翼胴体結合の空気力学(1)

4 福 星*

はしがき

翼と胴体の干渉についての計算は最初 Lemertz¹⁾ によって取り扱われ、その後多くの人々によって研究されて来た・特に航空機の高速化に伴って翼がだんだん小さくなり、翼と胴体との間の干渉は実用設計において無視できない問題の一つとなっている。ここでは実用設計の基礎資料を提供する目的でこの問題を取り扱った。主として揚力、縦揺れモーメントについて述べる。

また前翼の吹き下しの影響を受ける afterbody や 尾翼胴体結合にも言及した・

全般的に亜音速と超音速とでは取り扱いが根本的に 異るのでこれを2章に分け,第1章で亜音速,第2章で 超音速について取り上げることにした。slender-body theory は亜音速,超音速の両方に適用されるがその限 界や効用について特に実験結果と比較して論じた。

ここでの議論はすべて線型理論を基礎にしている.

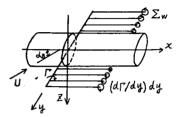
第1章 亜音速における翼胴体結合の空気力学

翼胴体結合周りの流れは一般に翼だけの周りの流れと胴体だけの周りの流れの重畳によっては得られず、必ず干渉を伴うものである。この翼胴体干渉問題に対する一般的厳密解を得ることは非常に困難である。それゆえ多少なりとも解析的取り扱いができるように問題を限定して簡単化を行うのが適当である。この目的のために縦横比の大きい翼胴体結合($A=4\sim\infty$),縦横比の小さい翼胴体結合($A=0\sim4$),縦横比の非常に小さい翼胴体結合($A=0\sim1.5$)およびそれらの尾翼胴体結合に及ばす影響というように問題を分類して取り扱うことにした。胴体は無限に長い円柱であると考える。

2. 縦横比の大きい翼胴体結合の空力特性

Lennertz¹⁾ は円形断面の無限長円柱に翼を取り付け、翼を一本の揚力線でおきかえ、Trefftz 面で胴体内に渦像を考えて翼胴体結合の揚力を求めた。また Flax²⁾ はグリーンの定理を使い、Flax および Treanor³⁾ は変分原理を使って翼胴体結合の揚力を求めている。これらは迅速に揚力を求めるには役立つが 翼幅にわたる循環分布を仮定しなければならない。実用設計の立場からすればこれから述べる Multhopp⁴⁾の解析法を利用する¹¹⁾のがよいと思われる。

この方法は(1)胴体は無限に長い円柱で迎角 α_{Br} (2)翼は空力中心を通る対称面に垂直な 1 本の揚力線でおきかえられ、迎角 α_{Wr} (3)後流渦線は円柱胴体の母線に平行という三つの仮定を基礎にしている。こ



のような翼胴体結合の幾何学的図形を第1図に示す。 この構造周りの流れに対する速度ポテンシャルを $\phi(x,y,z)$ とすれば

$$\phi(x, y, z) = U[x - \alpha_W z - \alpha_B \phi_1(z, y) + \phi_2(x, y, z)].$$

ここで $\phi(y,z)$ は胴体周りの単位の cross-flow velocity に対する速度ポテンシャル, $U\phi_2$ は胴体があるために渦系によって生ずる流れの速度ポテンシャルである。 軸方向の座標に $\sqrt{1-M^2}$ をかけて圧縮性の影響を考慮することができる。

いま翼幅位置 y における循環の強さを $\Gamma(y)$ とすれば

$$\phi_{z=z_W^-} - \phi_{z=z_W^+} = \Gamma(y)/U.$$
 (2)
ここで $z=z_W$ は翼面の式である。一方循環に対して次の式が成り立つ。

 $\Gamma(y)=(1/2)C_{la}(lpha_w)_{
m eff}Uc.$ (3) ここで $(lpha_w)_{
m eff}$ は翼型の有効迎角,c は翼弦長, C_{la} は二次元的な翼の揚力係数傾斜である.翼後流渦による誘導迎角を arepsilon とすれば

$$(\alpha_W)_{\text{eff}} = \alpha_W + \alpha_B (\partial \phi_1 / \partial z)_{z=z_W} - \varepsilon. \tag{4}$$

翼胴体結合の断面を

$$\sigma = \sigma(\zeta); \ \zeta = z + iy, \ \sigma = \hat{z} + i\hat{y}$$
 (5)

なる写像変換によって胴体を 2 軸に沿う ${
m slit}$ に変換 できれば

 $(\partial \phi_1/\partial z)_{z=z_W} = [R(d\sigma/d\zeta)-1]_{\zeta=z_W+iy}$ (6) となる. R は複素数の実部を表わす.

一方渦系による誘導迎角 ε は

$$\zeta = (1/2) \lim_{z \to \infty} (\partial \phi_2 / \partial z)_{z=z_W} = (1/2) (\partial \phi_{z\infty} / \partial z)_{z=z_W}$$

Trefftz 面における渦系による速度ポテンシャル

^{*} 東京大学航空研究所, 富士精密工業株式会社

 $\phi_{2\infty}(\hat{z},\hat{y})$ it

$$\phi_{2\infty}(\hat{z}, \hat{y}) = \frac{1}{2\pi U} R \left[\int_{-\hat{\delta}}^{\hat{\delta}} \frac{d\Gamma}{d\hat{y}'} \log (\sigma - \sigma') d\hat{y}' \right]. \tag{8}$$

ここで \hat{b} は σ 面における半翼幅である。以上の結果を使って(3)を書き直すと次のようになる。

$$\Gamma(\hat{y}) = \frac{1}{2} C_{la} U c \left\{ \alpha_W + \alpha_B \left[R \left(\frac{d\sigma}{d\zeta} \right) - 1 \right] - \frac{1}{4\pi U} \left[R \left(\frac{d\sigma}{d\zeta} \right) \right] \int_{\hat{\rho}}^{\hat{\rho}} \frac{d\Gamma}{d\hat{y}'} \frac{d\hat{y}'}{y - \hat{y}'} \right\}. \quad (9)$$

Multhop s の方法を適用すれば (9) から $\Gamma(\hat{y})$ を求めることができる。翼上の循環が求まれば翼に働く揚力の係数 $(C_L)_W$ は次のようになる。

$$(C_L)_W = \frac{2}{SU} \left[\int_{-b}^{-y_W} \Gamma dy + \int_{y_W}^{b} \Gamma dy \right]. \tag{10}$$

ここで yw は翼付根の y 座標である。

胴体上の揚力を L_B とすると

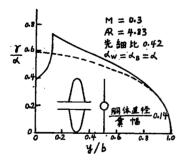
$$\frac{dL_B}{dy} = -\rho U^2 \phi_{2\infty} \tag{11}$$

で表わされる。この $\phi_{2\infty}$ を変換された平面の slit で 級数に展開し一次の項まで取って計算すればよい。

圧縮性の影響は $\Gamma = 2bU\gamma$ とおいて

$$\frac{\gamma_{M}}{\gamma_{M=0}} = \frac{0.965}{\sqrt{1 - M^{2}} + \frac{1}{\pi \mathcal{R}} (C_{L\alpha})_{M=0} (1 - \sqrt{1 - M^{2}})}$$
(12)

