

ISSN 0389-4010  
UDC 533. 6. 011. 32

# 航空宇宙技術研究所報告

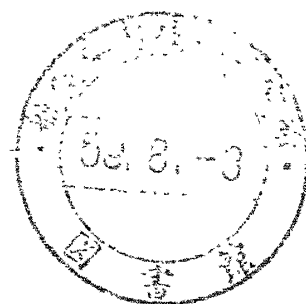
TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-796

翼胴結合体の空気力学的特性に関する研究  
第2報 低翼機について

柳 沢 三 憲 ・ 菊 地 一 雄 ・ 小 山 忠 勇

DP-55



1984年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 翼胴結合体の空気力学的特性に関する研究

## 第 2 報 低翼機について\*

柳 沢 三 憲\*\* 菊 地 一 雄\*\* 小 山 忠 勇\*\*

### A Study of Aerodynamic Characteristics of Wing-Body Combinations

#### Part II Low-Wing Airplane

Mitsunori YANAGISAWA, Kazuo KIKUCHI  
and Chuyu KOYAMA

#### ABSTRACT

Experimental pressure distributions, lift, moment and drag coefficients on the wing-body combination are measured. Data were obtained at angles of attack from  $-10$  degree to  $10$  degree, a free stream velocity of  $40$  m/s and Reynolds numbers based upon wing chord lengths from  $0.32 \times 10^6$  to  $0.43 \times 10^6$ . The data obtained from these experiments are compared with data obtained from computations using a boundary element method which is a modification of Morino's theory. In order to confirm the starting points of the trailing vortex sheets on the body, observations of the flowfield by an oil flow technique are presented and the features of the oil film flow patterns are discussed. It is concluded that the present procedure may offer promise for practical engineering applications.

#### 1. ま え が き

翼胴結合部の空力特性に関する研究の第 1 報では、中翼機に関する報告<sup>8)</sup>を行った。胴体の様な物体では、流れが物体から剝離する位置が翼のように正確に定っていない。この剝離線の位置の決定は、胴体部の揚力の増減を左右するので重要である。したがって、揚力物体の解析を行う場合、翼の後縁の Kutta の条件に当る胴体表面と後流渦面との接合線（以後、

この線を後流渦放出線と呼ぶことにする。）の決定が上記の意味で重要な問題となる。中翼機の場合はこの線を翼の後縁から続く胴体子午線と一致するものと仮定して計算し良い結果が得られた。

しかし、低翼機の場合はこの後流渦放出線がどの位置に存在するか不明である。本研究では胴体部の表面に油膜を塗布し、その模様から流れの様子を判断する油膜法<sup>6),7)</sup>を用いて、これらの線が迎角により如何に変化するか調べた。その結果、中翼機の場合と同様に主翼の後縁から続く胴体の子午線に一致させて、後流渦面を放出させると胴体後部の圧力分

\* 昭和58年11月10日受付

\*\* 空気力学第 1 部

布が正しく計算されるので、この仮定は妥当なものであると考えられる。したがって、以下の境界要素法の解析では上記の仮定を用いて計算を行った。

また、圧力分布を積分した総括的な空力係数である揚力係数、モーメント係数および抗力係数等も両者は比較的良く一致した結果が得られた。

## 2. 記 号

$A_1, A_2, A_3$	円周方向の圧力モードの係数
$B_{hk}$	空力的影響係数
$C$	翼弦長
$C_D$	有効抗力係数
$C_{D0}$	表面摩擦による抗力係数
$C_D''$	直接測定された抗力係数
$\Delta C_D$	風洞境界による抗力増分
$C_{Dw}$	吊線抗力係数
$C_{hk}$	空力的影響係数
$C_F$	空気力の係数
$C_L$	揚力係数
$C_M$	モーメント係数
$C_n(x)$	法線力係数
$C_p$	圧力係数
$D$	抗力
$d$	模型胴体の直径
$E_0$	圧力計の出力電圧、総圧
$E_i$	圧力計の出力電圧、各ポートの圧力
$L_1$	第 1 揚力
$L_2$	第 2 揚力
$l$	第 1 揚力点と第 2 揚力点との距離
$\mathbf{n}$	パネルの法線ベクトル
$P_0$	総圧
$P_1$	静圧
$P_i$	模型表面の圧力
$q$	動圧
$Re$	翼弦長を基準にしたレイノルズ数
$r$	第 1 揚力点と要求されるモーメントの着力点との距離
$\mathbf{R}$	パネルの中心の位置ベクトル
$\mathbf{R}_R$	基準点の位置ベクトル
$S_R$	基準面積
$T_R$	基準長さ

$\mathbf{t}_R$	基準点の単位ベクトル
$U$	気流の真風速
$U_s$	標準風速
$\mathbf{u}_\infty$	一様流の速度ベクトル
$x$	気流方向の座標
$y$	水平方向の座標
$z$	垂直方向の座標
$W_{hk}$	空力的影響係数
$\alpha$	迎角
$\Delta\alpha$	迎角の補正量
$\alpha'$	天秤の迎角度指示値
$\alpha_{0w}$	風洞の気流の吹上げ角
$\gamma$	気体の比熱比
$\delta$	$\Delta\alpha$ および $\Delta C_D$ の修正係数
$\delta_{hk}$	Kronecker の delta
$\theta$	円周角
$\lambda$	物体面の局所的な勾配
$\mu$	粘性係数
$\nu$	動粘性係数
$\nu_s$	標準状態における動粘性係数
$\rho$	空気密度
$\varphi$	擾乱速度ポテンシャル

## 3. 三次元物体に働く空気力

亜音速の一様流中に置かれた三次元揚力物体のまわりを解析する手段としてポテンシャル流を考える。その擾乱速度ポテンシャル  $\varphi$  に関してラプラスの方程式が成立つ。

$$\nabla^2 \varphi = 0 \quad (1)$$

また、境界条件として

(1) 流れは物体表面に沿って流れる。

$$\frac{\partial \varphi}{\partial n} = -\mathbf{u}_\infty \cdot \mathbf{n} \quad (2)$$

(2) 後流渦面の上下面におけるポテンシャルの差は流線に沿って一定である。

$$\Delta \varphi = \varphi_+ - \varphi_- = \text{一定} \quad (3)$$

翼について言えば Kutta の条件に相当する。

(3) 流れは無限遠方で一様流と等しくなる。

$$\varphi = 0 \quad (4)$$

上記の条件を用いる。

次に物体表面と後流渦面とから成る境界に囲まれ

た流体部分に Green の公式を適用し、若干の変形を行なえば、次式が得られる。

$$\begin{aligned} 2\pi\varphi(P) - \iint_{SA} \varphi(Q) \frac{\partial}{\partial n(Q)} \left[ \frac{1}{R(P,Q)} \right] ds \\ - \iint_{SW} \Delta\varphi(Q') \frac{\partial}{\partial n(Q')} \left[ \frac{1}{R(P,Q')} \right] ds \\ = \iint_{SA} \mathbf{u}_\infty \cdot \mathbf{n}(Q) \frac{1}{R(P,Q)} ds \end{aligned} \quad (5)$$

これは  $\varphi$  に関する第二種 Fredholm 型積分方程式である。この式をパネルによる離散化を行うと次の連立一次方程式を得る。

$$\begin{aligned} [\delta_{hk} - C_{hk} - W_{hk}] \{\varphi_k\} \\ = [B_{hk}] \{\mathbf{u}_\infty \cdot \mathbf{n}_k\} \end{aligned} \quad (6)$$

ここに  $\delta_{hk}$  は Kronecker の delta であり、 $C_{hk}$ 、 $B_{hk}$ 、 $W_{hk}$  は空力的影響係数である。この連立一次方程式は  $\varphi_k$  以外の諸量は計算で求められる。したがって、 $\varphi_k$  を未知数として解くことができる<sup>4)</sup>。

(6)式により得られた擾乱速度ポテンシャルに一様流の速度ポテンシャルを加え、物体表面の接線方向に微分することにより流体速度および表面圧力が求められる<sup>4)</sup>。

