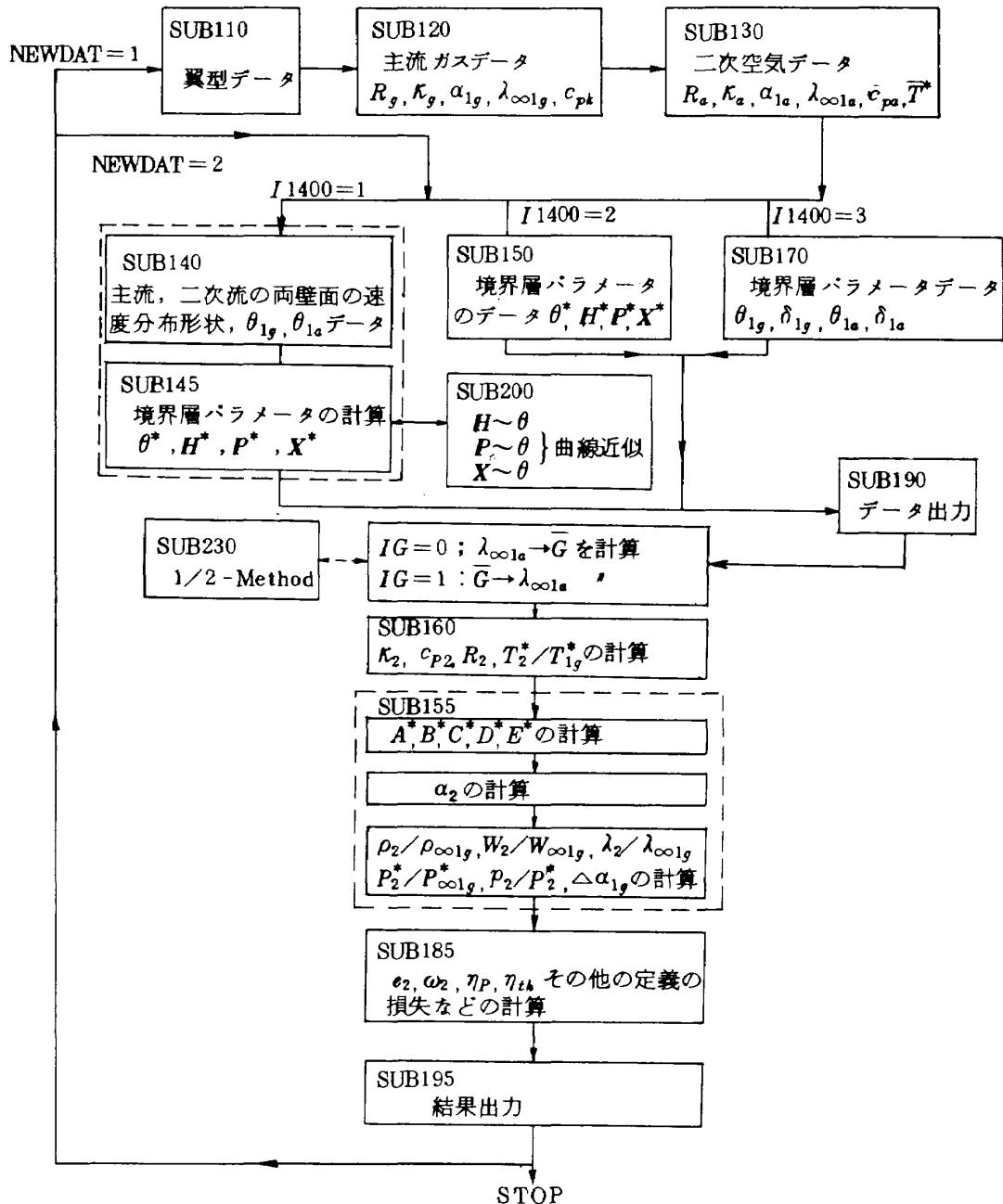
なお、端面内では端面位置によらずほぼ一様な静圧をもつことが実験的に認められている。^{69) 76)}

付録D 計算プログラム

以下に、後縁から二次空気の吹き出しのある二次元翼列の空力性能の計算プログラムを示す。この計算は翼列後縁(図1の断面1)での翼列状態を与え、無限下流の一様ガス状態を計算するものである。付図5にそのフローチャートを示す。付表1に計算プログラム、付表2に入力の仕様、付表3に出力の仕様を示す。付図6に種々の翼列性能の計算結果を示す。



付図4 二次空気量による端面圧の変化



付図 5 計算フローチャート

出力データ（付表3の(6)(7)欄および付図6の計算値）
の定義

- 6) $GR = \bar{G}$, $CPM = c_{p2}$, $RRM = R_2$, $GAMM = \kappa_2$,
 $ALM = \lambda_2$, $XLOMR = \rho_2 / \rho_{\infty 1g}$, $WMR = W_2 / W_{\infty 1g}$,
 $VLMR = \lambda_2 / \lambda_{\infty 1g}$, $PTMR = P_2^* / P_{\infty 1g}^*$,
- 7) $E2 = \varepsilon_2$; $\varepsilon_2 \equiv 1 - \frac{P_2^*}{P_{\infty 1g}^*}$

$$YT2 = Y_{t2}; \quad Y_{t2} \equiv \frac{\tilde{P}_1^* - P_2^*}{P_2^* - p_2}$$

ここで, $\tilde{P}_1^* \equiv \frac{\int_0^s (\rho WP^* \cos \alpha)_1 dy}{\int_0^s (\rho W \cos \alpha)_1 dy}$ (流量平均)

ゆえに,

$$\frac{\tilde{P}_1^*}{P_{\infty 1g}^*} = \frac{\left\{ 1 - \frac{P^* \theta^*}{1 - f^* - H^* \theta^*} \left(1 - \frac{p}{P_{\infty}^*} \right) \right\}_{1g} + \frac{P_{\infty 1g}^*}{P_{\infty 1g}^*} \bar{G} \left\{ 1 - \frac{P^* \theta^*}{f^* - H^* \theta^*} \left(1 - \frac{p}{P_{\infty}^*} \right) \right\}_{1a}}{1 + \bar{G}}$$

$$YT2D = Y_{t2}' ; \quad Y_{t2}' \equiv \frac{\tilde{P}_1^* - P_2^*}{P_2^* - p_2}$$

ここで, $\tilde{P}_1^* \equiv \frac{1}{s} \int_0^s P_1^* dy$ (算術平均)

ゆえに,

$$\frac{\tilde{P}_1^*}{P_{\infty 1g}^*} = (1 - t^* - X^* \theta^*)_{1g} + \frac{P_{\infty 1g}^*}{P_{\infty 1g}^*} (f^* - X^* \theta^*)_{1a} = PTIAD$$

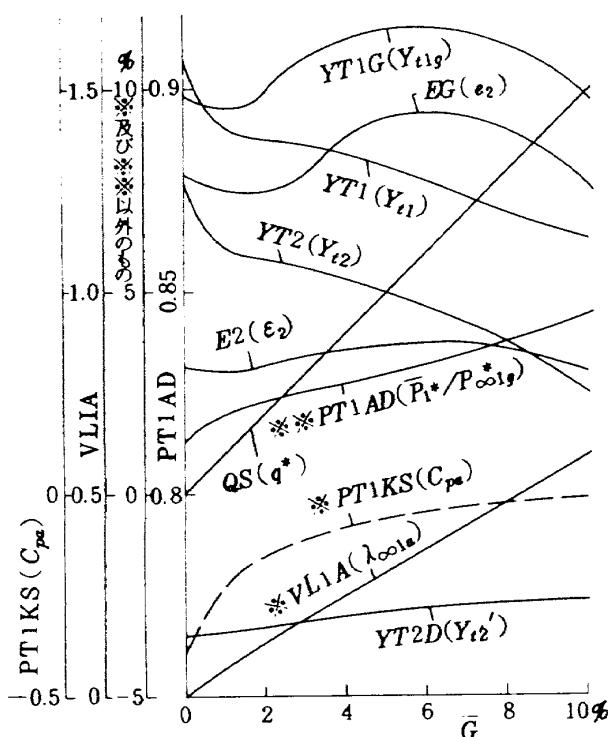
$$YT1 = Y_{t1}; \quad Y_{t1} \equiv \tilde{\omega}_2 \text{ (本文 5.4 (b) 項)}$$

$$DVALG = \Delta \alpha_{1g}$$

$$PT1AR = P_{0a}^* / P_{0g}^*$$

$$PT1AD = \frac{\tilde{P}_1^*}{P_{\infty 1g}^*} \text{ (前述)}$$

$$QS = q^* : \quad q^* \equiv \bar{G} \bar{a}_{cr}, \quad a_{cr} = \sqrt{\frac{\kappa}{\kappa+1}} RT^*$$