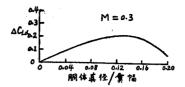
によって考慮される。上式右辺の分母は楕円揚力分布の時の $(C_{L^{\alpha}})_{M=0}/(C_{L^{\alpha}})_{M}$ で、分子は楕円分布でない



第2図 翼胴体結合および翼だけの翼幅 方向循環分布

ための修正係数である。第2図は M=0.3 における翼胴体結合および翼だけの翼幅方向循環分布を示す。第3図は翼だけの揚力と比較した翼胴体結合の揚力増加を示す。The Aeronautical Laboratory of the Polytechnic Institute of Turin での実験結果によると揚力の増加は 4.75%,計算結果では 5% となっている(いずれも第2図のような構造に対して)・

縦揺れモーメントは翼ばかりでなく胴体自身からも 生 ずる. このモーメントは翼胴体結合の全揚力が翼



第3図 第2図のような構造の翼胴体結 合の揚力増加

(胴体を突き抜けた部分も入れて)の空力中心に働くと考えることによるものと、翼取り付け部以外の胴体によるものとの二つに分けられる。ここでは Munk®の方法に従って胴体によるモーメントをしらべてみる。

胴体軸に垂直な流れは cross flow と翼渦系により誘起される流れとに分けられる。平面 x=-定と x+ dx=-定との間の胴体の小部分の z 軸方向の速度 W は

$$W = U(\alpha_B + \varepsilon) = \delta U. \tag{13}$$

この反作用としてを軸方向に

$$dQ = \rho \delta U A^* dx \tag{14}$$

なる運動量を生ずる。ここで ρA^*dx はこの胴体の小部分の見かけの質量である。楕円形断面ではy軸方向の半径を α とすれば

$$A^* = \pi a^2 \tag{15}$$

となる。この関係は z 軸方向の 半径の如何にかかわらない。この胴体の小部分に働く力は運動量定理によって求められ、モーメントは次のようになる、

$$M_B = \rho U^2 \int_0^L x \frac{d(\delta A^*)}{dx} dx = -\rho U^2 \int_0^L \delta A^* dx.$$
(16)

モーメント係数傾斜は

$$\frac{d(C_m)_B}{d\alpha} = -2 \int_0^{L/C_{av}} \frac{d\delta}{d\alpha} \frac{A^*}{S} d\left(\frac{x}{C_{av}}\right). (17)$$

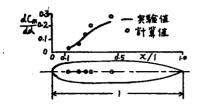
ここで $C_{av}=S/2b$ である. $d\delta/d\alpha$ が胴体軸に沿ってわかっていれば $d(C_m)_B/d\alpha$ を計算できる. 翼から後方では近似的に

$$\frac{d\delta}{d\alpha} = 1 - \frac{d\varepsilon_t}{d\alpha}$$

とする・&は尾翼位置における吹き下しである・翼から前方では楕円循環分布を仮定して、これを単一馬蹄 形渦でおきかえて計算すると

$$\frac{d\delta}{d\alpha} = 1 + C_{L\alpha} \left[-\frac{8}{\pi^3} \frac{1}{\mathcal{R}} \left(1 + \frac{2\xi^*}{\sqrt{4\xi^{*2} + \beta^2(\pi^2/16)\mathcal{R}^2}} \right) - \frac{\beta^2}{4\pi\xi^*} \frac{\mathcal{R}}{\sqrt{4\xi^{*2} + \beta^2(\pi^2/16)\mathcal{R}^2}} \right].$$
(18)

ここで $\xi^*=x/C_{av}$, $\beta=\sqrt{1-M^2}$ である。第4 図は (17) から計算した $(C_m)_{B^\alpha}$ の理論値と Jacobs and Ward⁷ の模型 1,3,7,11 および13 の実験値との比較 である。モーメントはすべて翼だけの空力中心を通る



第4図 翼位置と胴体による縦揺れモーメントとの関係

軸に対してとったものである。

胴体迎角0で翼だけ迎角ある場合には(1)で $\alpha_B=0$ として計算を行えばよい、全揚力は一般に胴体を突き抜けた翼だけの揚力よりも小さい、Jacobs and Ward の模型12に対して理論値は5%,実験値は4.9%小さい、また翼取り付けの位置が胴体中心部にない場合翼面の式 $z=z_W$ をその位置に対応させて計算を行えばよい、低翼の場合翼幅循環分布に対する胴体の影響はかなり小さく,Jacobs and Ward の模型64では翼だけに比して理論的揚力増加が3.2%,実験は3.9%となっている。粘性抵抗を考慮すれば理論値はもっと実験値に近づく

3. 縦横比の小さい翼胴体結合の空力特性

翼の縦横比が 0~4 程度の小さい値の場合の翼胴体結合では本章2節で述べた揚力線による方法も、また次節で述べる slender-body theory による方法もいずれもよい近似を与えることができない。しかもロケットの構造がすべてこの範囲に入っているばかりでなく、ジェット飛行機の構造もまたこの範囲に入る傾向にある。この構造では胴体近くの翼は胴体の吹き上げにより迎角に著しい変化を生ずる。以下にこの種の構造の空力特性を計算する二三の方法を紹介して実験との比較を行ってみる。

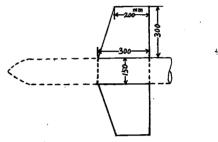
3.1. 単純計算法(揚力,モーメント) 縦横比の小さい翼胴体結合の揚力係数傾斜,縦揺れモーメント係数傾斜は幾何学的に相似な形状の翼を用いた場合大体翼面積と翼の位置に関係するものと思われる。翼面積は胴体に覆われた部分をも含めてとるものとする。したがって

$$\left(rac{dC_L}{dlpha}
ight)_{
m eff} = rac{dC_L}{dlpha} \cdot rac{mpkm面積}{2mq}$$
, $\left(rac{dC_m}{dlpha}
ight)_{
m eff} = rac{dC_m}{dlpha} \cdot rac{mpkm面積}{2mq} \cdot rac{eq 2mpk}{2mq}$ $\left(rac{dC_m}{dlpha}
ight)_{
m eff} = rac{dC_m}{dlpha} \cdot rac{mpkmpq}{2mq}$ $\left(19
ight)$

で定義される $(dC_L/d\alpha)_{\rm eff}$, $(dC_m/d\alpha)_{\rm eff}$ を求めておけば、これらは大体、翼の形状だけに関係するものと思われる。ここで $dC_L/d\alpha$, $dC_m/d\alpha$ は胴体断面積、全長を基準にした係数で有効腕長は三角翼ならば模型前端から翼の重心点までの距離、矩形翼ならば模型前

端から 25% 翼弦までの長さをとるものとする.