得られた圧力分布に各面素と法線ベクトルを掛け積分することにより、次式のような各空力係数が求められる。

$$C_F = \frac{1}{S_R} \iint_{SA} C_p \cdot \mathbf{n} \cdot d\mathbf{s} \quad (7)$$

$$C_M = \frac{1}{S_R T_R} \mathbf{t}_R \cdot \iint_{SA} (\mathbf{R} - \mathbf{R}_R) \times \mathbf{n} \cdot C_p \cdot d\mathbf{s} \quad (8)$$

ここに  $S_R$  は基準面積、 $T_R$  は基準長さ、 $\mathbf{t}_R$  は基準点の単位ベクトル、 $\mathbf{R}_R$  は基準点の位置ベクトル、 $\mathbf{R}$  は各パネルの中心の位置ベクトル、 $\mathbf{n}$  は各パネルの法線ベクトルである。

#### 4. 測定方法

##### (1) 風洞

この実験は東京大学付属宇宙航空研究所<sup>\*</sup>の三米連

続回流式風洞で行われた。この風洞の測定部は円形開放型であり、最大風速は 50m/s が可能である。本実験では風速を 30m/s と 40m/s の 2 種類で行われた。したがって、模型の翼弦長を基準にしたレイノルズ数は  $0.3 \times 10^6$  から  $0.4 \times 10^6$  の範囲である。

##### (2) 模型

使用した低翼機模型は細長比 5 の回転楕円体に縦横比 5 で NACA65A010 の翼型の矩形翼を回転楕円体の最大直径の位置で半径の 2/3 中心よりずらせた位置で組合せた構造である。翼の取付角は  $0^\circ$ 、上反角も  $0^\circ$  である。また、剝離を防止する目的で翼胴結合部は整形覆 (fillet) で覆われている。この整形覆の形状は流れ方向の断面積勾配を減ずる役目をする<sup>9)</sup> もので、胴体と翼の両者に接する円弧で形成した。機体軸方向に急激な断面積変化のないように、整形覆は翼上面では翼弦長 10% の位置から、下面では 40% の位置から始まり、翼後縁から半翼弦長だけ後方に延びる形状である。図 1。整形覆の断面形の上下面の回転半径を図 2 に示す。

模型の右舷側の胴体上に 5 列の静圧孔を設けた。また翼面上には 3 列の上下面の静圧孔を設け総合計 140 点である。また、ワイヤによる懸垂のための金具が両翼の前縁部と胴体長の約 92% の位置の上下に 1 個ずつ、全体で 4 個の金具が付けてある。スキヤニバルブは 3 個使用し、模型の胴体内部に装着してある。一方、ピトー管からの総圧と静圧をスキヤニバルブに接続し、圧力係数を容易に求められるような配管を行った。また、総圧と静圧の変動圧を除去するため、それぞれに空気タンクが接続してある。図 4。この写真は胴体上蓋を開いた状態を示したものである。

模型は木製で胴体長が 800mm、翼幅 800mm の大きさで、長さ方向の精度は  $\pm 0.5\text{mm}$ 、半径方向の精度は  $\pm 0.3\text{mm}$  で作られた。また、模型表面は油膜法による流れの可視化を行うため、黒のつや消し塗装を行った。図 3。

風洞内の模型の支持は図 5 に示すごとく逆吊りで支持され、それぞれ第一揚力天秤、第二揚力天秤および抗力天秤に取付けられている。

##### (3) 圧力測定

圧力係数は次の式で表わせる。

\* 現在、東京大学付属境界領域研究施設

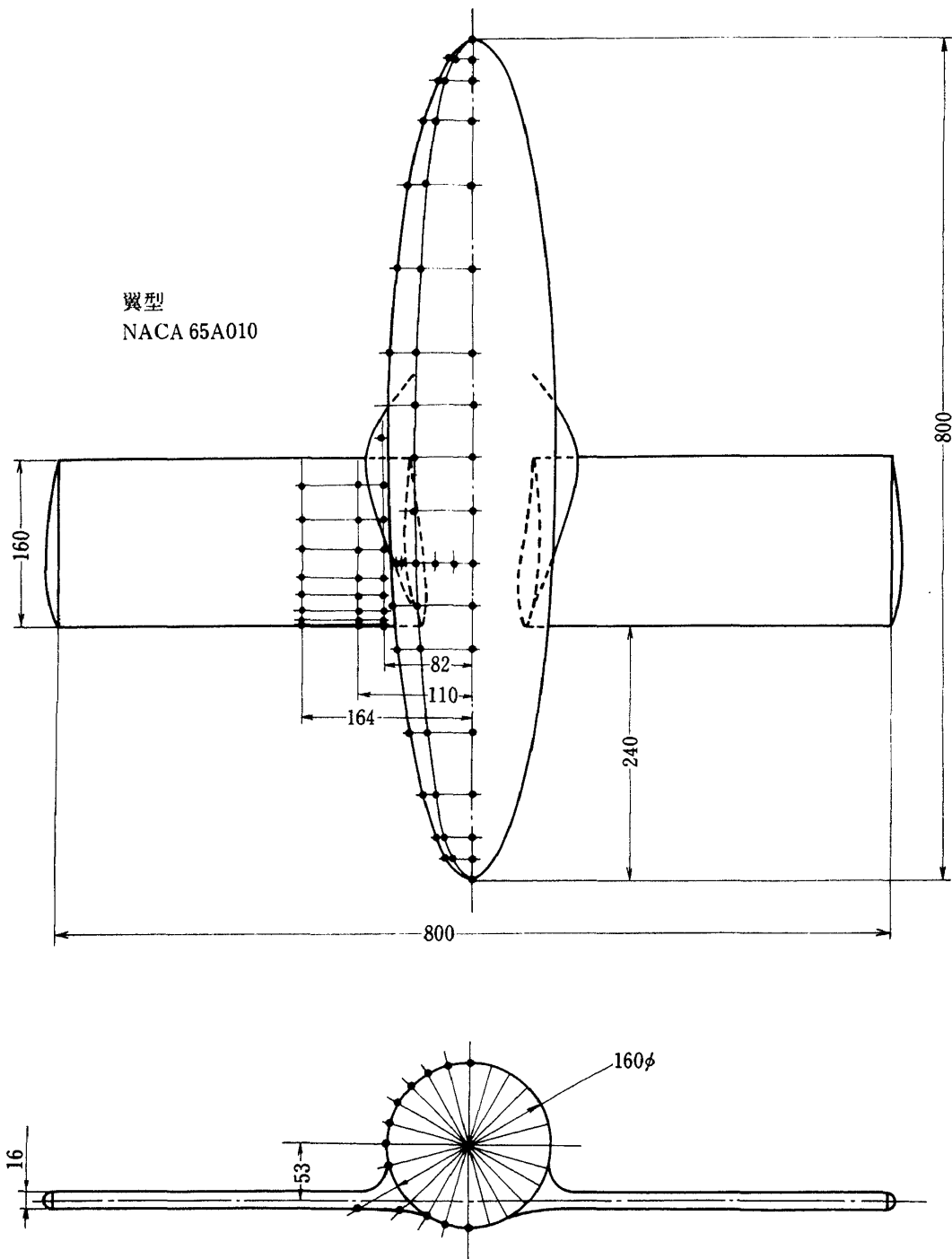


図1 低翼機の全機模型

$$C_p = \frac{P_i - P_1}{P_0 - P_1} \quad (9)$$

ここに、 $P_0$ はピトー管の総圧、 $P_1$ は静圧、 $P_i$ は模型表面の圧力である。

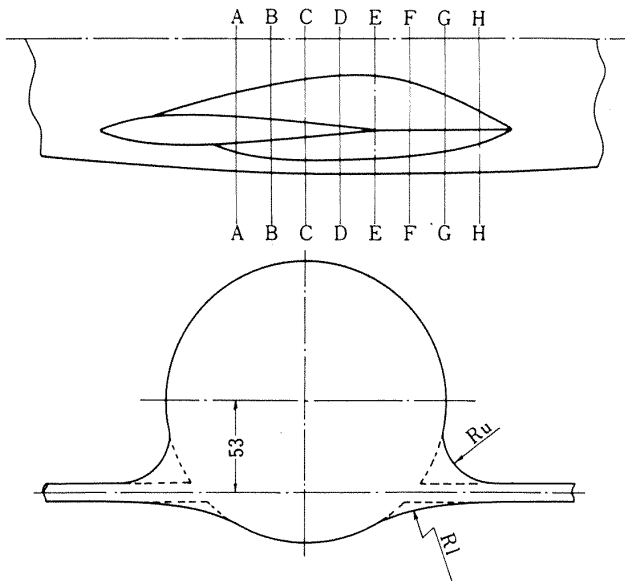
今、模型内の配管系を図4に示すように、圧力変換器の背圧側にピトー管の静圧が加わるようにすると、圧力係数は圧力計測系の利得 $G$ に関係なく(10)式のように書ける。