$$YT1G = Y_{t1g}; \quad Y_{t1g} \equiv \omega_2 \text{ (本文 2.6 項)}$$

$$PTOR = P_{0a}^* / P_{0g}^*; \quad \tilde{P}_0^* \equiv \text{本文 5.4 (b) 項}$$

$$PTOAR = \tilde{P}_0^* / P_{\infty 1g}^*, \text{ (本文 5.4 (b) 参照)}$$

$$ETAMR = \frac{\Delta h_2}{\Delta h_{g,ad}} = 1 - e_2$$

$$EG = e_2 : \text{本文 2・6 項}$$

$$e_2 = 1 - \frac{\Delta h_2}{\Delta h_{ad}}$$

$$ETATH = \eta_P : \text{本文 5.4 (a) 項}$$

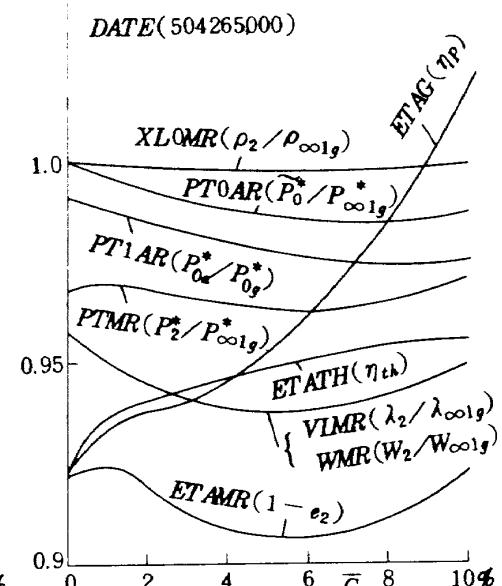
$$\eta_P \equiv (1 + \bar{G}) \frac{\Delta h_2}{\Delta h_{g,ad}}$$

$$(=\frac{\text{total outlet actual kinetic energy (mixed gas)}}{\text{ideal kinetic energy (gas)}})$$

$$ETATH = \eta_{th} :$$

$$\eta_{th} \equiv \frac{(1 + \bar{G}) \frac{\Delta h_2}{\Delta h_{g,ad}}}{1 + \bar{G} \frac{\Delta h_2}{\Delta h_{g,ad}}}$$

$$(=\frac{\text{total outlet actual kinetic energy (mixed gas)}}{\text{total ideal kinetic energy (gas+air)}})$$



付図 6 翼列特性の種々の計算結果 (PT1KSは入力データ)

付表1 計算プログラム

```

1 COMMON/D1/DATES,ITS,IFS,IZETA,DT(S(20),DFS(20),DZETA(20),I1400 MAIN
2 . COMMON/D2/IRRG,TGAMG+TALG+IVLG+TP1KS+DRRG(20),DGAMG(20),DALIG(20) MAIN
3 1DVL1G(20),DP1KS(20) MAIN
4 COMMON/D3/IRRA,IGAMA,TALA,IVLA,ITTR,TPTR,DRRA(20),DGAMR(20),DALIA MAIN
5 1(20),DVL1A(20),DTT1R(20),DPT1R(20) MAIN
6 COMMON/D4/NOGPs,NOGSS,NOAPS,NOASS,TMSGP,TMSGS,TMSAP,TMSAS MAIN
7 COMMON/D5/TMSGT,MHSG,PPSG,PASG,TMSAT,MHSA,PPSA,PASA MAIN
8 COMMON/D6/TS,FS,ZETA,RRG,GAMG,ALIG,VLIG,PIKS,RRA,GAHA,ALIA,VLIA, MAIN
9 1TT1R,PT1R MAIN
10 COMMON/D7/RALIG,RALIA,PIKR,VL1R,BF1R,WLIR,TMSG,TMSA MAIN
11 COMMON/DB/GAM1G,GAM2G,GAM3G,GAM4G,GAM5G,GAM6G,GAM1A,GAM2A,GAM3A, MAIN
12 1GAMA4A,GAM5A,GAM6A,GAM1M,GAM2M,GAM3M,GAM4M,GAM5M,GAM6M,AJ MAIN
13 COMMON/D9/GR,CPM,RRM,GAMM,TTMR,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,DVALG,E2, MAIN
14 1YT2,YT2D,YT1 MAIN
15 COMMON/D10/PT1AR,PT1AD,DATE,WS,YT1G,PTOR,PTOAR MAIN
16 COMMON/D11/TDSGT,TPSGT,TKSGT,TDSAT,TPSAT,TKSAT MAIN
17 COMMON/D12/1ETAR+ETAR+DEATAR(20)+ETAMR+EG+ETAG,ETATH MAIN
18 1065 AJ=4ZB.9 MAIN 10
19 ISET=0 MAIN 12
20 DATE=0 MAIN 13
21 C READ DATA MAIN
22 READ(5,1021)TG,NP MAIN 15
23 C NOTE(IG=0:VL1A=VL1A,IG=1:(GR=VL1A TOSHITE KEISAN) MAIN
24 C MUST NOT 0,(VL1G,VLIA MAIN
25 C NOTE(NP=0)PT1R=PT1R,NP=1IP1AS=PT1R TOSHITE KEISAN) MAIN
26 1022 CALL SUB110 MAIN 17
27 CALL 5SUB120 MAIN 20
28 CALL SUB130 MAIN 23
29 C READ DATA OF B,L. MAIN
30 1020 READ(5,1022)I1400,N1500 MAIN 30
31 1021 FORMAT(2110) MAIN 35
32 WRITE(6,1028) MAIN 36
33 1028 FORMAT(/1M1,44TH-1000(TRAILING-EDGE LOSS WITH COOLING-AIR)) MAIN 37
34 WRITE(6,1023)IG MAIN 39
35 1023 FORMAT(1H ,3HIG=12,29H(IG=0:GIVE VL1A/IG=0:GIVE GR)) MAIN 40
36 WRITE(6,1024)NP MAIN 40-2
37 1024 FORMAT(1H ,3HNP=12,31H(NP=0:GIVE PT1R/NP=1:GIVE P1AS)) MAIN 40-3
38 1029 WRITE(6,1001)I1400,N1500 MAIN 41
39 1001 FORMAT(/2X,6H1400-11,23HIF 1=SUB140,IF 2=SUB150,7H N15Q0=12) MAIN 45
40 IF(I1400,E0,0) GO TO 1030 MAIN 50
41 IF(I1400,E0,1) GO TO 1002 MAIN 55
42 IF(I1400,E0,2) GO TO 1003 MAIN 60
43 IF(I1400,E0,3) GO TO 1031 MAIN 62
44 1002 CALL SUB140(N1500) MAIN 65
45 CALL SUB145 MAIN 70
46 GO TO 1004 MAIN 75
47 1003 CALL SUB150(N1500) MAIN 80
48 GO TO 1004 MAIN 82
49 1031 CALL SUB170(N1500) MAIN 84
50 1004 CALL SUB190 MAIN 85
51 C ISET=0 MAIN 86
52 CAL BY SUB110 MAIN
53 DO 1005 KTS=1,ITS MAIN 90
54 TS=DT5(KTS) MAIN 95
55 DO 1006 KFS=1,IFS MAIN 100
56 FS=DFS(KFS) MAIN 105
57 DO 1007 KZETA=1,IZETA MAIN 110
58
59 ZETA=DZETA(KZETA) MAIN 115
60 DO 1035 KETAR=1,ETAR MAIN 117
61 ETAR=DEATAR(KETAR) MAIN 118
62 C CAL BY SUB120 MAIN
63 DO 1008 KRRG=1,IRRG MAIN 120
64 RRG=DRRG(KRRG) MAIN 125
65 DO 1009 KGAMG=1,IGAMG MAIN 130
66 GAMG=DGAMG(KGAMG) MAIN 132
67 CALL SUB210(GAMG,GAM1G,GAM2G,GAM3G,GAM4G,GAM5G,GAM6G) MAIN 135
68 DO 1010 KALG=1,IALG MAIN 140
69 AL1G=DAL1G(KALG) MAIN 145
70 RAL1G=3.14159274*ALIG/I180. MAIN 150
71 TMSG=TMSGT MAIN 155
72 DO 1011 KVLG=1,IVLG MAIN 160
73 VL1G=DVL1G(KVLG) MAIN 165
74 DO 1012 KP1KS=1,IP1KS MAIN 170
75 PIKS=DP1KS(KP1KS) MAIN 175
76 PIKR=0.3*PIKS+GAM6G*AFTGAM2G,VL1G//VL1G**# MAIN 180
77 C CAL BY SUB130 MAIN
78 DO 1013 KRRA=1,IRRA MAIN 185
79 RRA=DRRA(KRRA) MAIN 190