縦横比の小さい翼胴体結合の翼効率の計算に対する 最も簡単な近似は、胴体に覆われた部分をも翼面積に 入れて、これに"縦横比の小さい翼の揚力問題に関する Lawrence の理論"を適用することである。この 近似法による揚力、モーメントの計算結果は 10% の 範囲内で実験と合うことがわかった。縦横比の小さい 翼の揚力については Weissinger® は独立に縦横比無 限大の翼の weighting function を使って求めている。 その結果は Lawrence のものとほとんど同じである。 Lawrence は翼弦方向の揚力分布を求めているが Weissinger は翼幅方向の揚力分布を求めている。



第5図 代表的ロケットの構造

いま代表的ロケットの翼胴体結合の一例として第 5 図のような構造に対する上記単純計算法と実験とを比較してみると, exposed wing (A=2.4) の揚力係数傾斜は Lawrence の方法によると 2.59 (exposed wing area 基準) で実験値の 3.53 より 30% 少ない. 胴体を突き抜けた翼の部分を考えて, 単純計算法で求めた値が 3.9 で実験値よりも 10.5% 大きい.

次に全長 892 mm, 胴体直径 $50 \, \text{mm}$ で (a) 翼幅 $250 \, \text{mm}$ (basic wing), A = 2 の三角翼, (b) 翼幅 $192 \, \text{mm}$, A = 2 の三角翼, (c) 翼幅 $150 \, \text{mm}$, A = 1.5 の矩形翼, (d) 翼幅 $120 \, \text{mm}$, A = 1.7 の矩形翼の4種類の翼胴体結合の計算値と実験値とを第 1 表に示す. 計算ではいずれも胴体先端部 $C_{L\alpha} = 2$ (胴体断面積基準) を勘定に入れている。第 1 表から明かなように誤差は高々 10% 程度である.

Case a đ c 2.16 2.47 理論 2.29 2.86 $(C_{L\alpha})_{\,\mathrm{eff}}$ 実 験 2.16 2.04 2 17 2 21 理論 1 91 1.96 (CLa) eff 実験 2.17

第 1 表

3.2. 翼、胴体相互の干渉を考慮した計算 干渉を 考慮して縦横比の小さい翼胴体結合の空力特性を求め るには Lawrence¹⁰ の方法によるのが最もよい. Prandtl-Glauert 変換を行えばこの方法によって圧縮 性の影響を勘定に入れることができる。

後縁が流れに直角な縦横比の小さい翼と無限に長い 円形断面の円柱胴体とをともに迎角αで結合した時の 構造周りの流れの速度ポテンシャルは胴体だけによる ポテンシャル φ₀ と翼があるために生ずる擾乱ポテン シャル $U\phi$ とに分けて考える. ϕ が満足する微分方程 式および境界条件は次のようになる、

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0$$
, (流れ場の中) (20)

$$\phi_z = \alpha \left(1 + \frac{a^2}{y^2}\right), \quad (翼面上)$$
 (21)

$$\phi_r = 0$$
, (胴体面上) (22)

$$\phi = 0. \quad (x = -\infty) \tag{23}$$

ここで座標系は第2節第1図と同じようにとる. αは 胴体半径である。また $r=\sqrt{y^2+z^2}$ である。圧力分布 は Bernoulli の線型化された式によって得られる. 本 来圧力の計算では ϕ_0 も考慮せねばならないが今の場 合これによる揚力への貢献は0である.

(20), (21), (22), (23) および Kutta の条件によ りこの境界値問題は一義的に定まる。以上の微分方程 式や境界条件を満足する φ に対して次のように未定 函数 u(x,y) を含む表現を行う・

$$\phi(x, y, z) = -\frac{1}{2\pi} \iint_{\infty} \frac{d\xi d\eta z u(\xi, \eta)}{(y - \eta)^2 + z^2} \times \left[1 + \frac{x - \xi}{\sqrt{(x - \xi)^2 + (y - \eta)^2 + z^2}} \right]. \quad (24)$$

(24) の ø は (20) および (23) を満足することは明 かである。 積分は z=0 の全領域に亘るが実際には翼 面 (R_W) および胴体を突き抜けた翼の部分 (R_B) に 亘って行えばよい。(24) をx で微分し、 $z \rightarrow \pm 0$ では $\phi_x(x, y, +0) = -u(x, y), \ \phi_x(x, y, -0) = u(x, y).$

$$\varphi_x(x, y, +0) = -u(x, y), \ \varphi_x(x, y, -0) - u(x, y).$$

Bernoulli の式と (25) から翼面上単位面積当りの揚 力 l(x, y) は

$$l(x,y) = 2\rho U^2 u(x,y).$$
 (26)

したがって翼に働く単位翼弦長当りの揚力 $L'_{W}(x)$ は

$$L'_{W}(x) = 4\rho U^{2} \int_{a}^{b(x)} u(x, y) dy.$$
 (27)

ここで b(x) は local semispan である。単位翼弦長 当りの胴体に働く揚力 $L'_B(x)$ は

$$L'_{B}(x) = -\rho U^{2} \int_{0}^{2\pi} d\theta \, a \cos \theta \, \phi_{x}(x, a, \theta). \tag{28}$$

ただし $z=a\cos\theta$, $y=a\sin\theta$ である・

境界条件 (22) を考える場合, 翼胴体結合を細長い として取り扱い,それに応じた近似を行えば Lennertz の翼胴体結合に対する翼渦と渦像の関係に類似した $\phi(x,y)$ についての次の関係式を導くことができる。

$$\phi(x,y) = 0, \ (|y| < a^2/b) \text{ is } U$$

$$\phi(x,a^2/y) = \phi(x,y), \ (a^2/b < |y| < b). \ (29)$$

$$L'_{B}(x) = 4\rho U^{2} \int_{a}^{b(x)} \frac{a^{2}}{\eta^{2}} u(x, \eta) d\eta.$$
 (30)

(27) と (30) により、単位翼弦長当りの翼胴体結合の 揚力を $2\rho U^2 g'(x)$ とすれば

$$g'(x) = 2 \int_{a}^{b(x)} u(x, \eta) \left(1 + \frac{a^2}{\eta^2}\right) d\eta.$$
 (31)

境界条件 (21) を書き直して

$$\alpha \left(1 + \frac{a^2}{y^2}\right) = \frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial y} \iint_{R_W + R_B} \frac{d\xi \, d\eta \, u(\xi, \eta)}{y - \eta} \times \left[1 + \frac{\sqrt{(x - \xi)^2 + (y - \eta)^2}}{x - \xi}\right]. \tag{32}$$

再び(29)の関係式を使い、また単一変数の積分方程 式を得るために細長い翼胴体結合に関する荷重函数 $\sqrt{(b+a^2/b^2)^2-(y+a^2/y^2)^2}$ を (32) の両辺にかけて 翼幅に亘って積分し, 縦横比の小さい翼に対する Lawrence® の近似を適用すれば次の結果が得られる。

$$f(x) = \frac{1}{2}g(x) + \frac{1}{4} \int_{-c}^{c} d\xi \, g'(\xi) \times \left[1 + \frac{\sqrt{(x-\xi)^2 + (b-a)^2}}{x-\xi} \right].$$
 (33)

$$f(x) = \int_{-b}^{-a} + \int_{a}^{b} dy \, \alpha \left(1 + \frac{a^{2}}{y^{2}} \right) \sqrt{\left(b + \frac{a^{2}}{b} \right)^{2} - \left(y + \frac{a^{2}}{y} \right)^{2}}$$
(34)

(33)の右辺第2項の積分は翼付根の前縁から後縁まで の範囲である。積分方程式(33)を数値的に解けば揚 力、モーメント、空力中心等を求めることができる80.