$$C_p = \frac{E_i}{E_0} \quad (10)$$

但し、 $E_i = G(P_i - P_1)$ 、 $E_0 = G(P_0 - P_1)$ である。

ピトー管からの総圧および静圧は模型内に導入され、空気タンクを通してスキャニバルブに接続してある。

データ収集回路を図6に示した。スキャニバルブ内のバリレラ型圧力変換器に増幅器およびフィルタ



断面の位置	上面の円弧半径 $R_u$	下面の円弧半径 $R_l$
AA -80. mm	10.5 mm	38.0 mm
BB -60.	15.3	72.0
CC -40.	19.6	98.0
DD -20.	23.9	120.0
EE 0.	26.0	103.0
FF 20.	21.4	103.7
GG 40.	14.0	69.8
HH 60.	6.2	30.4

図2 低翼機の整形覆部の詳細図

を接続し、その信号をデータレコーダに記録する。一方、パルス発生駆動制御器では1秒間隔でパルスが発生させスキニバルブを駆動する。同時に実験番号に相当した2進のビットを立て、駆動パルスと同期して高低2種類(0.5V, 0.25V)のパルスが発生させる。このパルスとスタートパルスを同一チャンネルに録音しておく。

図7はデータレコーダに記録された信号の一例であるが1chはポート切換信号、2chはスタート・パルスと実験番号、3, 4, 5chは圧力信号、6chはポートの位置を示す電圧が記録されている。

実験終了後、これらの信号はデータ処理装置を用いてA/D変換され、ソフトウェアで前述のパルスを用いて各実験番号に対応した圧力係数として計算される。なお、A/D変換器の分解能は0.25～2.5 mV/bitであり、精度が良い。このパルス発生スキニ駆動制御器と処理プログラムは新に開発したものである。この方法によれば、連続的にA/D変換

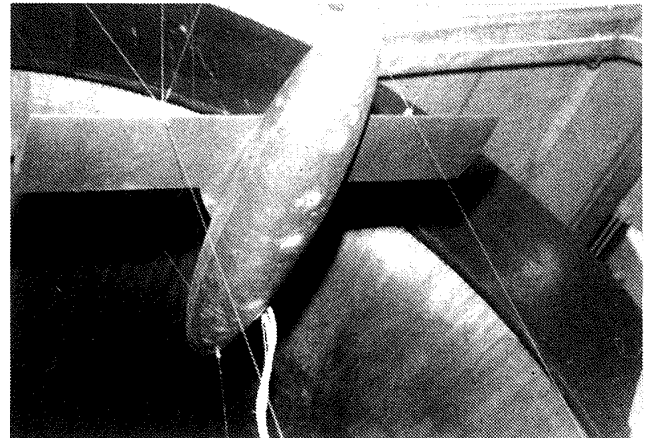


図3 風洞内へ装着した低翼機模型(逆吊り)