```

```

66      DO 1014 KGAMA=1.0(GAMA          MAIN,195
67      GAMA=DGAMA(KGAMA)           MAIN 200
68      CALL SUB210(GAMA,GAMIA,GAM2A,GAM3A,GAM4A,GAM5A,GAM6A)  MAIN 205
69      DO 1015 KALA=1.0ALA        MAIN 210
70      ALIA=DALIA(KALA)          MAIN 215
71      RALIA=3.1415927*ALIA/180.  MAIN 220
72      TMSA=TMSAT/COS(RALIA)    MAIN 225
73      DO 1016 KVLA=1.0VLA       MAIN 230
74      VLIA=DVLIA(KVLA)          MAIN 235
75      DO 1017 KTR=1.0TTR        MAIN 240
76      TTIR=DTIIR(KTTR)          MAIN 245
77      DO 1018 KPTR=1.0PTR       MAIN 250
78      C   *****
79      IF(NP,EQ.1) GO TO 1027    MAIN 252
80      PTIR=OPTIR(KPTR)         MAIN 254
81      GO TO 1032                MAIN 255
82      1027 PIAS=OPTIR(KPTR)    MAIN 2561
83      PIAR=0.5*PIAS+GAM6G*AF(GAM2G,VLIG)/VLIG**2  MAIN 2562
84      VLIA=DVLIA(KVLA)          VLIA  0
85      IF(IG,EQ.0) GO TO 1040    VLIA  3
86      CAL OF VLIA BY E0(11) WHEN IG=1 (GR=VLIA)          VLIA 10
87      GR=DVLIA(KVLA)           VLIA 15
88      RSORT=SORT(GAM5A/GAM5G*RRG/RRA/TTIR)             VLIA 20
89      BK=(GR*(1.-MHSG*TMSG)-TS)*COS(RAL1G)/(FS=HMSA*TMSA) / COS(RALVLIA)  VLIA 25
90      IIA)/RSORT)               VLIA 30
91      AK2=BK/PIAR/VLIG/GAM5G/2,          VLIA 35
92      AAA=(GAMA=1.0/(GAMA+1.0)*AK2D  VLIA 40
93      DSORT=SORT(1.*4.*AAA*AK2D)      VLIA 45
94      TF(AAA)1041,1042,1043          VLIA 50
95      1041 VLIA=(-1.-DSORT)/2./AAA  VLIA 55
96      VLIR=VLIA/VLIG              VLIA 60
97      GO TO 1040                VLIA 65
98      1042 VLIA=0.                VLIA 70
99      VLIR=0.                    VLIA 75
100     1043 VLIA=(-1.+DSORT)/2./AAA  VLIA 80
101     1043 VLIA=(-1.+DSORT)/2./AAA  VLIA 85

```

```

99      VLIR=VLIA/VLIG          VLIA  90
100     1040 PTIR=PIAK*CF(GAM2G,GAMIG,VLIG)/CF(GAM2A,GAMIA,VLIA)/GAM6G*AF(GAM2
101     1040 1G,VLIG)**2          MAIN 2564
102     1032 TF(IG,E0,1) GO TO 1025          MAIN 257
103     C   CAL OF GR BY E0(11) WHEN IG=0          MAIN
104     BF1R=BF(GAM2A/GAM4A+VLIA)/BF(GAM2G/GAM4G+VLIG)  MAIN 260
105     VLIR=VLIA/VLIG          MAIN 265
106     1044 WLIR=PTIR*BF1R*SORT(GAM5A/GAM5G*RRG/RRA/TTIR)  MAIN 270
107     GR=(FS=HMSA*TMSA)*(COS(RAL1A)/(1.-MHSG*TMSG)-TS)/COS(RAL1G).MAIN 275
108     1045 1WLR                MAIN 280
109     GO TO 1026                MAIN 281
110     C   CAL OF VLIA BY E0(11) WHEN IG=1 (VLIA=SUBSONIC-SOL.)  M(GR)
111     1029 IF(NP,EQ.1) GO TO 1045  M(GR)  3
112     GR=DVLIA(KVLA)           M(GR)  3
113     IF(GR,NE.0.) GO TO 1035  M(GR) 10
114     VLIR=1.0E-17            M(GR) 15
115     GO TO 1045                M(GR) 20
116     1035 IF(FS#PTIR,NE.0.) GO TO 1036  M(GR) 25
117     WRITE(6,1037),FS,PTIR,GR  M(GR) 30
118     1037 FORMAT(1H,18HDATA ERROR,FOR FS=E12.3,2X5HPTIR=E12.3,2X3HGR=E12.3,M(GR) 35
119     .127H(NO SOL.)GO TO 1018(DO OUT))  M(GR) 40
120     GO TO 1018                M(GR) 45
121     1036 RSORT=SORT(GAM5A/GAM5G*RRG/RRA/TTIR)  M(GR) 50
122     AK=(GR*(1.-MHSG*TMSG)-TS)*COS(RAL1G)/(FS=HMSA*TMSA) / COS(RALM(GR)) 55
123     IIA)/PTIR/RSORT*BF(GAM2G/GAM4G+VLIG))**((GAMA-1.0)  M(GR) 60
124     X5=1.0E-17              M(GR) 65
125     XL=1./VLIG              M(GR) 70
126     CALL SUB230(X5,XL,VLIR,AK,GAMA,GAM2A+VLIG)  M(GR) 75
127     1045 VLIA=VLIR+VLIG          M(GR) 80
128     BF1R=BF(GAM2A/GAM4A+VLIA)/BF(GAM2G/GAM4G+VLIG)  M(GR) 85
129     WLIR=VLIR*PTIR*BF1R*RSORT  M(GR) 90
130     C   *****
131     1050 FORMAT(10E12.5)        MAIN 282
132     C   CAL OF AFTER MIX      DBAG
133     1026 CALL SUB160          MAIN 283
134     C   CALL SUB155          MAIN 285
135     C   CALL OF EDGE-LOSS(E2,YT2,YT2D)  MAIN
136     CALL SUB185          MAIN 290
137     CALL SUB195(ISET)        MAIN 295
138     1018 CONTINUE          MAIN 300
139     1017 CONTINUE          MAIN 305
140     1016 CONTINUE          MAIN 310
141     1015 CONTINUE          MAIN 315
142     1014 CONTINUE          MAIN 320
143     1013 CONTINUE          MAIN 325

```

135	1012 CONTINUE		MAIN 330
136	1011 CONTINUE		MAIN 335
137	1010 CONTINUE		MAIN 340
138	1009 CONTINUE		MAIN 345
139	1008 CONTINUE		MAIN 350
140	1055 CONTINUE		MAIN 352
141	1007 CONTINUE		MAIN 355
142	1006 CONTINUE		MAIN 360
143	1005 CONTINUE		MAIN 365
144	WRITE(6,1060)		MAIN 366
145	1060 FORMAT(1H ,62READ NEWDAT(110),1C TO 1065(START),Z(NEW B,L,DATA,0)MAIN 367 10 JOB STOP)		MAIN 368

146	READ(5,1062)NEWDAT		MAIN 369
147	1062 FORMAT(110)		MAIN 370
148	IF(NEWDAT,EQ,1) GO TO 1065		MAIN 371
149	IF(NEWDAT,NE,0) GO TO 1030		MAIN 372
150	WRITE(6,1019)		MAIN 373
151	1019 FORMAT(1HO,94M READ B, L, DATA(11400,N1500,SUB140(11400-1) OR SUBMAIN 373 1150(11400-2).BUT IF 11400=0,GO TO JOB STOP/)		MAIN 380
152	GO TO 1020		MAIN 385
153	1030 STOP		MAIN 390
154	END		MAIN 395

=E=

1	SUBROUTINE SUB110		SB110 05
2	C TH-1100(DATA OF BLADE)		SB110
3	COMMON/D1/DATES,ITS,IFS,IZETA,DTS(20),DFS(20),DZETA(20),I1400		MAIN
4	COMMON/D12/IETAR,ETAR,DETAR(20),ETAMR,EG,ETAG,ETATH		MAIN
5	READ(5,1110)DATES,ITS,IFS,IZETA,IETAR		SB110 10
6	READ(5,1110)(DTS(I),I=1,ITS)		SB110 15
7	READ(5,1110)(DFS(I),I=1,IFS)		SB110 20
8	READ(5,1110)(DZETAI(),I=1,IZETA)		SB110 25
9	READ(5,1110)(DETAR(I),I=1,IETAR)		SB110 27
10	C NOTE(DZETA WA YT1 NO KEISAN NOMI MOCHIRU.)		SB110
11	C NOTE(DETAR WA ETAMR NO KEISAN NOMI MOCHIRU.)		SB110
12	1105 FORMAT(F10.3,6(10))		SB110 30
13	1110 FORMAT(7E10,3)		SB110 35
14	RETURN		SB110 40
15	END		SB110 45

1	SUBROUTINE SUB120		SB120 05
2	C TH-1200(DATA OF GAS)		SB120
3	COMMON/D2/IRHG,IGAMG,IALG,IVLG,IP1KS,DRRG(20),DGAMG(20),DAL1G(20),MAIN IDVL1G(20),DP1KS(20)		MAIN
4	READ(5,1205)IRRG,IGAMG,IALG,IVLG,IP1KS		SB120 10
5	READ(5,1210)(DRRG(I),I=1,IRRG)		SB120 15
6	READ(5,1210)(DGAMG(I),I=1,IGAMG)		SB120 20
7	READ(5,1210)(DAL1G(I),I=1,IALG)		SB120 25
8	READ(5,1210)(DVL1G(I),I=1,IVLG)		SB120 30
9	READ(5,1210)(DP1KS(I),I=1,IP1KS)		SB120 35
10	1205 FORMAT(7I10)		SB120 40
11	1210 FORMAT(7E10,3)		SB120 45
12	RETURN		SB120 50
13	END		SB120 55