この方法によって求めた第5図の構造に対する $C_{L\alpha}$ の計算値は exposed wing area 基準にして 3.77 と なり実験値よりも 6.8% 大きい.

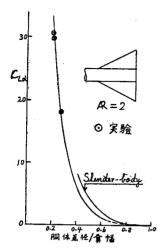
(33) において $a\rightarrow 0$ ならば

$$\lim_{x \to 0} f(x) = \int_{-b(x)}^{b(x)} \alpha(x, y) \sqrt{b(x)^2 - y^2}$$

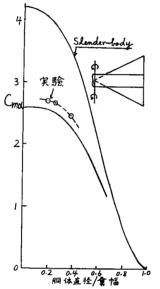
となり、これは翼だけの空力特性を求める問題となる。 特に矩形翼胴体結合では exposed wing alone から得 た C_{Za} に $(1+a/b)^2(1-a/b)$ なる係数をかければ矩 形翼胴体結合の $C_{\mathbf{Z}\alpha}$ (basic wing area 基準) となる. この方法で第1表の(c),(d)について計算してみる と第2表のようになる。第6,7図に三角翼胴体結合の 揚力, モーメントの計算値と実験値とを示す.

第 2 表

Case			c c	ď
CLa	理	論	1,66	1.64
	実	験	1.64	1.62



第6図 維横比の小さい三角翼胴体結合の揚 カ係数傾斜. 胴体断面積基準. AR=2.



第7図 縦横比の小さい三角翼胴体結合のモーメント係数傾斜。翼面横,平均翼 弦長 A=2.

操縦翼胴体結合すなわち胴体迎角0で、翼だけ迎角 α の場合には(38)のf(x)は次のようになる、

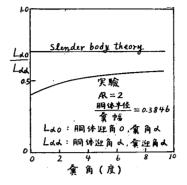
$$f(x) = \int_{-b}^{-a} + \int_{a}^{b} \alpha \sqrt{(b + a^{2}/b)^{2} - (y + a^{2}/y)^{2}} dy$$

$$= \frac{\pi}{2} b^{2} \alpha \left[1 + \frac{a^{4}}{b^{4}} - \frac{2}{\pi} \frac{a}{b} \left(1 - \frac{a^{2}}{b^{2}} \right) - \frac{1}{\pi} \left(1 + \frac{a^{2}}{b^{2}} \right)^{2} \sin^{-1} \left(\frac{2a/b}{1 + a^{2}/b^{2}} \right) \right].$$

特に矩形操縦翼胴体結合では exposed wing alone の 揚力係数に

$$\begin{bmatrix} 1 + \frac{a^4}{b^4} - \frac{2}{\pi} \frac{a}{b} \left(1 - \frac{a^2}{b^2} \right) \\ - \frac{1}{\pi} \left(1 + \frac{a^2}{b^2} \right)^2 \sin^{-1} \left(\frac{2a/b}{1 + a^2/b^2} \right) \end{bmatrix} / (1 - a/b)$$

をかければ操縦翼胴体結合の 揚力係数 (basic wing area 基準) が得られる。第8図は操縦翼胴体結合の揚力の実験結果を示す。実験では空隙の影響が入っている。



第8図 三角操縦翼胴体結合の効き・実験で は空隙の影響があり、理論ではそれ を考慮していない・

翼胴体結合の空力中心は一般に exposed wing alone の空力中心よりも前方へ数 % 移動する. 例えば AR=2 の三角翼の空力中心は前縁から 57% の所にあるが,これと胴体とが結合した場合, 胴体直径/最大翼幅=0.3 では 53% となっている.

3.3. 翼胴体結合における胴体部分の揚力 縦 横比の大きい翼胴体結合における胴体部分の揚力は Lennertz¹², Weber, Kirby and Kettle¹¹⁾ および Flax¹²⁾ 等が求めている。また第2節の(11)を使って 計算できる¹¹⁾. 縦横比の非常に小さい翼胴体結合では slender-body theory が使われる.

円形断面の無限長円柱胴体に縦横比の小さい翼を同じ迎角 α でとり付けたとき翼と胴体の間に干渉が起り、胴体周りの吹き上げにより翼は $\alpha_g = \alpha(1+\alpha^2/y^2)$ なる幾何学的迎角で捩れ、胴体迎角は0という問題になおすことができる。然る時この構造周りの流れの擾乱複素速度ポテンシャルは次のようになる。

$$\phi + i\psi = -\frac{1}{\pi} \int_{a}^{b} d\eta \, \alpha_{a}(x, \eta) \log \left\{ \frac{H(\zeta) + H(\eta)}{H(\zeta) + H(\eta)} \right\}.$$
(35)

ここで α_a は空気力学的迎角 $^{10)}$, また

$$H(\zeta) = \sqrt{(b+a^2/b)^2 - (\zeta+a^2/\zeta)}$$
, $\zeta = y+iz$ である・ポテンシャルは単位の流速に対してとってある・胴体面上の速度ポテンシャルがわかれば胴体部分の揚力 L_B は次式によって求められる,

$$L_B = -4\rho U^2 \int_0^a [\phi(1,y) - \phi(-1,y)] dy. \quad (36)$$

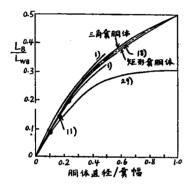
(111)

$$\phi(\pm 1,y) = -\frac{1}{\pi} \int_{a}^{b(\pm 1)} \!\! d\eta \, \alpha_a(\pm 1,\eta) \log \left[\frac{\sqrt{\left(b(\pm 1) + \frac{a^2}{b(\pm 1)}\right)^2 - 4y^2 + \sqrt{\left(b(\pm 1) + \frac{a^2}{b(\pm 1)}\right)^2 - \left(\eta + \frac{a^2}{\eta}\right)^2}}{\sqrt{\left(b(\pm 1) + \frac{a^2}{b(\pm 1)}\right)^2 - 4y^2 - \sqrt{\left(b(\pm 1) + \frac{a^2}{b(\pm 1)}\right)^2 - \left(\eta + \frac{a^2}{\eta}\right)^2}}} \right],$$

$$\alpha_a(\pm 1, \eta) = \alpha \left(1 + \frac{a^2}{\eta^2}\right) - \frac{f(\pm 1) - g(\pm 1)}{\frac{\pi}{2}b(\pm 1)^2 \mu \left(\frac{a}{b(\pm 1)}\right)},$$