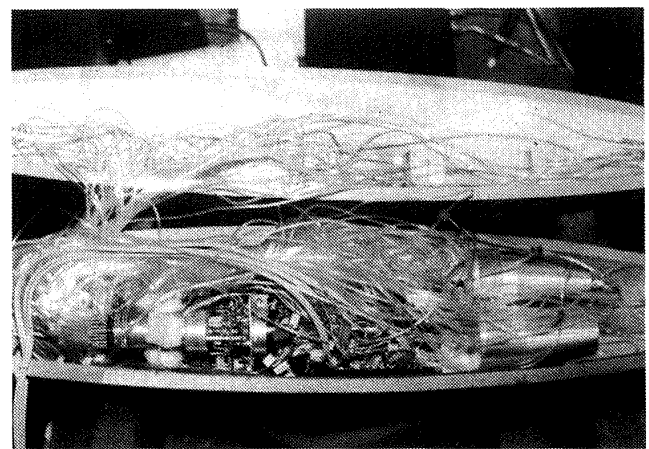


図4 低翼機胴体内部の圧力測定用配管

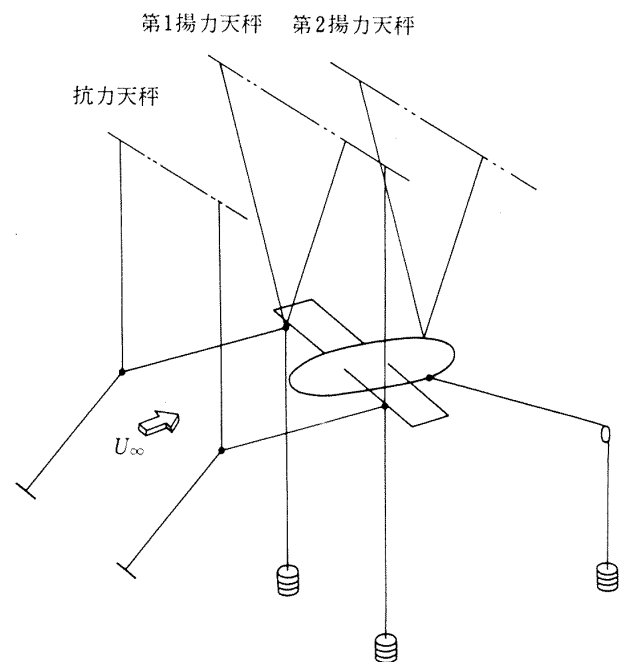


図5 吊線による模型取付方法

できるため、データ処理が非常に能率的になり、しかも高精度の測定ができるようになった。付録1を参照されたい。

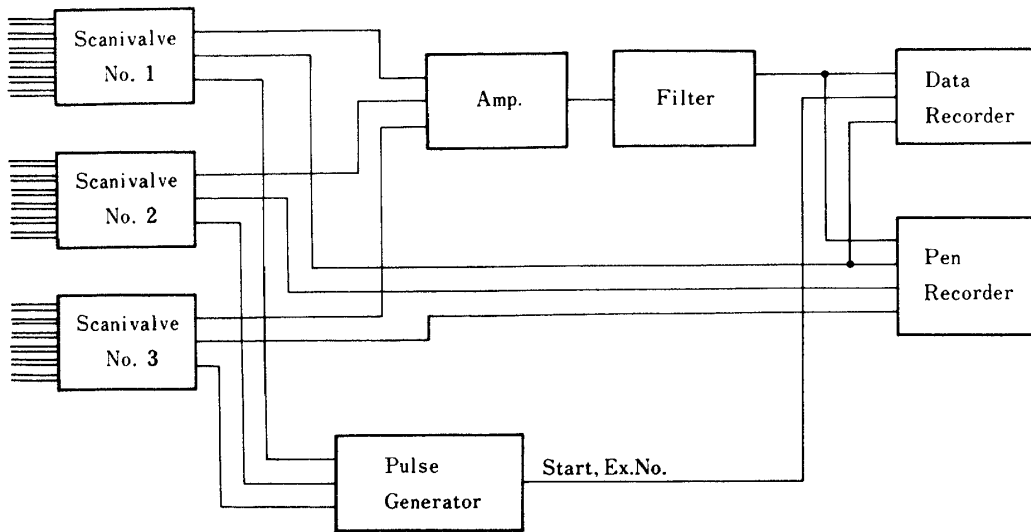


図6 圧力測定用ブロック線図

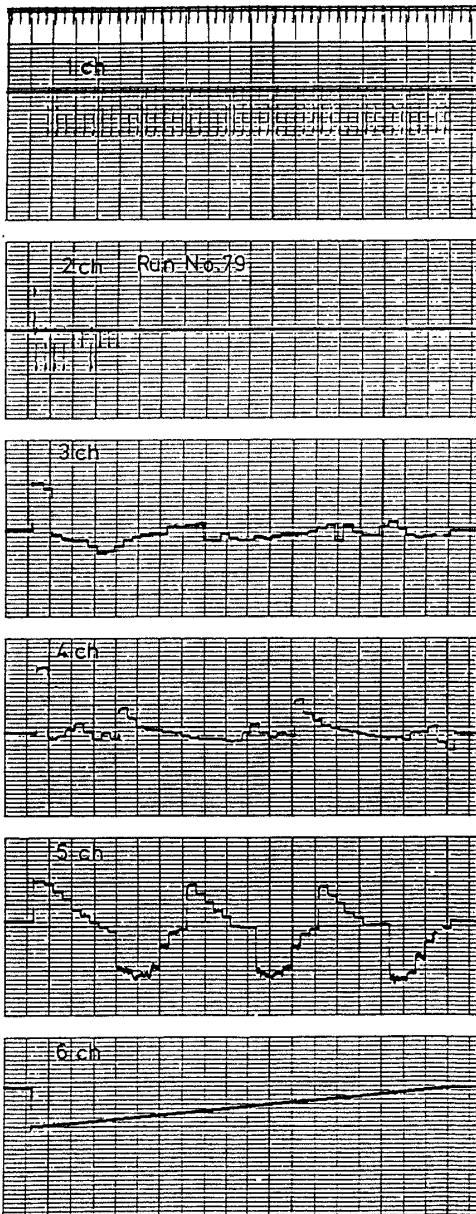


図7 MTに記録された圧力信号の一例

## (4) 三分力試験

揚力、モーメントおよび抗力係数をこの風洞付属の吊線式外装天秤を用いて測定した。

模型は主翼前縁の2点と後部胴体上下の2点で逆吊りに支持され、図8に示すようにそれぞれ第1揚力天秤、第2揚力天秤および抗力天秤に接続されている。吊線と逆方向の力を打消すため3個の重錘が吊るされ、また模型の振動を減衰させるため、その重錘は油槽内に浸されている。

模型の抵抗係数の計測には、支持具の抗力すなわちピアノ線の抵抗を別個に測定しておき、得られた抵抗係数からこの値を差引いて求めた。

## (a) 揚力係数

揚力係数は第1揚力と第2揚力の和で表わされ次式で示される。

$$C_L = \frac{L_1 + L_2}{q s} \quad (11)$$

## (b) モーメント係数

モーメント係数は一般的に第1揚力と第2揚力と抗力で表わされ、次式で示される。

$$\begin{aligned} C_m &= \{ L_1 r \cos \theta - L_2 (l \cos r - r \cos \theta) \\ &\quad - D r \sin \theta \} / (q \cdot s \cdot c) \\ &= \{ (L_1 + L_2) r \cos \theta - L_2 l \cos r \\ &\quad - D \cdot r \sin \theta \} / (q \cdot s \cdot c) \\ &= \{ C_L r \cos \theta - C_{L_2} l \cos r \\ &\quad - C_D r \sin \theta \} / c \end{aligned} \quad (12)$$

この実験では第1揚力吊線の着力点と翼前縁の支持

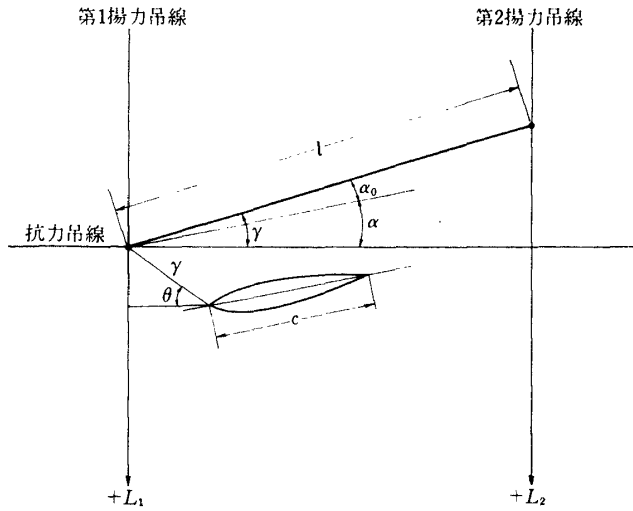


図8 各吊線に働く力の説明図

点が一致しており，この点周りのモーメント係数を求めたので  $r=0$ ， $\alpha_0=0$  となるので次のようになる。図8。

$$C_m = -C_{L_2} l \cos \alpha / c \quad (13)$$

この模型の場合， $l=0.5\text{m}$ ， $c=0.16\text{m}$ である。

#### (c) 抗力係数

有効抗力係数  $C_D$  は天秤から直接測定された係数  $C_D''$  と風洞境界による抗力増分  $\Delta C_D$  と吊線抗力係数  $C_{Dw}$  から成り次式で表わせる。

$$C_D = C_D'' + \Delta C_D - C_{Dw} \quad (14)$$

$$C_D'' = \frac{D}{qs} \quad (15)$$

第1揚力の垂直部のピアノ線の外径を  $0.8\text{mm}\phi$  とし他の吊線の外径をすべて  $0.6\text{mm}\phi$  として実測された吊線抗力係数は  $C_{Dw}=0.060$  である。

#### (d) 気流境界の影響による修正法

風洞実験では模型を有限の大きさの気流中に置いて測定するので，気流境界の補正を行う必要がある。翼模型においては，有効迎角は閉鎖型気流では増加し，開放型気流では減少する。

今，縦横比5の翼模型で翼幅揚力分布が楕円分布であると考えて修正係数  $\delta = -0.12525$  とする<sup>5)</sup>。迎角  $\alpha$  および抗力係数  $C_D$  の補正量はそれぞれ次の通りである。

$$\Delta \alpha = 57.3^\circ \times \delta \frac{S}{S_0} C_L \quad (16)$$

$$\Delta C_D = \delta \frac{S}{S_0} C_L^2 \quad (17)$$

ここで  $S_0$  は気流の断面積である。

有効迎角  $\alpha$  は

$$\alpha = \alpha' + \Delta \alpha + \alpha_{0w} \quad (18)$$

ここで  $\alpha'$  は天秤の迎角度指示値， $\alpha_{0w}$  はこの風洞の気流の吹上げ角で  $-0.13\text{deg}$  である。

#### (e) 速度

① 気流の真風速  $U$  は次式で表わす。

$$U = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \quad (19)$$

② 標準大気圧 (760mmHg)，気温 (15℃) に換算した標準風速  $U_s$  は次の式で表わす。

$$U_s = \frac{\nu_s}{\nu} \quad (20)$$

但し  $\nu$  は測定状態における動粘性係数， $\nu_s$  は標準状態における動粘性係数であり， $\nu_s = 1.467 \times 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}$  である。

③ レイノルズ数は次式で表わす。

$$R_e = \frac{Uc}{\nu} \quad (21)$$

ここでは基準長として翼弦長  $c=0.16\text{m}$  を採用した。

#### (5) 局所的負荷係数

流れ方向の各断面における圧力分布を円周方向に積分することにより法線係数  $C_n(x)$  が求められる。

今，計測された圧力係数の円周方向のモードを(22)式の様に仮定し，最小2乗法により各係数を求め，さらに法線方向の成分を掛けて積分を行えば，法線力係数は次の様に求まる。

$$C_p = A_1 + A_2 \cos \theta + A_3 \sin \theta \quad (22)$$

$$C_n(x) = 2 \int_0^\pi \frac{C_p(x, \theta) r(x) \cos \theta d\theta}{S} \cos \lambda \quad (23)$$