1	SUBROUTINE SUB130		SB130 05
2	C TH-1300(DATA OF COOLING-AIR)		SB130
3	COMMON/D3/IRRA,IGAMA,IALA,IVLA,ITTR,IPTR,DRRA(20),DGAMA(20),DAL1A I(20),DVL1A(20),DTT1R(20),DPT1R(20)		MAIN
4	READ(5,1305)IRRA,IGAMA,IALA,IVLA,ITTR,IPTR		MAIN
5	READ(5,1310)(DRRA(I),I=1,IRRA)		SB130 10
6	READ(5,1310)(DGAMA(I),I=1,IGAMA)		SB130 15
7	READ(5,1310)(DAL1A(I),I=1,IALA)		SB130 20
8	READ(5,1310)(DVL1A(I),I=1,IVLA)		SB130 25
9	READ(5,1310)(DTT1R(I),I=1,ITTR)		SB130 30
10	READ(5,1310)(DPT1R(I),I=1,IPTR)		SB130 35
11	1305 FORMAT(7I10)		SB130 40
12	1310 FORMAT(7E10,3)		SB130 45
13	RETURN		SB130 50
14	END		SB130 55

```

1      C      SUBROUTINE SUB140(N1500)          SB140 05
2      TH=1400(DATA OF VEL,DISTRIBUTION CURVE AND MOMENTUM THICKNESS)
3      COMMON/D4/NOGPS,NOGSS,NOAPS,NOASS,TMSGP,TMSG5,TMSAP,TMSAS   MAIN
4      IF(N1500,E0,0) GO TO 1415          SB140 10
5      IF(N1500,E0,1) GO TO 1420          SB140 15
6      IF(N1500,E0,2) GO TO 1425          SB140 20
7      IF(N1500,E0,3) GO TO 1430          SB140 25
8      IF(N1500,E0,4) GO TO 1435          SB140 30
9      IF(N1500,E0,5) GO TO 1440          SB140 35
10     IF(N1500,E0,6) GO TO 1445          SB140 40
11     IF(N1500,E0,7) GO TO 1450          SB140 45
12     IF(N1500,E0,8) GO TO 1455          SB140 50
13     1415 READ(5,1405)NOGPS,NOGSS,NOAPS,NOASS          SB140 55
14     READ(5,1410)TMSGP,TMSG5,TMSAP,TMSAS          SB140 60
15     1420 READ(5,1405)NOGSS          SB140 65
16     GO TO 1460          SB140 70
17     1425 READ(5,1405)NOGSS          SB140 75
18     GO TO 1460          SB140 80
19     1430 READ(5,1405)NOAPS          SB140 85
20     GO TO 1460          SB140 90
21     1435 READ(5,1405)NOASS          SB140100
22     GO TO 1460          SB140105
23     1440 READ(5,1410)TMSGP          SB140110
24     GO TO 1460          SB140115
25     1445 READ(5,1410)TMSG5          SB140120
26     GO TO 1460          SB140125
27     1450 READ(5,1410)TMSAP          SB140130
28     GO TO 1460          SB140135
29     1455 READ(5,1410)TMSAS          SB140140
30     1405 FORMAT(7I10)          SB140145
31     1410 FORMAT(7E10.3)          SB140150
32     1460 RETURN          SB140155
33     END          SB140160

```

```

1      C      SUBROUTINE SUB145          SB145 05
2      TH=1450(CAL OF B,L,CHARACT, FROM DATA OF SUB140)
3      COMMON/D4/NOGPS,NOGSS,NOAPS,NOASS,TMSGP,TMSAP,TMSAS   MAIN
4      COMMON/D5/TMSGT,HHSG,PPSG,PASS,TMSAT,HMSA,PPSA,PASA   MAIN
5      COMMON/D6/TS,FS,ZETA,RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS,RRA,GAMA,AL1A,VL1A, ITTIR,PT1R   MAIN
6      TMSGT=TMSGP+TMSG5          SB145 10
7      TMSAT=TMSAP+TMSAS          SB145 15
8      C      FOR GAS          SB145
9      VL=VL1G          SB145 20
10     N2000=NOGPS          SB145 25
11     CALL SUB200(N2000,VL,HH,PP,PA)          SB145 30
12     HHGPS=HH          SB145 35
13     PPGPS=PP          SB145 40
14     PAGPS=PA          SB145 45
15     N2000=NOGSS          SB145 50
16     CALL SUB200(N2000,VL,HH,PP,PA)          SB145 55
17     HHGSS=HH          SB145 60
18     PPGSS=PP          SB145 65
19     PAGSS=PA          SB145 70
20     HHSG=(TMSGP+HHGPS+TMSG5+HHGSS)/TMSGT          SB145 75
21     PPSG=(TMSGP+PPGPS+THSGS+PPGSS)/TMSGT          SB145 80
22     PASG=(TMSGP+PAGPS+THSGS+PAGSS)/TMSGT          SB145 85
23     C      FOR COOLING-AIR          SB145
24     VL=VL1A          SB145 90
25     N2000=NOAPS          SB145 95
26     CALL SUB200(N2000,VL,HH,PP,PA)          SB145100
27     HHAPS=HH          SB145105
28     PAAPS=PP          SB145110
29     N2000=NOASS          SB145115
30     CALL SUB200(N2000,VL,HH,PP,PA)          SB145120
31     HHASS=HH          SB145125
32     PAASS=PP          SB145130
33     PAASS=PA          SB145135
34     HHSA=(TMSAP+HHAPS+THSAS+HHASS)/TMSAT          SB145140
35     PPSA=(TMSAP+PPAPS+THSAS+PPASS)/TMSAT          SB145145
36     PASA=(TMSAP+PAAPS+THSAS+PAASS)/TMSAT          SB145150
37     RETURN          SB145155
38     END          SB145160
39           SB145165

```

```

1      SUBROUTINE SUB150(N1500)                               SB150 05
2      TH=1500(DATA OF B,L,CHARACT,)                         SB150
3      COMMON/D5/TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA   MAIN
4      IF(N1500,EQ.0) GO TO 1515                           SB150 10
5      IF(N1500,EQ.1) GO TO 1520                           SB150 15
6      IF(N1500,EQ.2) GO TO 1525                           SB150 20
7      IF(N1500,EQ.3) GO TO 1530                           SB150 25
8      IF(N1500,EQ.4) GO TO 1535                           SB150 30
9      IF(N1500,EQ.5) GO TO 1540                           SB150 35
10     IF(N1500,EQ.6) GO TO 1545                           SB150 40
11     IF(N1500,EQ.7) GO TO 1550                           SB150 45
12     1515 READ(5,1510)TMSGT,HHSG,PPSG,PASG             SB150 50
13     READ(5,1510)TMSAT,HHSA,PPSA,PASA                 SB150 55
14     GO TO 1560                                         SB150 60
15     1520 READ(5,1510)TMSGT                           SB150 65
16     GO TO 1560                                         SB150 70
17     1525 READ(5,1510)HHSG                           SB150 75
18     GO TO 1560                                         SB150 80
19     1530 READ(5,1510)PPSG                           SB150 85
20     GO TO 1560                                         SB150 90
21     1535 READ(5,1510)PASG                           SB150 95
22     GO TO 1560                                         SB150100
23     1540 READ(5,1510)TMSAT                           SB150110
24     GO TO 1560                                         SB150115
25     1545 READ(5,1510)HHSA                           SB150120
26     GO TO 1560                                         SB150125
27     1550 READ(5,1510)PPSA                           SB150130
28     GO TO 1560                                         SB150135
29     1555 READ(5,1510)PASA                           SB150140
30     1510 FORMAT(7E10.3)                            SB150145
31     1560 RETURN                                     SB150150
32     END                                           SB150155

1      SUBROUTINE SUB170(N1500)                               SB170 05
2      TH=1700(DATA OF B,L,TERMS)                          SB170
3      COMMON/D5/TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA   MAIN
4      COMMON/D11/TDSGT,TPSGT,TKSGT,TDSAT,TPSAT,TKSAT      MAIN
5      IF(N1500,EQ.0) GO TO 1715                           SB170 10
6      IF(N1500,EQ.1) GO TO 1720                           SB170 15
7      IF(N1500,EQ.2) GO TO 1725                           SB170 20
8      IF(N1500,EQ.3) GO TO 1730                           SB170 25
9      IF(N1500,EQ.4) GO TO 1735                           SB170 30
10     IF(N1500,EQ.5) GO TO 1740                           SB170 35
11     IF(N1500,EQ.6) GO TO 1745                           SB170 40
12     IF(N1500,EQ.7) GO TO 1750                           SB170 45
13     1715 READ(5,1710)TMSGT,TDSGT,TPSGT,TKSGT          SB170 50
14     READ(5,1710)TMSAT,TDSAT,TPSAT,TKSAT               SB170 55
15     GO TO 1760                                         SB170 60
16     1720 READ(5,1710)TMSGT                           SB170 65
17     GO TO 1760                                         SB170 70
18     1725 READ(5,1710)TDSGT                           SB170 75
19     GO TO 1760                                         SB170 80
20     1730 READ(5,1710)TPSGT                           SB170 85
21     GO TO 1760                                         SB170 90
22     1735 READ(5,1710)TKSGT                           SB170 95
23     GO TO 1760                                         SB170100
24     1740 READ(5,1710)TMSAT                           SB170105
25     GO TO 1760                                         SB170110
26     1745 READ(5,1710)TDSAT                           SB170115
27     GO TO 1760                                         SB170120
28     1750 READ(5,1710)TPSAT                           SB170125
29     GO TO 1760                                         SB170130
30     1755 READ(5,1710)TKSAT                           SB170135
31     1710 FORMAT(7E10.3)                            SB170140
32     1760 IF(TMSGT,EQ.0.) TMSGT=1.E-20              SB170145
33     IF(TMSAT,EQ.0.) TMSAT=1.E-20                  SB170158
34     HHSG=TDSGT/TMSGT                                SB170159
35     PPSG=TPSGT/TMSGT                                SB170160
36     PASG=TKSGT/TMSGT                                SB170165
37     HHSA=TDSAT/TMSAT                                SB170170
38     PPSA=TPSAT/TMSAT                                SB170175
39     PASA=TKSAT/TMSAT                                SB170180
40     RETURN                                         SB170185
41     END                                           SB170190