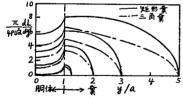
$$\mu\left(\frac{a}{b(\pm 1)}\right) = 1 + \frac{a^4}{b(\pm 1)^4} - \frac{2}{\pi} \frac{a}{b(\pm 1)} \left(1 - \frac{a^2}{b(\pm 1)^2}\right) - \frac{1}{\pi} \left(1 + \frac{a^2}{b(\pm 1)^2}\right)^2 \sin^{-1}\left(\frac{2a/b(\pm 1)}{1 + a^2/b(\pm 1)^2}\right).$$

ただし x=1 は後縁, x=-1 は前縁の意味である・ (36) から L_B を求めるにはまずこれを y について積分し然る後に η について数値積分を行えばよい・三角 翼胴体結合および矩形翼胴体結合についての計算結果 が第9図に示されている・



第9図 翼胴体結合の胴体部分の揚力

3.4. 異胴体結合における異幅方向揚力分布 (36) から矩形異胴体結合や三角翼胴体結合の異幅方向揚力分布 dL_B/dy を求める式が得られる。同じようにして翼上の翼幅方向揚力分布 dL_W/dy を求める式を導き出すことができる。その結果が第10 図に示されている。



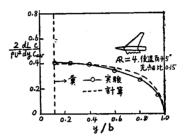
第10 図 縦横比の小さい翼胴体結合の翼幅方向 揚力分布。 Root chord はいずれも胴 体直径と等しい・

Crigler¹⁸ は特に圧縮性と後退翼に重点をおいて、 (24) の u(x,y) を翼幅方向および翼弦方向の変数に 級数展開して近似的に積分方程式

$$\left[\frac{\partial\phi(x,y)}{\partial z}\right]_{z=0} = -\frac{1}{2\pi} \iint \frac{d\xi \, d\eta \, u(\xi,\eta)}{(y-\eta)^2} \times \left[1 + \frac{x-\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 + (y-\eta)^2}}\right] \quad (37)$$

を解くことによって後退翼胴体結合の空力特性を求め

ている。第11 図がその結果の一例である。



第 11 図 翼幅方向揚力分布,M=0.8,迎角 4° .

3.5. 揚力の簡易計算法 Ward¹⁴ は slender-body theory を使って円形断面の無限長円柱胴体に縦横比の非常に小さい翼をとり付けた翼胴体結合に対して次の関係式を出している.

$$L_{WB} = L_W^* (1 + a/b)^2$$
. (38)

ここで L_{WB} は翼胴体結合の揚力, L_{a}^{*} は exposed wing alone の揚力, a は胴体半径, b は最大半翼幅である。縦横比の小さい翼胴体結合に対しても (38) に類似した関係式を導き出すことができる・

いま翼を一本の揚力線でおきかえ、胴体による吹き 上げ函数を f(y) とすれば翼の平均有効迎角 $\overline{\alpha}$ は

$$\frac{\overline{\alpha}}{\alpha} = \frac{\int_{b}^{a} [1 + f(y)] \, dy}{\int_{a}^{b} dy} = 1 + \sigma \tag{39}$$

となる. 然る時翼胴体結合の翼の揚力係数傾斜 Czaw は近似的に

$$C_{L\alpha W} = (1+\sigma)C_{L\alpha W}^*. \tag{40}$$

ただし C^*_{Low} は exposed wing alone の揚力係数傾斜である。 翼胴体結合における翼上の揚力分布を 1+f(y) に比例すると考えれば Trefftz 面での関係式から

$$\frac{C_{LaW}}{C_{LaW}} = \frac{\int_{a}^{b} [1 + f(y)] f(y) dy}{\int_{a}^{b} [1 + f(y)] dy} = \mu \qquad (41)$$

となる. したがって翼胴体結合の揚力係数傾斜は(40), (41) より

$$C_{LaWB} = (1+\sigma)(1+\mu)C_{LaW}^*$$
 (42)

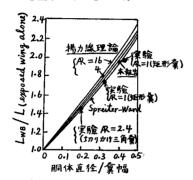
もし翼の揚力分布を一定と考え、また円形断面の胴体

を考えれば $f(y)=a^2/y^2$ となり (42) は Ward の式 と一致する・

円形断面の胴体に対して(42)は次のようになる、

$$C_{LaWB} = \left(1 + \frac{7}{3}\sigma + \frac{1}{3}\sigma^2 + \frac{1}{3}\sigma^3\right)C_{LaW}^*.$$
 (43)

ここで $\sigma=a/b$ である。更によい近似を得るには翼の 揚力分布 1+f(y) を修正すればよい。第12図に(43)の 計算結果が示されている。なお係数はすべて exposed wing area を基準にしたものである。



第12図 翼胴体結合の揚力

4. 縦横比の非常に小さい翼胴体結合の空力特性

slender-body theory は Munk¹⁵⁾ の飛行船の研究に始まったもので、R.T. Jones¹⁶⁾ がそれを縦横比の非常に小さい三角翼の空力計算に利用し、Ribner¹⁷⁾ がその安定係数を求めている。Spreiter¹⁶⁾ は更にこの理論を翼胴体結合の空力計算に拡張した。その後slender-body theory を基礎にして翼胴体結合の問題を取り扱った研究が非常に沢山発表されている。ここではその概略について述べる。

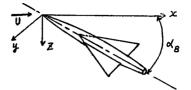
slender-body theory は縦方向の流れの加速度を省略し、cross-flow field における二次元問題として翼胴体結合を取り扱うもので、その結果は亜音速、超音速に関係なく適用される。また slender-body に関する限り遷音速に対しても成り立つ・

slender-body theory における圧力の計算には Bernoulli の式の2次の項をも勘定に入れなければな らない. 厚さや迎角による速度成分は別々に求めて重 畳できるが圧力の重畳は非線型性のために許されな い. 圧力計算に際してこの附加項を入れるか入れない かにより圧力は変ってくるが、揚力、モーメントは影 響される場合もあり然らざる場合もある. 翼だけとか 胴体だけならば影響されない. また翼胴体結合でも翼 付根の胴体部分が半径一定の円柱ならばやはり影響を 受けない.

4.1. 細長い翼胴体結合 後縁が流れに対して直角 で、迎角 α_W の細長い翼と迎角 α_B の円柱胴体との結合した構造周りの流れの擾乱速度ポテンシャル ϕ に対

する線型微分方程式はよく知られているように

$$(1-M^2)\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0.$$
 (44)



第13図 細長い翼胴体結合および座標

いま考えている構造では(44)の左辺第1項は他の 2項に比し省略されて次の Laplace 方程式が成り立つ。

$$\partial^2 \phi / \partial y^2 + \partial^2 \phi / \partial z^2 = 0.$$
 (45)

境界条件として, 胴体面上では (r_B は胴体半径)

$$\left(\frac{\partial \phi}{\partial r}\right)_{r=r_R} = U \frac{\partial r_B}{\partial x} - \alpha_B U \sin \theta,$$
 (46)

翼面上では

$$\frac{\partial \phi}{\partial z} = -\alpha_W U. \tag{47}$$

x=一定なる断面でのx軸に垂直な空気力は線型理論で次のようになる

$$F_y + iF_z = -i\rho U \oint_C \phi d\zeta. \tag{48}$$

ここで $\zeta = y + iz$ で、 C_1 は翼胴体結合の横断面を包む contour である.