ここに  $S = \pi d^2/4$  で最大断面積を， $\lambda = \tan^{-1} \left( \frac{dr}{dx} \right)$  で局所的物体面の勾配を表わす。

#### (6) 流れの可視化

油膜法による模型表面の流れの可視化を試みた。油膜には流動パラフィンにオレイン酸を加え，さらに白色にするため2酸化チタンを加えたものと，シリコン油に黄色の染料を溶したものの2種類を用いた。<sup>6),7)</sup> 本実験では，風速  $40\text{m/s}$  で流線模様の最も

出来易い粘度 (100 から 110 C.S.) のものを用いた。  
図 21。

## 5. 測定結果および考察

### (1) 圧力分布

低翼機について、真風速を  $40.13\text{m/s}$  で迎角を

$-8^\circ$  から  $+8^\circ$  まで変化させたときの胴体上および翼面上の圧力分布を図 9 から図 10 に示した。

4 章(4)節で述べた有効迎角はそれぞれ  $-7.80^\circ$ ,  $-5.82^\circ$ ,  $-3.84^\circ$ ,  $-1.80^\circ$ ,  $0.13^\circ$ ,  $2.11^\circ$ ,  $4.09^\circ$ ,  $6.07^\circ$ ,  $8.05^\circ$  であり、標準風速は  $38.91\text{m/s}$  である。胴体上の圧力分布は腹面を  $\theta=0^\circ$  に定め、 $\theta=$

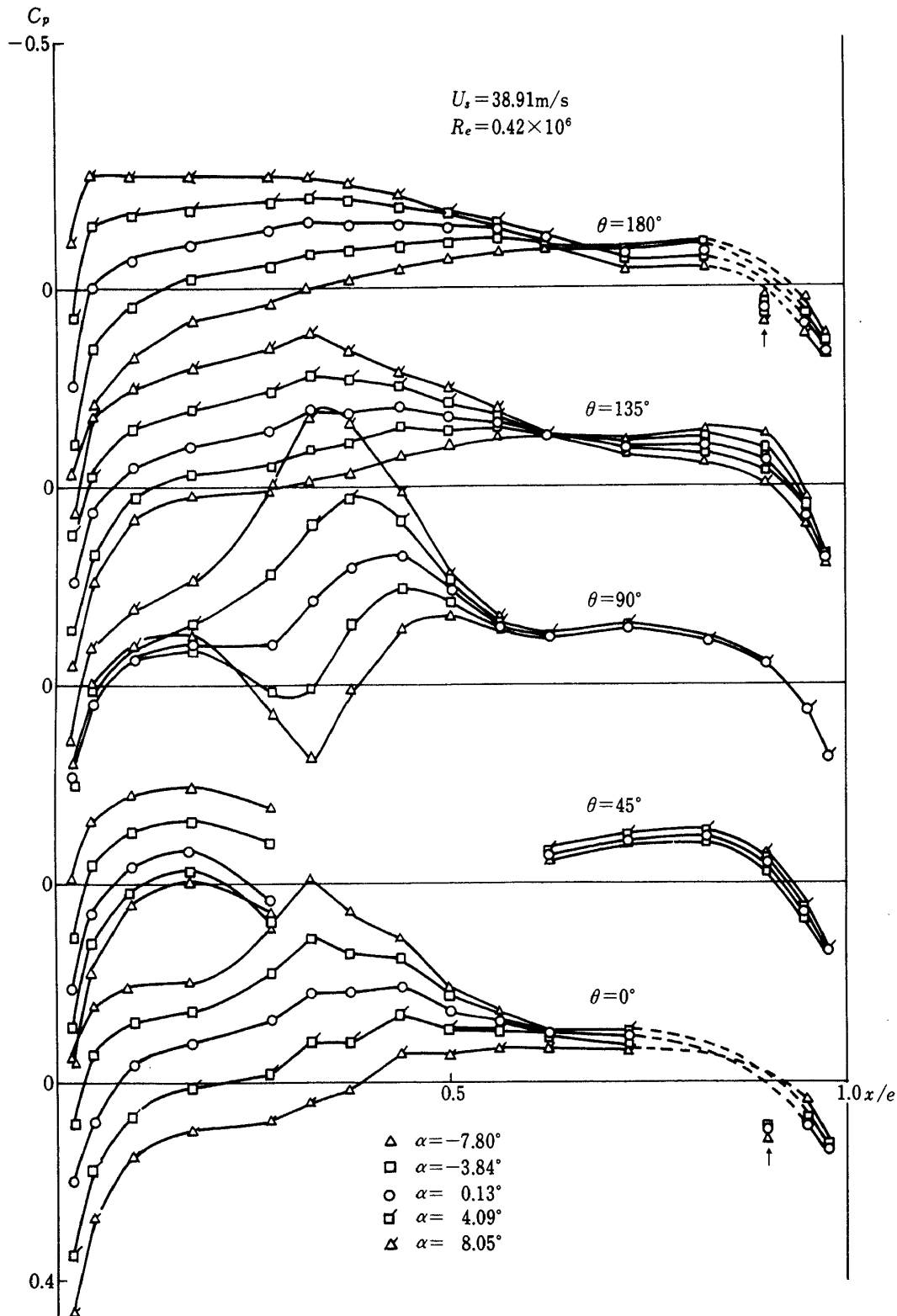


図 9 低翼機の胴体上の圧力分布 (測定値)