```

```

1      SUBROUTINE SUB190          SB190 05
2      C   TH=1900(OUTPUT OF DATA)    SB190
3      COMMON/D1/DATES,ITS,IFS,IZETA,DT5(20),DZETA(20),I1400   MAIN
4      COMMON/D2/IRRG,IGAMG,IALG,IVLG,IP1KS,DRRG(20),DGAMG(20),DAL1G(20),MAIN
5      1DVL1G(20),DP1KS(20)        MAIN
6      COMMON/D3/IRRA,IGAMA,JALA,JVLA,ITTR,JPTR,DRRA(20),DGAMA(20),DAL1A MAIN
7      1(20),DVL1A(20),DTT1R(20),DPT1R(20)                   MAIN
8      COMMON/D4/NOGPS,NOGSS,NOAPS,NOASS,TMSGP,TMSGS,TMSAP,TMSAS   MAIN
9      COMMON/D5/TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA     MAIN
10     COMMON/D11/TDSGT,TPSGT,TKSGT,TDSAT,TPSAT,TKSAT           MAIN
11     COMMON/D12/ETAR,ETAR,DEATAR(20),ETAMR,EG,ETAG,ETATH       MAIN
12     C   OUTPUT OF SUB110          SB190
13     WRITE(6,1905)DATES         SB190 10
14     WRITE(6,1910)(DTS(I),I=1,ITS)                         SB190 15
15     WRITE(6,1910)(DFS(I),I=1,IFS)                         SB190 20
16     WRITE(6,1910)(DZETA(I),I=1,IZETA)                     SB190 25
17     WRITE(6,1910)(DEATAR(I),I=1,IEATAR)                  SB190 27
18     C   OUTPUT OF SUB120          SB190
19     WRITE(6,1910)(DRRG(I),I=1,IRRG)                      SB190 30
20     WRITE(6,1910)(DGAMG(I),I=1,IGAMG)                    SB190 35
21     WRITE(6,1910)(DAL1G(I),I=1,IALG)                      SB190 40
22     WRITE(6,1910)(DVL1A(I),I=1,IVLG)                      SB190 45
23     WRITE(6,1910)(DP1KS(I),I=1,IP1KS)                    SB190 50
24     C   OUTPUT OF SUB130          SB190
25     WRITE(6,1910)(DRRA(I),I=1,IRRA)                      SB190 55
26     WRITE(6,1910)(DGAMA(I),I=1,IGAMA)                    SB190 57
27     WRITE(6,1910)(DAL1A(I),I=1,IALA)                      SB190 60
28     WRITE(6,1910)(DVL1A(I),I=1,IVLA)                      SB190 65
29     WRITE(6,1910)(DTT1R(I),I=1,ITTR)                      SB190 70
30     WRITE(6,1910)(DPT1R(I),I=1,IPTR)                      SB190 75
31     C   OUTPUT OF SUB140 OR SUB150          SB190
32     WRITE(6,1915)I1400             SB190 80
33     IF(I1400.EQ.1) GO TO 1902          SB190 85
34     IF(I1400.EQ.2) GO TO 1903          SB190 90
35     IF(I1400.EQ.3) GO TO 1906          SB190 92
36     1902 WRITE(6,1915)NOGPS,NOGSS,NOAPS,NOASS           SB190 95
37     WRITE(6,1910)TMSGP,TMSGS,TMSAP,TMSAS           SB190100
38     GO TO 1904             SB190105
39     1903 WRITE(6,1910)TMSGT,HHSG,PPSG,PASG           SB190110
40     WRITE(6,1910)TMSAT,HHSA,PPSA,PASA           SB190115
41     GO TO 1904             SB190106
42     1906 WRITE(6,1910)TDSGT,TPSGT,TKSGT           SB190117
43     WRITE(6,1910)TMSAT,TDSAT,TPSAT,TKSAT           SB190116
44     1904 WRITE(6,1918)             SB190117
45     1905 FORMAT(1H,.5HDATE(F10,3,1H))           SB190120
46     1910 FORMAT(1H,9E12.5)           SB190125
47     1915 FORMAT(4I10)             SB190130
48     1918 FORMAT(46H SEE(IG=0,ZETA,NE,0, NO TOKI NOMI PT1R,NE,PTOR) SB190135
49     1920 FORMAT(/16H LIST OF RESULT/12H DATES,I1400/18H(1)TS,FS,ZETA,ETAR SB190140
50     1/          26H(2)SB190142
51     2RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS/32H(3)RRA,GAMA,AL1A,VL1A,TT1R,PT1R /28H(4)SB190145
52     3TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSG/28H(5)TMSAT,HHSA,PPSA,PASA,TMSA/42H(6)GRS8190150
53     4(CPM,RRM,GAMM,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR/75H(7)E2,YT2+YT20,YT1,DVALG,SB190155
54     5PT1AR,PT1AD,WS,YT1G,PTOR,PTOAR,ETAMR,EG,ETAG,ETATH/M1)           SB190157
55     RETURN             SB190160
56     END                SB190165

```

```

1      SUBROUTINE SUB210(GAM,GAM1,GAM2,GAM3,GAM4,GAM5,GAM6)      SB210 05
2      C   TH=210(CAL OF FUNCTION OF GAM)    SB210
3      GAM1=GAM/(GAM-1.)          SB210 10
4      GAM2=(GAM-1.)/(GAM+1.)          SB210 15
5      GAM3=(2.*GAM-1.)/(GAM-1.)          SB210 20
6      GAM4=1./((GAM-1.))          SB210 25
7      GAM5=GAM/(GAM+1.)          SB210 30
8      GAM6=0.5/GAM5          SB210 35
9      RETURN             SB210 40
10     END                SB210 45