Ward¹⁴⁾ の方法により揚力, モーメントを求める式が次のように得られる,

$$F_y + iF_z = 2\pi \rho U f_1 + \rho U^2 \frac{d}{dx} (\zeta_g S), \qquad (49)$$

$$\frac{dF_y}{dx} + i\frac{dF_z}{dx} = 2\pi\rho U \left[\frac{df_1}{dx} + \frac{U}{2\pi} \frac{d^2}{dx^2} (\zeta_g S) \right], \quad (50)$$

および

$$\begin{split} M_z + iM_y &= \int_0^x x \left(\frac{dF_y}{dx} + i \frac{dF_z}{dx} \right) dx \\ &= x(F_y + iF_z) - 2\pi \rho U \left(\int_0^x f_1 dx + \frac{U}{2\pi} \zeta_g S \right). \end{split}$$

$$(51)$$

ここで F_y , F_z はそれぞれ y, z 軸方向の力, M_y , M_z はそれぞれ y, z 軸周りのモーメント, また ζ_g は横断面の面積 S の中心の複素座標である. f_1 は複素速度ポテンシャルを級数

$$W = \phi + i\psi = f + f_0 \log \zeta + \sum_{m=1}^{\infty} f_m \zeta^{-m} \quad (52)$$

に展開したときの ζ-1 の係数である・

横断面が軸方向に変化する胴体と後縁が流れに直角 な細長い翼との結合に対しては

$$W = \frac{U}{2\pi} \frac{dS}{dx} \log \zeta_1$$

$$-iU\alpha\left[\sqrt{\left(\zeta_1+\frac{r_B^2}{\zeta_1}\right)^2-\left(b+\frac{r_B^2}{b}\right)^2-\zeta_1}\right]. (53)$$

ここで $\zeta_1 = \zeta - \zeta_g$ である. (53) を Laurent 級数に 展開して f_1 を求めると次のようになる,

$$f_1 = iU\alpha \frac{b^4 + r_B^4}{2b^4} + i\alpha x \frac{U}{2\pi} \frac{dS}{dx}$$
 (54)

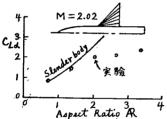
ただし $\zeta_g = -i\alpha x$ である。ここでは $\alpha_W = \alpha_B = \alpha$ として取り扱っている。また b は局所半翼幅である。

 f_1 が求まれば (49), (51) により揚力, モーメント を計算することができる。 以上述べた方法は Ward に従ったもので, 圧力計算には Bernoulli の式の 2次の項をも勘定に入れたものと同じ内容をもっている。

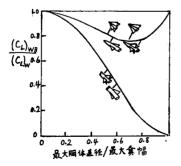
同じ問題に対して Spreiter¹⁸⁾ は複素ポテンシャル $-iU\alpha\sqrt{(\zeta_1+r_B^2/\zeta_1)^2-(b+r_B^2/b)^2}$ に基いて胴体面上および翼面上の圧力を計算して揚力,モーメントを求めている。また Nonweiler¹⁹⁾ は

 $-iU\alpha[\sqrt{(\zeta_1+r_B^2/\zeta_1)^2-(b+r_B^2/b)^2}-\zeta_1]$ に基いて 揚力,モーメント,減衰モーメントを求めている。また Sacks²⁰⁾ は control surface を物体表面にとり, Blasius に似た方法でいわゆる "closed point of view" の立場から一般横断面の胴体と翼との結合 に対するあらゆる安定微係数を求める式を導いた。 Bryson²¹⁾ は横断面周りの二次元流に対する速度ポテンシャルからつくられる運動エネルギーを求め,これから揚力,モーメント,安定微係数を求めている。

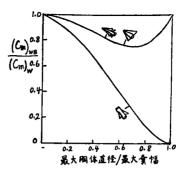
Ward, Sacks は圧力計算に際して Bernoulli の式の2次の項をも考慮に入れているが、Spreiter, Non-weilerはその線型項のみを使っている。しかし翼付根



第14図 翼胴体結合の揚力係数 basic wing area 基準



第15図 Basic wing と比較した翼胴体 結合の揚力比



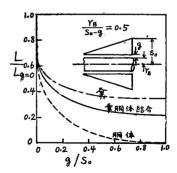
第 16 図 Basic wing と比較した翼胴体結合 の縦揺れモーメント比・モーメント は basic wing の前端周り.

部分の胴体が半径一定の円柱ならばすべて同じ結果に なる・

なお十字形翼胴体対結合にしては複素ポテンシャル の重畳によって計算される.

主な計算結果を第14~16 図に示す・特に第14 図に計算と実験との比較を行った・

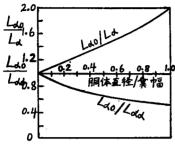
翼と胴体との間に空隙がある場合 Dugan and Hikido²²⁾ は境界条件からつくられる積分方程式を逆変換することにより、翼上および胴体上の速度ポテンシャルを求めこれによって圧力分布、翼幅方向揚力分布、揚力を求めている。同じ問題に対して Mirels²³⁾ は境界条件を満足する generating function を求め、Ward の方法を適用して揚力を求めている。第 17 図に空隙による揚力の減少を示す計算結果が示されている。



第17図 翼胴体結合における空隙による揚力 減小

4.2. 操縦翼胴体結合,後退翼胴体結合 円柱胴体 に操縦翼をある翼角で取り付けたとき,翼は一方では 揚力面として働き,他方では操縦翼として働く・こう いう翼胴体結合周りの流れは (i) 翼,胴体ともに同じ 迎角 α_0 , (ii) 胴体迎角 0, 翼迎角 α なる 2 種類の翼胴体結合周りの流れの線型重畳によって表わされる・前者は既に第 4.1 節で述べたのでここでは後者の問題 について簡単に述べる・

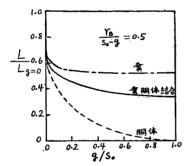
胴体と翼との間に空隙がない場合について Mirels²⁴⁾ は cross-flow field における境界条件を満足する generating function を求め、Ward の方法を適用して揚力を求めている。その結果が第18図に示されてい



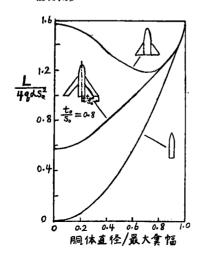
第18 図 操縦翼胴体結合の揚力

 L_{lpha} : 胴体迎角 0,翼迎角 lpha の揚力 $L_{lphalpha}$: 胴体迎角 lpha,翼迎角 lpha の揚力 L_{lpha} : isolated exposed wing の揚力

る. 空隙がある場合, Dugan and Hikido²¹⁾ は第 4.1 節で述べたと同じように cross-flow field における境 界条件からつくられる積分方程式を逆変換して翼上お よび胴体上の速度ポテンシャルを求め, これから圧力