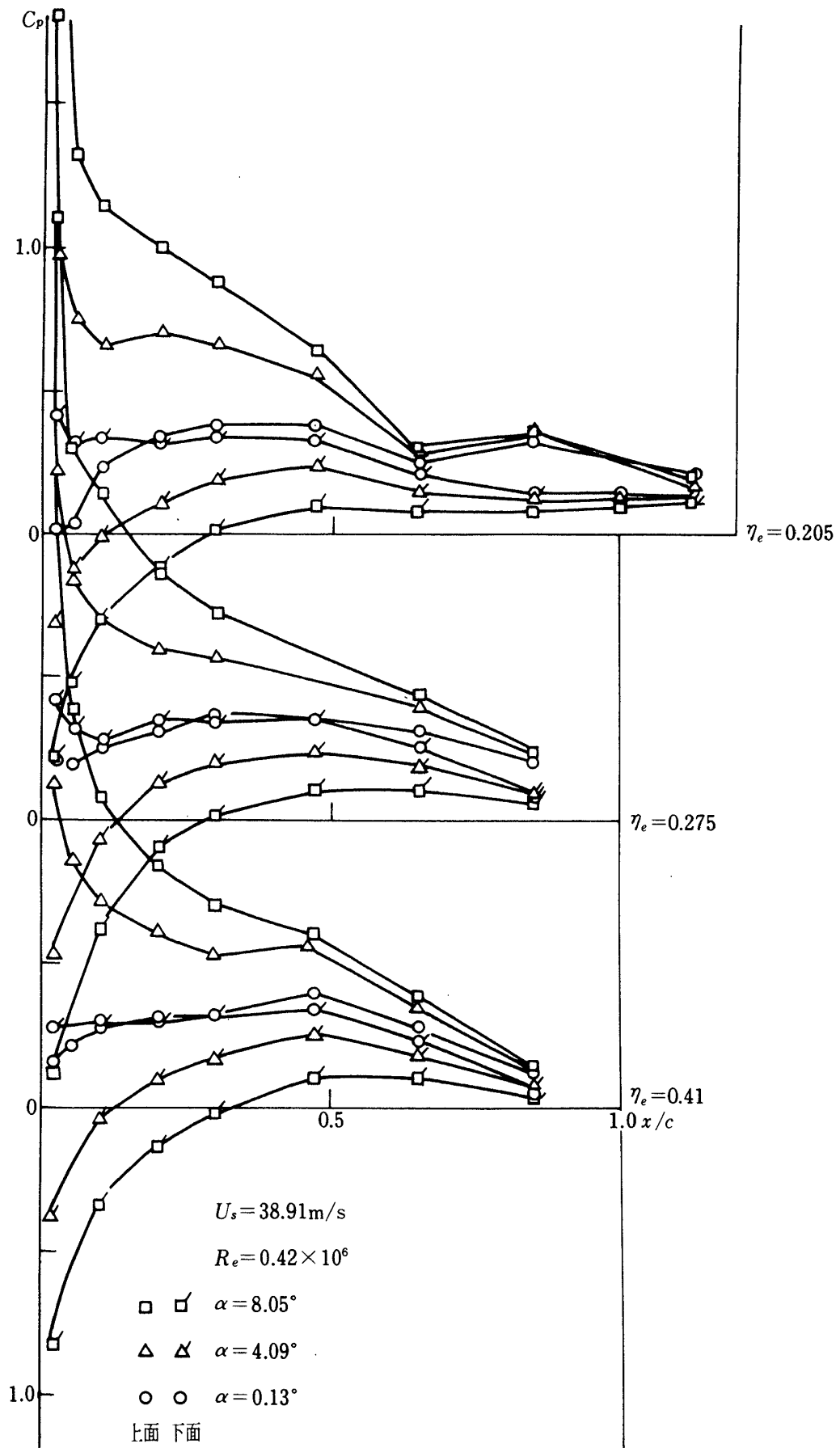


図 10 低翼機の翼面上の圧力分布  
 (測定値,  $\alpha = 8.05^\circ, 4.09^\circ, 0.13^\circ$ )

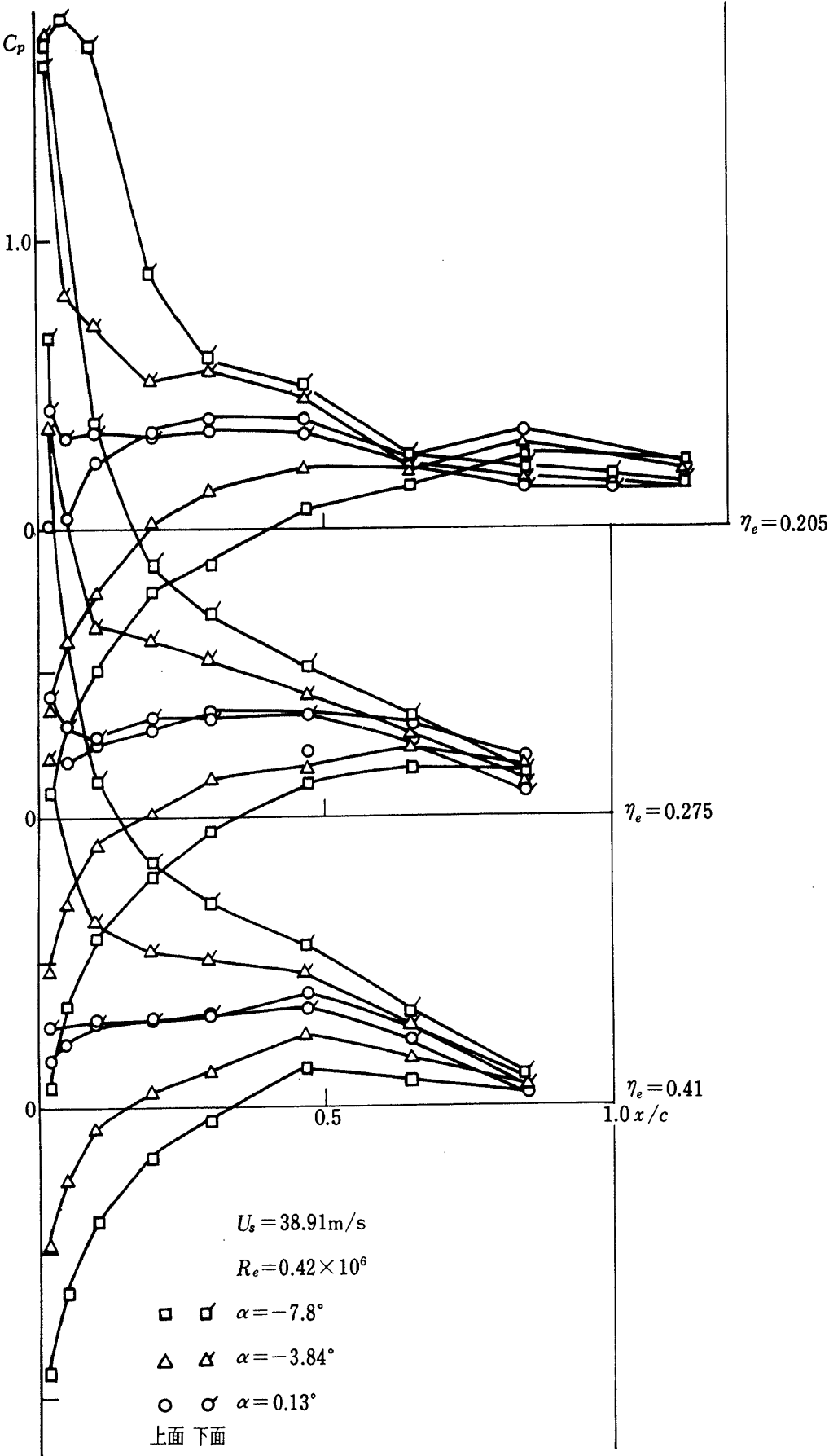


図 10 b 低翼機の翼面上の圧力分布  
(測定値,  $\alpha = 0.13^\circ, -3.84^\circ, -7.8^\circ$ )

$0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $135^\circ$ ,  $180^\circ$ の角度における胴体子午線に沿って示した。第1報の中翼機の場合と異なり、スキヤニバルブを3個使用したので、翼面上の圧力と胴体上の圧力計測は同時に行われた値である。したがって両者の値を比較する際、主流や迎角は同一の値である。

翼幅方向の測定孔の位置は翼胴干渉効果を考慮して  $\eta = 0.205$ ,  $0.275$ ,  $0.41$  の各断面を選んだ。機

体中心軸は  $\eta = 0$  に当るので、 $\eta = 0.205$  の場合が胴体に最も接近した位置にあり、胴体最大直径表面から  $2\text{mm}$  離れた位置にある。なお、後部胴体の上下、すなわち、 $\theta = 0^\circ$ ,  $180^\circ$  の位置に吊り金具があり、その影響のため、 $x/L = 0.9$  の位置の圧力係数  $C_p$  が若干上昇している。↓印。翼面上の圧力分布を見ると低翼機であるため迎角に対して正側と負側で非対称性が観測される。すなわち、迎角が負の