```

```

1      SUBROUTINE SUB160                               SB160 05
2      C      TH=1600(CAL OF CPM,RRM,GAMM,GAM1M-GAM6H,TTMR)   SB160
3      COMMON/D6/TS,FS,ZETA,RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS,RRA,GAMA,AL1A,VL1A,   MAIN
4      1TT1R,PT1R                                     MAIN
5      COMMON/D8/GAM1G,GAM2G,GAM3G,GAM4G,GAM5G,GAM6G,GAM1A,GAM2A,GAM3A,   MAIN
6      1GAM4A,GAM5A,GAM6A,GAM1M,GAM2M,GAM3M,GAM4M,GAM5M,GAM6M,AJ   MAIN
7      COMMON/D9/GR,CPM,RRM,GAMM,TTMR,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,DVALG,E2,   MAIN
8      1YT2,YT2D,YT1                                     MAIN
9      CPG=GAM1A*RRG/AJ                                SB160 10
10     CPA=GAM1A*RRA/AJ                                SB160 15
11     CPM=(CPG+CPA*GR)/(1.+GR)                      SB160 20
12     RRM=(RRG+RRA*GR)/(1.+GR)                      SB160 25
13     GAMM=(1.+CPA*GR/CPG)*GAMG/(1.+CPA*GAMG*GR/CPG/GAMA)    SB160 30
14     CALL SUB210(GAMM,GAM1M,GAM2M,GAM3M,GAM4M,GAM5M,GAM6M)    SB160 35
15     TTMR=(CPG+CPA*TT1R*GR)/CPM/(1.+GR)                SB160 40
16     RETURN                                         SB160 45
17     END                                            SB160 50

1      SUBROUTINE SUB155                               SB155 05
2      C      TH=1550(CAL OF AFTER MIX)               SB155
3      COMMON/D5/TMSGT,HHSQ,PPSG,PASG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA   MAIN
4      COMMON/D6/TS,FS,ZETA,RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS,RRA,GAMA,AL1A,VL1A,   MAIN
5      1TT1R,PT1R                                     MAIN
6      COMMON/D7/RAL1G,RAL1A,P1KR,VL1R,BF1R,WL1R,TMSG,TMSA   MAIN
7      COMMON/D8/GAM1G,GAM2G,GAM3G,GAM4G,GAM5G,GAM6G,GAM1A,GAM2A,GAM3A,   MAIN
8      1GAM4A,GAM5A,GAM6A,GAM1M,GAM2M,GAM3M,GAM4M,GAM5M,GAM6M,AJ   MAIN
9      COMMON/D9/GR,CPM,RRM,GAMM,TTMR,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,DVALG,E2,   MAIN
10     1YT2,YT2D,YT1                                     MAIN
11     COMMON/D10/P1AR,PT1AD,1DATE,0S,YT1G,PTOR,PTOAR          MAIN
12     WWL1R=VL1R*2*PT1R*BF1R*GAM5A/GAM5G                  SB155 10
13     DF1G=DF(GAM2G,GAM6G,VL1G)                         SB155 15
14     P1AR=CF(GAM2A,GAM1A,VL1A)+PT1R*DF1G/CF(GAM2G,GAM1G,VL1G)    SB155 20
15     P1KR=P1KS/2.+DF1G                                  SB155 22
16     C      CAL OF A*,B*,C*,D*,E*                     SB155
17     AS1=(1.-(HHSQ*1.))*TMSG                         -TS)*COS(RAL1G)   SB155 25
18     AS2=(FS-(HHSA*1.))*TMSA                         - TS)*COS(RAL1A)   SB155 30
19     AS=AS1*COS(RAL1G)+AS2*COS(RAL1A)+WWL1R*(1.-TS)*DF1G+FS*P1AR   SB155 35
20     1*(TS-FS)*P1KR                                  SB155 40
21     BS=AS1*SIN(RAL1G)+AS2*SIN(RAL1A)+WWL1R           SB155 45
22     CS=(1.-(HHSQ*TMSG)-TS)*COS(RAL1G)+(FS-HHSA*TMSA)*   COS(RAL1A)+SB155 50
23     1WL1R                                         SB155 52
24     ES=GAM6M*BS                                      SB155 55
25     EE=(GAMM-1.)*BS/GAMM/2,                           BS155 58
26     DS=EE-GAM6G*RRM/RRG*TTMR*(CS/VL1G)*2/BS          SB155 60
27     CAL OF ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,DVALG             SB155 65
28     C      RALM(LARGE SOLUTION)
29     RALM=ATAN(-0.5*(AS/DS-SQRT((AS/DS)**2+4.*ES/DS)))   SB155 70
30     ALM=RALM*180./3.1415927                          SB155 75
31     XLOMR=CS*2*SIN(RALM)/COS(RALM)/BS              SB155 80
32     WMR=BS/CS/SIN(RALM)                            SB155 85
33     VLMR=WMR/SQRT(TTMR*GAM5M*RRM/GAM5G/RRG)        SB155 90
34     VLM=VLMR*VL1G                                 SB155 95
35     PTMR=RRM/RRG*XLOMR*TTMR*BF(GAM2G,GAM4G,VL1G)/BF(GAM2M,GAM4M,VLM) SB155100
36     DVALG=ALM-AL1G                                SB155105
37     0S=GR*SQRT(GAM3A*RRA*TT1R/GAM5G/RRG)           SB155107
38     RETURN                                         SB155110
39     END                                            SB155115

```

```

1      C      SUBROUTINE SUB185          SB185 05
2      TH=1850(CAL OF EDGE-LOSS(E2,YT2D))
3      COMMON/D5/TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA
4      COMMON/D6/TS,FS,ZETA,RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS,RRA,GAMA,AL1A,VL1A,
5      ITT1R,PT1R          MAIN
6      COMMON/D7/RAL1G,RAL1A,P1KR,VL1R,BF1R,VL1R,TMSG,TMSA          MAIN
7      COMMON/D8/GAM1G,GAM2G,GAM3G,GAM4G,GAM5G,GAM6G,GAM1A,GAM2A,GAM3A,
8      GAM4A,GAM5A,GAM6A,GAM1M,GAM2M,GAM3M,GAM4M,GAM5M,GAM6M,AJ          MAIN
9      COMMON/D9/GR,CPM,RRM,GAMM,TTMR,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,DVALG,E2,
10     1YT2,YT2D,YT1          MAIN
11     COMMON/D10/PT1AR,PT1AD,IDATE,BS,YT1G,PTOR,PTOAR          MAIN
12     COMMON/D12/IETAR,ETAR,DETAR(20),ETAMR,EG,ETAG,ETATH          MAIN
13     E2=1,-PTMR          SB185 10
14     CF1G=CF(GAM2G,GAM1G,VL1G)          SB185 15
15     CF1A=CF(GAM2A,GAM1A,VL1A)          SB185 20
16     CFM=CF(GAM2M,GAM1M,VLMR+VL1G)          SB185 25
17     PT1AR=(1.-PPSG*TMSG*(1.-CF1G))/(1.-TS-HHSG*TMSG)+PT1R*GR*(1.-PPSA
18     *T1)-(1.-CF1A)/(FS-HHSA*TMSA))/(1.+GR)          SB185 30
19     YT2=(PT1AR-PTMR)/PTMR/(1.-CFM)          SB185 35
20     PT1AD=(1.-TS -PPSG*TMSG)+PT1R*(FS -PASA*TMSA)          SB185 40
21     YT2D=(PT1AD-PTMR)/PTMR/(1.-CFM)          SB185 45
22     YT1G=E2/(1.-(1.-E2)*CFM)          SB185 50
23     PIARA=(1.-GAM2A *VL1A**2/ETAR)**GAM1A          SB185521
24     PTOR=PT1R*CF1A*PIARA          SB185 53
25     PTOAR=(1.+GR*PTOR)/(1.+GR)          SB185 54
26     YT1=(PTOAR-PTMR)/PTMR/(1.-CFM)          SB185 55
27     PMR=CFM*PTMR          SB185591
28     PHRA=PMR/PT1R*CF1A*PIARA          SB185592
29     PMRGAM=1.-PMR***(1./GAM1G)          SB185593
30     DHMR=CPM/(GAM1G*RRG/AJ)+TTMR*(1.-CFM***(1./GAM1M))?PMRGAM          SB185594
31     DHADR=GAM1A*RRA/GAM1G*RRG+TT1R*(1.-PMR***(1./GAM1A))/PMRGAM          SB185595
32     EG=1,-DHMR          SB185 60
33     ETAG=(1.+GR)*DHMR          SB185 61
34     ETATH=ETAG/(1.+GR*DHDR)          SB185 62
35     ETAMR=DHDR          SB185 63
36     RETURN          SB185 69
37     END          SB185 70

1      C      SUBROUTINE SUB195(ISET)          SB195 03
2      TH=1950(OUTPUT OF RESULTS)
3      COMMON/D1/DATES,ITS,IFS,IZETA,DT5(20),DF5(20),DZETA(20),I1400
4      COMMON/D5/TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA
5      COMMON/D6/TS,FS,ZETA,RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS,RRA,GAMA,AL1A,VL1A,
6      ITT1R,PT1R          MAIN
7      COMMON/D7/RAL1G,RAL1A,P1KR,VL1R,BF1R,VL1R,TMSG,TMSA          MAIN
8      COMMON/D9/GR,CPM,RRM,GAMM,TTMR,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,DVALG,E2,
9      1YT2,YT2D,YT1          MAIN
10     COMMON/D10/PT1AR,PT1AD,IDATE,BS,YT1G,PTOR,PTOAR          MAIN
11     COMMON/D12/IETAR,ETAR,DETAR(20),ETAMR,EG,ETAG,ETATH          MAIN
12     IDATE=IDATE+1          SB195 05
13     ISET=ISET+1          SB195 06
14     IF(ISET,LE,5) GO TO 1950          SB195 07
15     WRITE(6,1980)
16     ISET=1          SB195 08
17     1950 WRITE(6,1955)DATES,IDATE,I1400          SB195 09
18     WRITE(6,1960)TS,FS,ZETA,ETAR,RRG,GAMG,AL1G,VL1G,P1KS,RRA,GAMA,
19     1AL1A,VL1A,TT1R,PT1R          SB195 15
20     WRITE(6,1965)TMSGT,HHSG,PPSG,PASG,TMSG,TMSAT,HHSA,PPSA,PASA,TMSA          SB195 20
21     WRITE(6,1970)GR,CPM,RRM,GAMM,ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR          SB195 25
22     WRITE(6,1975)E2,YT2,YT2D,YT1,DVALG,PT1AR,PT1AD,BS,YT1G,PTOR,PTOAR
23     1,ETAMR,EG,ETAG,ETATH          SB195 30
24     1955 FORMAT(//10H RESULTS ,1H(F7.0,T3,1H),2X6H1400-T2)          SB195 35
25     1960 FORMAT(3H(1),4E12.5/3H(2),5E12.5/3H(3),6E12.5)          SB195 40
26     1965 FORMAT(3H(4),5E12.5/3H(5),5E12.5)          SB195 45
27     1970 FORMAT(3H(6),9E12.5)          SB195 50
28     1975 FORMAT(3H(7),9E12.5)          SB195 55
29     1980 FORMAT(1H1)          SB195 60
30     RETURN          SB195 65
31     END          SB195 70
32     END          SB195 75

C      DEFINITION OF FUNCTIONS(AF,BF,CF,DF)          FUNC
1      FUNCTION AF(GAM2,VL)          FUNC 05
2      AF=1.-GAM2*VL**2          FUNC 10
3      IF(AF,GE,0.) GO TO 2310          FUNC 15
4      WRITE(6,2311)AF          FUNC 18
5      2311 FORMAT(9H ERROR(AF=E12.5)          FUNC 19
6      2310 RETURN          FUNC 15
7      END          FUNC 20