第19 図 操縦翼胴体結合における空隙による 揚力減少。



第20 図 後退翼胴体結合の揚力。

分布, 翼幅方向揚力分布, 揚力を計算している。第19 図は空隙による揚力の減少を示している。なお空隙が 小さくなれば粘性の影響は無視できなくなる。

後退翼胴体結合に対しては Mirels²⁵⁾ が generating function による方法を使い, Lomax and Byrd²⁶⁾ は 積分方程式の逆変換を使って求めている。第 20 図は Lomax and Byrd の計算結果である。比較のために三角翼胴体結合や胴体の結果も示されている。

5. 前翼胴体尾翼結合の空力特性

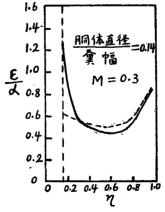
前翼胴体尾翼結合の飛翔体の操縦性、安定性を問題にする場合、まず第一に尾翼に及ぼす前翼の吹き下しの非線型的効果を求めなければならない。胴体がある場合の翼後方の翼渦後流により尾翼面を通る空気の流れが影響を受ける。すなわち前翼、胴体、尾翼の大きさと相互位置により前翼胴体結合渦後流が胴体による吹き上げとともに尾翼位置で大きな流れ角を生じ、尾翼効率に大きな影響を与える。

近似的には渦系の作用により、尾翼の各翼幅位置で 彎曲を省略して局所迎角の変動を引き起すと考える・ したがって尾翼は渦系による局所迎角の変化だけ捩れ て一様流中におかれていると考える・ 異渦とその胴体 内の像は胴体面に垂直な流れを誘起しないから胴体の 形状は変らない・

5.1. 縦横比の大きい前翼胴体尾翼結合 尾翼位置 における吹き下しは Trefftz 面での Multhopp の方法 による計算結果を使う・すなわち第2節の(7),(8)か 6

$$2\epsilon = \frac{1}{2\pi U} R\left(\frac{d\sigma}{d\zeta}\right)_{\zeta = z_W + iy} \left[\int_{-\hat{\lambda}}^{\hat{\lambda}} \frac{d\Gamma}{d\hat{y}'} \frac{d\hat{y}'}{\hat{y} - \hat{y}'} \right]. 55$$

が得られ、 Γ がわかれば吹き下しを計算できる。第21 図は Trefftz 面における吹き下しを示す。吹き下しが



第21図 Trefftz 面における翼胴体結合の吹き下し(——) および環の吹き下し (---).

わかれば尾翼の各翼幅位置における迎角の変動がわかり、それだけ翼が振れ、胴体迎角0として翼胴体結合の問題に帰着する。かくして前翼の吹き下しに基く揚力損失を求めることができる。

5.2. 縦横比の小さい前翼胴体尾翼結合 縦横比の小さい翼胴体結合の空力特性の計算は揚力面の理論に基いている。その結果第3.4 節に示すような翼幅方向揚力分布が得られた。翼幅方向揚力分布が求まれば第2 章第7節で述べる方法によって前翼後方の渦分布および尾翼位置における吹き下しを計算できる。吹き下しがわかれば尾翼胴体結合の効率を求める問題は第5.1 節と同じようにして翼胴体結合の問題に帰着させることができる。

5.3. 縦横比の非常に小さい前翼胴体尾翼結合

Ward の slender-body theory によれば前翼後流の中 にある翼や胴体には揚力, モーメントは生じない.こ のことは縦横比の非常に小さい三角翼胴体結合の渦後 流吹き下しを求めることによっても確認される. 一方 Morikawa²⁷⁾ は渦層と渦線の考え方に基き、迎角が非 常に小さい場合渦は尾翼面を洗って通るとして干渉 揚力を求めている. 尾翼が前翼に近ければ渦層の近似 でもよいが、一般に渦層は後方へ進むにしたがって巻 き上り渦線によっておきかえられる・渦線は相互の干 渉と胴体の吹き上げにより上下左右に変位するので Morikawa の渦線による取り扱い方も余り正しくな い、その結果は干渉揚力の最大限界を示すものと考え てよい. 後流渦および尾翼位置における渦の位置を求 める問題は第2章第7節で取り上げる。ここではそれ らが求まったと仮定してSacks²⁸⁾によって展開された Blasius の方法に類似した干渉の解析法を簡単に紹介 する.

いま構断面を円に写像する函数を

$$\zeta = f(\sigma) = \sigma + \sum_{n=0}^{\infty} \frac{b_n}{\sigma^n}$$
 (56)

とする。ここで $\zeta = y + iz$ である。この横断面内における翼渦および胴体内の像渦による複素速度ポテンシャル F は次のように表わされる。

$$F(\zeta) = F'(\sigma) = -\frac{i}{2\pi} \sum_{k=1}^{m} \Gamma_k \log (\sigma - \sigma_k) + \frac{i}{2\pi} \sum_{k=1}^{m} F_k \log \left(\sigma - \frac{r^2}{\overline{\sigma}_k}\right).$$
 (57)

ここで m は胴体外部の自由渦の数, Γ_k および σ_k は それぞれ k 番目の渦の強さおよび位置,r は写像面内 における円の半径,または $\overline{\sigma}_k$ の σ_k 共軛複素数である。 (57) を σ の大きい所で展開して留数を求めれば 干渉力,モーメントは次のように表わされる, $(\sigma_{kr}=\sigma_k-r^2/\overline{\sigma}_k)$

$$Y_{I}+iL_{I}=i\rho U\left[\left(\sum_{k=1}^{m}\Gamma_{k}\sigma_{kr}\right)_{x=l}-\left(\sum_{k=1}^{m}\Gamma_{k}\sigma_{kr}\right)_{x=x_{TE}}\right], \quad (58)$$

$$N_{I}-iM_{I}=i\rho U\int_{x_{TE}}^{l}(x-C_{1})\frac{\partial}{\partial x}\left(\sum_{k=1}^{m}\Gamma_{k}\overline{\sigma}_{kr}\right)dx. \quad (59)$$

 x_{TE} は前翼後縁、l は後翼後縁を意味する。また Y_T は干渉による y 方向の力、 L_I は z 方向の力すなわち 揚力、 M_I は y 軸周りの縦揺れモーメント、 N_I は z 軸周りの偏揺れモーメントである。(58)の右辺第2項の実部は前翼胴体結合の揚力である。したがって胴体 半径を a とすれば

$$L_{I} = \rho U R \left(\sum_{k=1}^{m} \Gamma_{k} \sigma_{kr} \right)_{x=1} - \pi \rho U^{2} \alpha S_{0}^{z} \left(1 - \frac{\alpha^{2}}{S_{0}^{2}} + \frac{\alpha^{4}}{S_{0}^{4}} \right).$$
(60)

一字形翼胴体尾翼結合に対し、単一渦ならば $\Gamma_2=-\Gamma$ となり (60) は次のようになる、

$$L_{I} = 2\rho U \Gamma R \sqrt{\left(\zeta_{1} + \frac{\alpha^{2}}{\zeta_{1}}\right)^{2} - \left(S_{1} + \frac{\alpha^{2}}{S_{1}}\right)^{2}} - \pi \rho U^{2} \alpha S_{0}^{2} \left(1 - \frac{\alpha^{2}}{S_{0}^{2}} + \frac{\alpha^{4}}{S_{0}^{4}}\right)$$
(61)

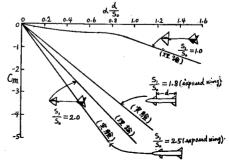
ここで ζ_1 , S_1 はそれぞれ x=l における渦の位置および半翼幅で、 S_0 は前翼の最大半翼幅である

同じようにして afterbody の揚力は次のようになる.