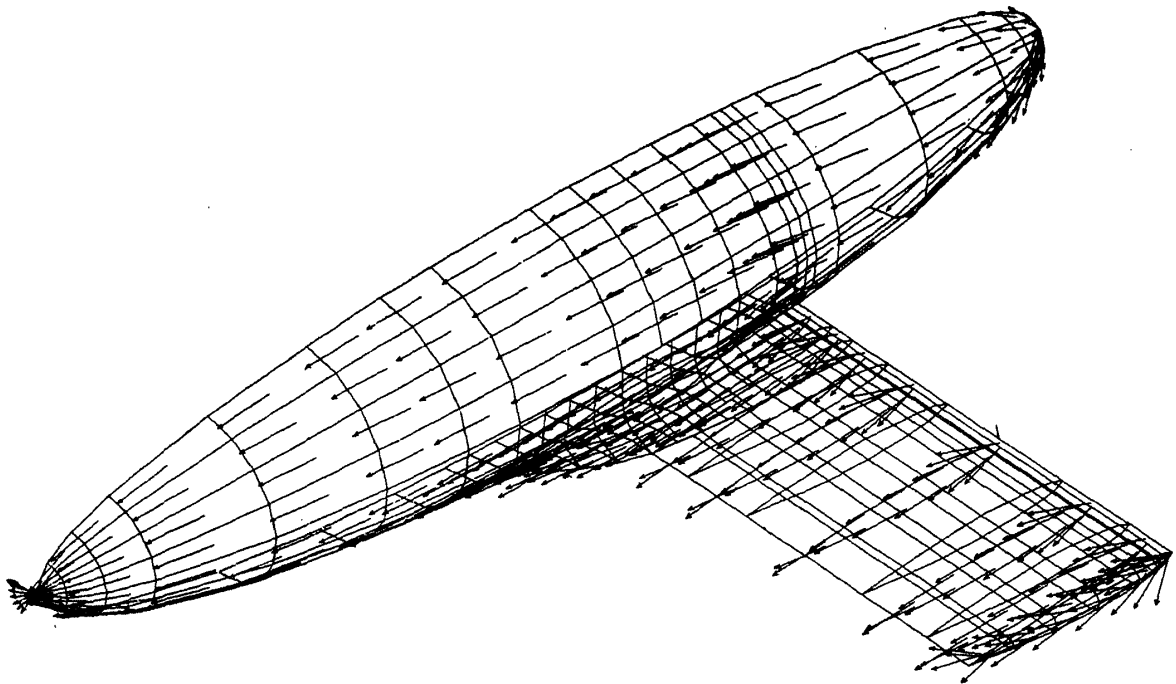


図 11 a 境界要素法により得られた速度分布  $\alpha = 4^\circ$

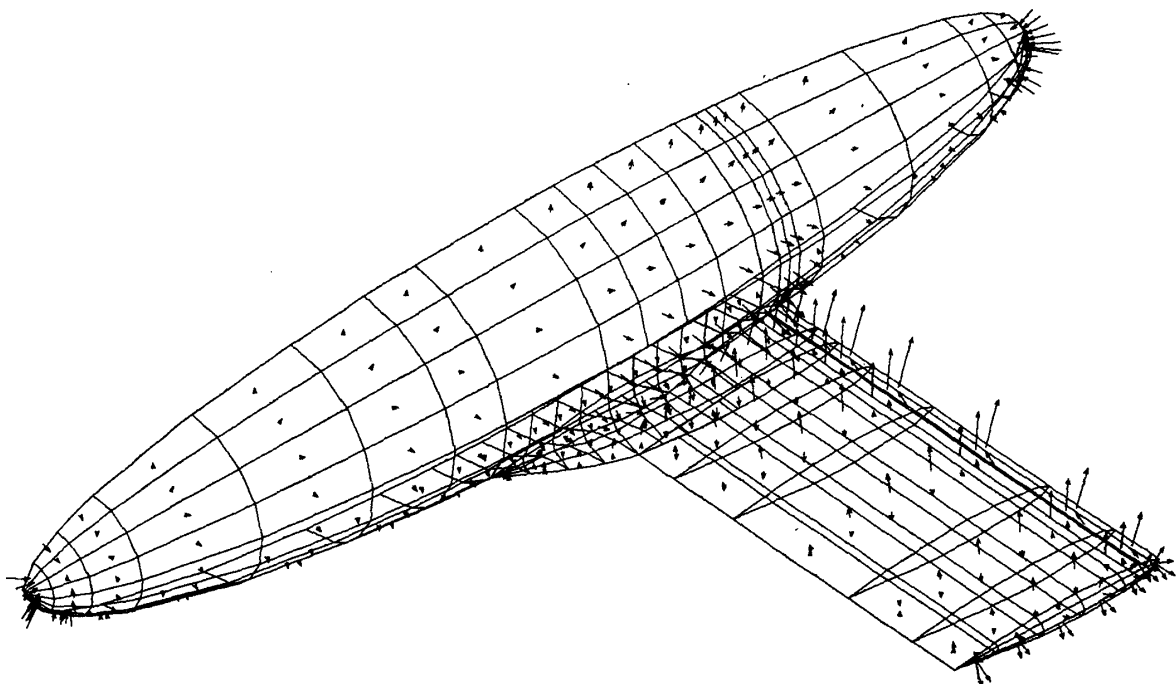


図 11 b 境界要素法により得られた圧力分布  $\alpha = 4^\circ$

場合、前縁で大きな負圧が生じ、 $\alpha = -7.8^\circ$ ですでに翼胴結合部において前縁剝離が観測される。正迎角では $\alpha = 10.04^\circ$ において、初めて剝離が起きるのである。また、負迎角では胴体に最も近い部分から剝離が起っているのに対して正迎角では遠い部分

から起っているのが特徴である。

次に境界要素法による計算値を実線で示し、一点鎖線は測定値と同じ円周上の位置の値にするため内挿した値である。整形覆の形状等も正確に作った数値模型であり、この機体の総パネル数は 690 枚であ