```

```

1      FUNCTION BF(GAM2,GAM4,VL)          FUNC  25
2      BF=AF(GAM2,VL)**GAM4            FUNC  30
3      RETURN                          FUNC  35
4      END                            FUNC  40

1      FUNCTION CF(GAM2,GAM1,VL)          FUNC  45
2      CF=AF(GAM2,VL)**GAM1            FUNC  50
3      RETURN                          FUNC  55
4      END                            FUNC  60

1      FUNCTION DF(GAM2,GAM6,VL)          FUNC  65
2      IF(VL.GT.0.) GO TO 2320          FUNC  66
3      WRITE(6,2321)VL                FUNC  67
4      2321 FORMAT(9H ERROR(VL=E12.5))   FUNC  68
5      2320 DF=GAM6*AF(GAM2,VL)/VL**2  FUNC  70
6      RETURN                          FUNC  75
7      END                            FUNC  80

1      SUBROUTINE SUB200(N2000,VL,HH,PP,PA)    SB200 05
2      TH=2000(B,L,CHARACT,CURVE(HH,PP,PA))  SB200
3      COMMON/D15/A5,A4,A3,A2,A1,A0,B5,B4,B3,B2,B1,B0,C5,C4,C3,C2,C1,C0  SB200 10
4      IF(N2000.EQ.1) GO TO 2010          SB200 15
5      IF(N2000.EQ.1) GO TO 2020          SB200 20
6      IF(N2000.EQ.3) GO TO 2030          SB200 25
7      IF(N2000.EQ.4) GO TO 2040          SB200 30
8      2010 CALL SUB201                  SB200 35
9      GO TO 2050                      SB200 40
10     2020 CALL SUB202                  SB200 45
11     GO TO 2050                      SB200 50
12     2030 CALL SUB203                  SB200 55
13     GO TO 2050                      SB200 60
14     2040 CALL SUB204                  SB200 65
15     2050 HH=(((A5*VL+A4)*VL*A3)*VL*A2)*VL*A1)*VL*A0  SB200 70
16     PP=(((B5*VL+B4)*VL*B3)*VL*B2)*VL*B1)*VL*B0  SB200 75
17     PA=(((C5*VL+C4)*VL*C3)*VL*C2)*VL*C1)*VL*C0  SB200 80
18     RETURN                          SB200 85
19     END                            SB200 90

1      SUBROUTINE SUB201                SB201 05
2      COMMON/D15/A5,A4,A3,A2,A1,A0,B5,B4,B3,B2,B1,B0,C5,C4,C3,C2,C1,C0  SB200 10
3      RETURN                          SB201 15
4      END                            SB201 90

1      SUBROUTINE SUB202                SB202 05
2      COMMON/D15/A5,A4,A3,A2,A1,A0,B5,B4,B3,B2,B1,B0,C5,C4,C3,C2,C1,C0  SB200 10
3      RETURN                          SB202 15
4      END                            SB202 90

1      SUBROUTINE SUB203                SB203 05
2      COMMON/D15/A5,A4,A3,A2,A1,A0,B5,B4,B3,B2,B1,B0,C5,C4,C3,C2,C1,C0  SB200 10
3      RETURN                          SB203 15
4      END                            SB203 90

1      SUBROUTINE SUB204                SB204 05
2      COMMON/D15/A5,A4,A3,A2,A1,A0,B5,B4,B3,B2,B1,B0,C5,C4,C3,C2,C1,C0  SB200 10
3      RETURN                          SB204 15
4      END                            SB204 90

```

```

1      SUBROUTINE SB230(XS,XL,XSOL,AK,GAMA,GAM2A,VL1G)           SB230   5
2      C      SOLUTION OF FUNCTION FF(X,C1,C2,C3,C4)=0, BY 1/2-METHOD    SB230
3      YS=FF(XS,AK,GAMA,GAM2A,VL1G)                                SB230  10
4      YL=FF(XL,AK,GAMA,GAM2A,VL1G)                                SB230  15
5      DY=ABS(YS-YL)/10000,                                         SB230  20
6      XSOL=XS                                                       SB230  25
7      IF(ABS(YS).LE.DY) GO TO 2320                                 SB230  35
8      XSOL=XL                                                       SB230  40
9      IF(ABS(YL).LE.DY) GO TO 2320                                 SB230  45
10     IF(YS*YL.GT.0.) GO TO 2315                                 SB230  50
11     2305 XSOL=XS                                               SB230  55
12     2310 XSOL=(XSOL+XL)/2.                                     SB230  60
13     YS=FF(XSOL,AK,GAMA,GAM2A,VL1G)                            SB230  65
14     1050 FORMAT(10E12.5)                                         D8AG
15     IF(ABS(YS).LE.DY) GO TO 2320                                 SB230  70
16     YL=FF(XL,AK,GAMA,GAM2A,VL1G)                                SB230  75
17     IF(YS*YL.LT.0.) GO TO 2310                                 SB230  80
18     XS=2.*XSOL-XL                                              SB230  85
19     XL=XSOL                                                       SB230  90
20     GO TO 2305                                                 SB230  95
21     2315 WRITE(6,2325)XS,XL                                     SB230100
22     2325 FORMAT(16H NOSOL, BETWEEN ,E12.5,1X4HAND ,E12.5)      SB230110
23     2320 RETURN                                                 SB230115
24     END                                                       SB230120

```

```

1      C      FUNCTION FF(X,AK,GAMA,GAM2A,VL1G)                   FF      5
2      C      FUNCTION FOR SOL OF VL1R FROM GR BY EQ(11A)          FF      10
3      FF=X***(GAMA-1.)*AF(GAM2A*X*VL1G)-AK                      FF      15
4      RETURN                                                       FF      20
5      END

```

付表2 入力データ

項目	\$LINKRUN	データ	-	データ	備考
$IG.NP$	0	1			
$\bar{t} - \alpha_{\text{Na}}$	504265.	1	1	1	1
t^*	0.18860E00				
f^*	0.11602E00				
ω_a	0.6E00				
$1 - e_a$	0.81E00				
$\bar{\tau} - \beta$ 数	1	1	1	1	
R_g	29.27E0				
κ_g	1.4E00				
a_{1g}	65.0E00				
$\lambda_{\infty 1g}$	0.8E00				
C_{pk}	0.0E0				
$\bar{T} - \beta$ 数	1	1	1	1	
R_a	29.27E0				
κ_a	1.4E0				
a_{1a}	65.0E00				
$\lambda_{\infty 1a}$	0.0E00	0.08E00	0.16E00	0.32E00	
\bar{T}^*	1.0E00				
C_{pa}	-0.4E00	-0.2E00	-0.132E00	-0.056E00	
$I1400, I1500$	2	0			
$(\theta^*, H^*, P^* X^*)_{1g}$	0.01E00	1.553E00	2.122E00	1.235E00	
$(\theta^*, H^*, P^* X^*)_{1a}$	0.0E0	0.0E0	0.0E0	0.0E0	
NEWDAT	2				
$I1400, I1500$	2	1			
θ_{1g}^*	0.02E00				
NEWDAT	2				
$I1400, I1500$	2	1			
θ_{1g}^*	0.0E00				
NEWDAT	0				
					\$JEND

$I1500 = i$ で(i)の
データの内 i 番目
のみがえる

TH-1000(TRAILING-EDGE LOSS WITH COOLING-AIR)
 IG= 0 (IG=0:GIVE VL1A/IG=0:GIVE GR)
 NP= 1 (NP=0:GIVE PT1R/NP=1:GIVE P1AS)

```

I1400=21 F 1=SUB140 .IF 2·SUB150 N1500= 0
DATE(504265.000)
 0.18860E+00
 0.11602E+00
 0.60000E+00
 0.81000E+00
 0.29270E+02
 0.14000E+01
 0.65000E+02
 0.80000E+00
 0.0
 0.29270E+02
 0.14000E+01
 0.65000E+02
 0.80000E+00
 0.0
 0.80000E-01 0.16000E+00 0.32000E+00 0.48000E+00 0.64000E+00 0.80000E+00 0.10000E+01
 0.10000E+01
 0.40000E+00-0.20000E+00-0.13200E+00-0.56000E-01-0.32000E-01-0.12000E-01 0.0
 2
 0.10000E-01 0.15530E+01 0.21220E+01 0.12350E+01
 0.0 0.0 0.0
  SFE(IG=0.ZETA.NE.0. NO TOKI NOMI PT1R.NE.PT0R.