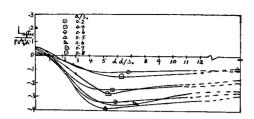
$$L_{I}=2\rho U\Gamma R\left(\zeta_{1}-\frac{a^{2}}{\zeta_{1}}\right)-\pi\rho U^{2}\alpha S_{0}^{2}\left(1-\frac{a^{2}}{S_{0}^{2}}-\frac{a^{4}}{S_{0}^{4}}\right). \tag{62}$$

また操縦翼胴体尾翼結合に対しては

$$L_{I} = 2\rho U \Gamma \sqrt{\left(\zeta_{1} + \frac{a^{2}}{\zeta_{1}}\right)^{2} + \left(S_{1} + \frac{a^{2}}{S_{1}}\right)^{2} - \frac{\pi}{2}\rho U^{2}\alpha S_{0}^{2}} \times \left(1 - \frac{a^{2}}{S_{0}^{2}}\right)^{2} \left[1 - \frac{4a/S_{0}}{\pi (1 - a^{2}/S_{0}^{2})} + \frac{2}{\pi} \left(\frac{1 + a^{2}/S_{0}^{2}}{1 - a^{2}/S_{0}^{2}}\right)^{2} \times \cos^{-1} \left(\frac{2a/S_{0}}{1 + a^{2}/S_{0}^{2}}\right)$$
(63)

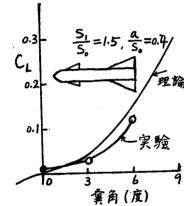


第22図 前翼胴体尾翼結合の縦揺れモーメント 係数・前翼々面横, 前翼々弦長基準. いずれも前翼の空力中心周りのモーメ ントをとる・実験では先端の影響を除 いてある・頭上げが正である.

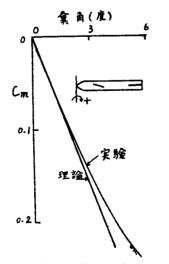


第23図 Afterbody の揚力. αは翼角, dは afterbody の長き.

ある代表的なロケットの翼胴体尾翼結合に対して行われた実験では $-L_I/L_T$ =0.25 であった。ここで L_T は前翼の吹き下しを受けない尾翼胴体結合の揚力である。第 22 図はモーメントの実験値と比較するために同じ exposed wing をもつ前翼-尾翼結合の計算値を示す。第 23 図は afterbody の 揚力の計算値を示す。第 24,25 図に操縦翼胴体尾翼結合の揚力,モーメントの計算と実験とを示す。

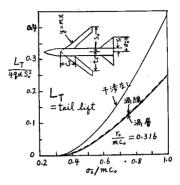


第24図 操縦翼胴体尾翼結合の揚力係数.(胴体 迎角0,尾翼迎角0). 胴体断面積基準.



第25 図 操縦翼胴体尾翼結合の縦揺れモーメント・先端周り,胴体断面積,全長基準.

・ 後退翼胴体尾翼結合については Lomax and Byrd²⁶⁾ が Morikawa²⁷⁾ と同じく渦層と渦線の考え方に基き、 境界条件からつくられる積分方程式を逆変換すること



第26図 後翼胴体尾翼結合における尾翼揚力. 渦はすべて尾翼を洗って通るとする.

によって尾翼上および胴体上の速度ポテンシャルを求めて圧力分布、揚力分布、揚力, 圧力中心等を計算している, 第26図にその結果を示す. (未完)

文 献

- Lennertz, J.; Aerodynamic Theory, W. F. Durand' Vol. IV, 1936.
- 2) Flax, A. H.; J. A. S. Vol. 20, No. 7, 1953.
- Flax, A. H. and Treanor, C. E.; A Variational Calculation of Subsonic Wing-Body Interference According to Lifting-Line Theory, Cornell Aeronautical Laboratory.
- 4) Multhopp, H.; Luftfahrtforschung 18, 52-56 (1941).
- 5) Multhopp, A.; Luftfahrtforschung 15, 463-467 (1438).
- 6) Munk, M.; NACA Rept. 184, 1923.
- 7) Jacobs, E.N. and Ward, K.E.; NACA Rept. 540, 1985.
- 8) Lawrence, H.R.; J.A.S. Vol. 18, No. 10, 1951.
- 9) Weissinger, J.; NACA TM 1120 March 1947.
- 10) Lawrence, H.R.; J.A.S. Vol. 20, No. 8, 1953.
- Weber, J., Kirby, D.A. and Kettle, D.J.; Rep. and Memo. No. 2872, 1951.
- 12) Flax, A.H.; J.A.S. Vol. 20, No. 7, 1953.
- 13) Crigler, J.L.; NACA Tech. Note 3941, 1957.
- 14) Ward, G.N.; Quart. J. Mech. and Appl. Math. 2, Part 1, March 1949.
- 15) Munk, M.; NACA Rept. 184, 1923.
- 16) Jones, R.T.; NACA Rept. 835, 1946.
- 17) Ribner, H.S.; NACA Tech. Note 1423, 1947.
- 18) Spreiter, J. R.; NACA Tech. Note 1662, 1948.
- Nonweiler, T.; The College of Aeronautics Cranfield, Report No. 50, 1951.
- 20) Sacks, A.H.; NACA Tech. Note 3283, 1954.
- 21) Bryson, A.E.; J.A.S. Vol. 20, No. 5, 1955.
- Dugan, D. W. and Hikido, K.; NACA Tech. Note 3224, 1954.
- 23) Mirels, H.; J.A.S. Vol. 20, No. 8, 1953. Readers' Forum.
- 24) Mirels, H.; J.A.S. Vol. 20, No. 7, 1953. Readers' Forum
- 25) Mirels, H.; NACA Tech. Note 3105, 1954.
- Lomax, H. and Byrd. P.F; NACA Tech. Note 2554, 1951.
- 27) Morikrwa, G.; J.A.S. Vol. 19, No. 5, 1952.
- 28) Sachs, A.H.; NACA Tech. Note 3525, 1955.
- Lawrence, H.R. and Flax, A.H; J.A.S. Vol. 21, No. 5, 1954.
- 30) Donovan, A.F. and Lawrence, H.R.; Aerodynamic Component of Aircraft at High Speeds. Princeton University, 1957.