```

LIST OF RESULT/ DATES , I1400

- 1) TS.FS.ZETA.ETAR
- 2) RRG.GAMG.AL1A.VL1A.TT1R.PT1R
- 3) RRA.GAMA.AL1A.VL1A.TT1R.PT1R
- 4) TMSGT.HMSG,PPSG,PMSG,TMSG
- 5) TMSAT.HHSA,PPSA,PASA,TMSA
- 6) GR.CPM.RRM.GAMM.ALM,XLOMR,WMR,VLMR,PTMR,
- 7) E2,YT2, YT2D, YT1, DVALG, PT1AR, PT1AD, QS, YT1G, PT0AR, ETAMR, EG, ETAG, ETATH

結果の一部

RESULTS (504265. 17) I1400	2
1) 0.18860E+00 0.11602E+00 0.60000E+00 0.81000E+00	0.81000E+00
2) 0.29270E+02 0.14000E+01 0.65000E+02 0.80000E+00	0.0
3) 0.29270E+02 0.14000E+01 0.65000E+02 0.16000E+00	0.10000E+01 0.64625E+00
4) 0.10000E-01 0.15530E+01 0.21220E+01 0.12350E+01	0.10000E-01
5) 0.0 0.0 0.0 0.0	0.0 0.0
6) 0.24714E-01 0.23997E+00 0.29270E+02 0.14000E+01	0.68540E+02 0.99892E+00 0.94309E+00 0.96669E+00
7) 0.33307E-01 0.57212E-01 -0.32547E+00 0.87214E-01	0.35398E+01 0.98298E+00 0.87403E+00 0.24714E-01 0.10474E+00
7) 0.64853E+00 0.99152E+00 0.91584E+00 0.84159E-01	0.93847E+00 0.94173E+00

参考文献 II
(後縁端面圧関係)

- 62) M. Tanner: Theoretical Prediction of Base Pressure for Steady Base Flow, *Progress in Aerospace Sciences* (Pergamon Press), Vol. 14, pp. 177 (1973).
- 63) J. F. Nash: An Analysis of Two-Dimensional Turbulent Base Flow, Including the Effect of the Approaching Boundary Layer, ARC R.&M. No. 3344 (1962).
- 64) H. H. Korst: A Theory for Base Pressures in Transonic and Supersonic Flow, *J. of Applied Mechanics*, Vol. 23, pp. 593 (1956).
- 65) J. B. Roberts: On the Prediction of Base Pressure in Two-Dimensional Supersonic Turbulent Flow, ARC R.&M. No. 3434 (1966).
- 66) J. F. Nash: A Discussion of Two-Dimensional Turbulent Base Flow, ARC R.&M. No. 3468 (1967).
- 67) J. F. Nash: An Analysis of the Subsonic Flow past Symmetrical Blunt-Trailing-Edge Aerofoil Sections at Zero Incidence, in the Absence of a Vortex Street, ARC R.&M. No. 3436 (1966).
- 68) J. F. Nash: A Review of Research on Two-Dimensional Base Flow, ARC R.&M. No. 3823 (1963).
- 69) J. F. Nash, V. G. Quincey and J. Callinan: Experiments on Two-Dimensional Base Flow at Subsonic and Transonic Speeds, ARC R.&M. No. 3427 (1966).
- 70) J. P. Lamb and C. G. Hood: Theoretical Distributions of Heat Transfer Downstream of a Backstep in Supersonic Turbulent Flow, *Trans. of the ASME (J. of Heat Transfer)*, Vol. 94, pp. 87 (1972).
- 71) P. W. Bearman: Investigation of the Flow behind a Two-Dimensional Model with a Blunt Trailing Edge and fitted with Splitter Plates, *J. Fluid Mech.*, Vol. 21, Part 2, pp. 241 (1965).
- 72) S. J. Shanroth and H. McDonald: A New Solution of the Turbulent Near-Wake Recompression Problem, *Aeronautical Quarterly*, Vol. 23, pp. 121 (1972).
- 73) M. Tanner: New Investigations for Reducing the Base Drag of Wings with a Blunt Trailing Edge, AGARD-CP-124, 12 (1973).
- 74) H. H. Burzweg: Interrelationship Between Boundary Layer and Base Pressure, *J. of the Aeronautical Sciences*, Vol. 18, pp. 743 (1951).
- 75) W. L. Chow: On the Base Pressure Resulting From the Interaction of a Supersonic External Stream with a Sonic or Subsonic Jet, *J. of the Aero/Space Sciences*, Vol. 26, pp. 176 (1959).
- 76) C. J. Wood: The Effect of Base Bleed on a Periodic Wake, *J. of the Royal Aeronautical Society*, Vol. 68, pp. 477 (1964).
- 77) D. J. Collins, L. Lees and A. Roshko: Near Wake of a Hypersonic Blunt Body with Mass Addition, *AIAA J.*, Vol. 8, No. 5, pp. 833 (1970).
- 78) J. Reid: The Effects of Base Bleed on Plug Nozzles, *RAC R.&M.* 3466 (1967).
- 79) E. L. Goldsmith: Boundary Layer Bleed Drag at Supersonic Speeds, *ARC R.&M.* No. 3529 (1968).
- 80) J. E. Lewis and W. Behrens: Fluctuation Measurements in the Near Wake of a Slender Wedge at Mach 4.0 With and Without Base Injection, *AIAA Paper No. 68-100* (1968).
- 81) M. Sirieix: Trainee et Decollement, *NASA CP-124 (AD-771-572)* 11 (1973).
- 82) A. L. Addy, H. H. Korst, R. A. White and B. J. Walker: A Study of Flow Separation in the Base Region and Its Effects during Powered Flight, *AGARD CP-124*, 13 (1973).
- 83) M. A. Beheim: Flow in the Base Region of Axisymmetric and Two-Dimensional Configurations, *NACA TR R-77* (1960).
- 84) J. Reid and R. C. Hastings: The Effects of a Central Jet on the Base Pressure of a Cylindrical After-body in a Supersonic Stream, *ARC R.&M.* No. 3224 (1959).
- 85) D. W. Halder: The Transonic Flow Past Two-Dimensional Aerofoils, *J. of the Royal Aeronautical Society*, Vol. 68, No. 644, pp. 501 (1964).
- 86) W. E. Grahame and J. W. Headley: Recent Experience in the Transonic Testing of

- Two-Dimensional Swept and Straight Wings High Lift Devices, NASA CP-83-71, 6 (1971).
- 87) A. L. Addy: Thrust-Minus-Dray Optimization by Base Bleed and/or Boattailing, J. Spacecraft, Vol. 7, No. 11, pp. 1360 (1970).
- 88) B. H. Goethert and R. Matz: Experimental Investigation of Base Flow, The Fluid Dynamic Aspect of Space Flight, AGARD-graph 87, Vol. 2, pp. 232-238 (1964).
- 89) M. Tanner: A Method for Reducing the Base Drag of Wings with Blunt Trailing Edge, Aeronautical Quarterly, Vol. 21, pp. 15 (1970).
- 90) A. F. Donovan and H. R. Lawrence (Editors): High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion, Vol. VII, Aerodynamic Components of Aircraft at High Speed, Princeton University Press, pp. 258 (1957).
- 91) C. Young: An Analysis of the Drag of Two Annular Aerofoil, ARC R.&M. No. 3718 (1973).
- 92) W. L. Chow and H. H. Korst: On the Flow Structure within a Constant Pressure Compressible Turbulent Jet Mixing Region, NASA TN D-1894 (1963).
- 93) J. P. Batham: A Reattachment Criterion for Turbulent Supersonic Separated Flows, AIAA, J. Vol. 7, No. 1, pp. 154 (1969).
- 94) S. I. Pai: Laminar Jet Mixing of Two Compressible Fluids with Heat Release, J. of the Aeronautical Sciences, Vol. 22, pp. 1012 (1956).
- 95) 豊田国昭, 白浜芳朗: 後流拡散における平板後縁厚さの影響, 日本機械学会講演論文集, №740-13, pp5, (1974).
- 96) D. R. Chapman: Laminar Mixing of a Compressible Fluid, NACA Rep. 958 (1949).
- 97) G. E. Gadd: Two-Dimensional Separated or Cavitating Flow Past a Flat Plate Normal to the Stream, ARC C.P. No. 697 (1963).
- 98) J. F. Nash: On the Variation of Profile Drag Coefficient below the Critical Mach Number, ARC C.P. No. 758 (1964).
- 99) D. J. Peake, H. Yoshihara, D. Zonars and W. Carter: The Transonic Performance of Two-Dimensional, Jet-Flapped Aerofoils at High Reynolds Numbers, AGARD-CP-83-71, 7 (1971).
- 100) J. E. Green: Some Aspects of Viscous-Inviscid Interactions at Transonic Speed, and Their Dependence on Reynolds Number, AGARD-CP-124, pp. 2 (1973).
- 101) S. F. Hoerner: Fluid-Dynamic Drag, Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance, pp. 3-18, 8 (Base Drag) (1965).
- 102) J. Reid: The Effect of a Cylindrical Shroud on the Performance of a Stationary Convergent Nozzle, ARC R.&M. No. 3320 (1963).
- 103) R. J. Dixon and R. H. Page: Interdependence of Base Pressure and Base Heat Transfer, ARS Journal, pp. 1785 (1961).
- 104) E. G. Broadbent: Some Unseparated Base Flows with Heat Addition, ARC R.&M. No. 3756 (1973).

航空宇宙技術研究所報告 469号

昭和 51 年 9 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 三 鷹 (0422)47-5911(大 代 表) 5182

印 刷 所 株 式 会 社 東 京 プ レ ス
東 京 都 板 橋 区 桜 川 2~27~12