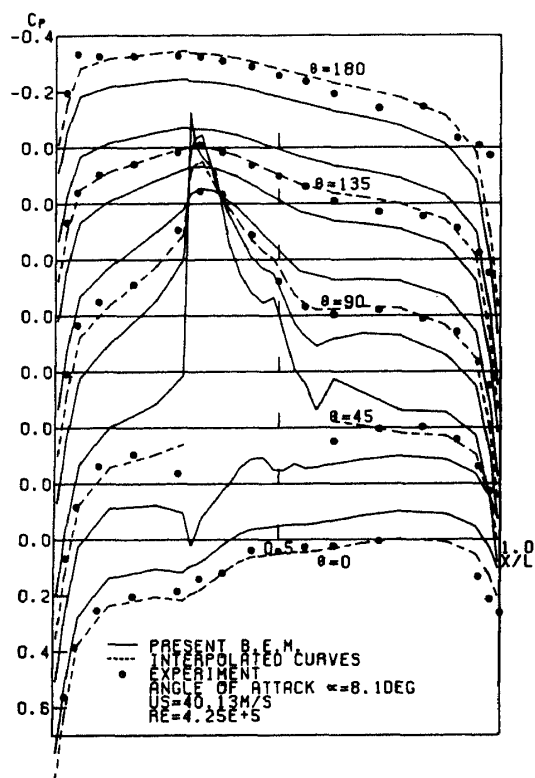


図 12 a 胴体上の圧力分布  $\alpha = 8.05^\circ$

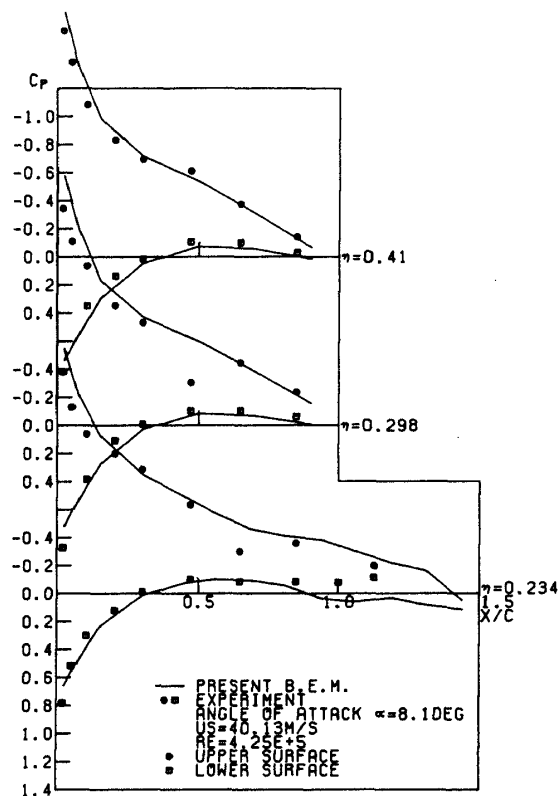


図 12 b 翼面上の圧力分布  $\alpha = 8.05^\circ$

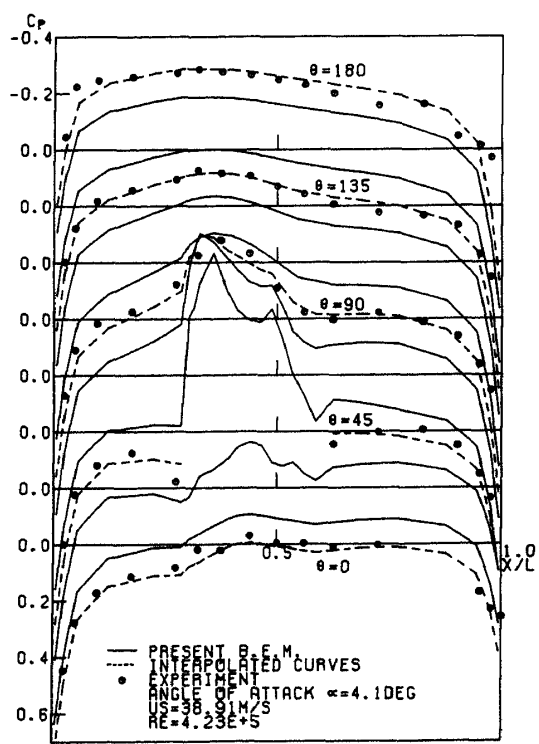


図 13 a 胴体上の圧力分布  $\alpha = 4.09^\circ$

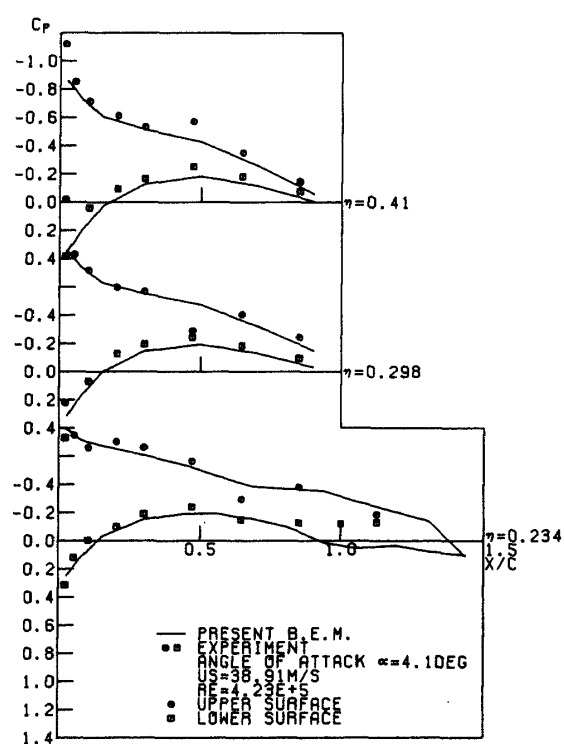


図 13 b 翼面上の圧力分布  $\alpha = 4.09^\circ$

る。迎角  $\alpha = -8^\circ, -4^\circ, 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$  について計算した。それぞれの理論値に対する実験値との比較を図 12 から図 16 に示した。図 12 b から図 16 b は○印が翼の上面の値を示し、□印が翼の下面の値を示す。図 11 a は  $\alpha = 4^\circ$  の場合の速度分布であり、図

11 b は圧力分布を示したものである。なお、↓は正圧、↑は負圧を示す。胴体上の後流渦放出線は翼の後縁とそれに続く、 $\theta$  が一定の胴体子午線にあると仮定して解いた。この仮定は実際には迎角により、少し変化することが後述するオイルフローによる観

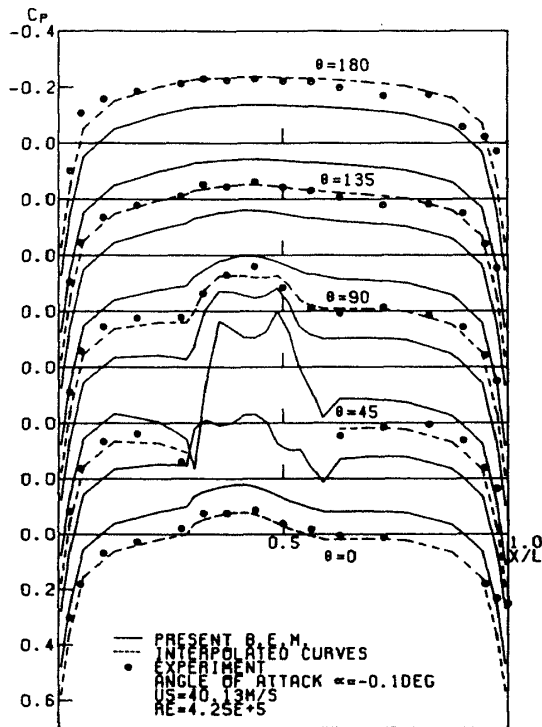


図 14 a 胴体上の圧力分布  $\alpha = 0.13^\circ$

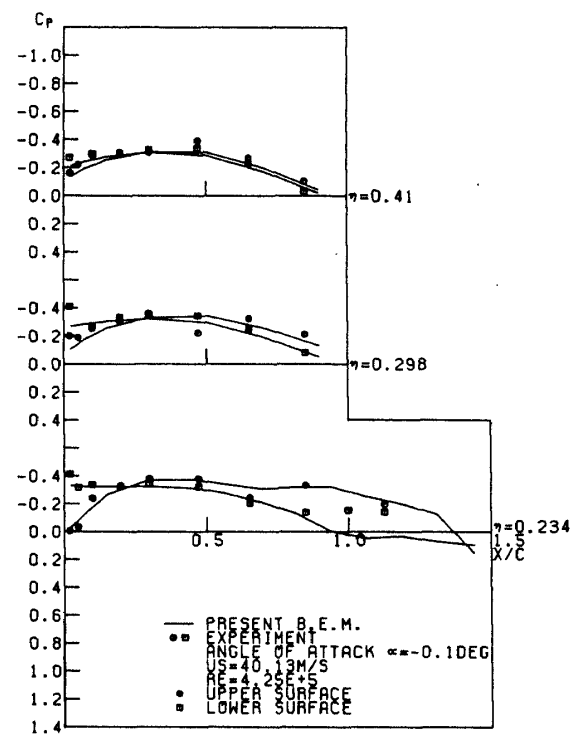


図 14 b 翼面上の圧力分布  $\alpha = 0.13^\circ$

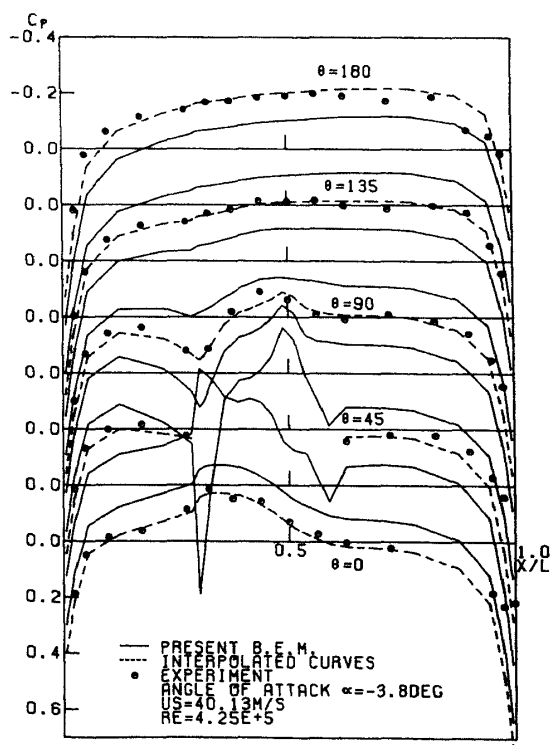


図 15 a 胴体上の圧力分布  $\alpha = -3.84^\circ$

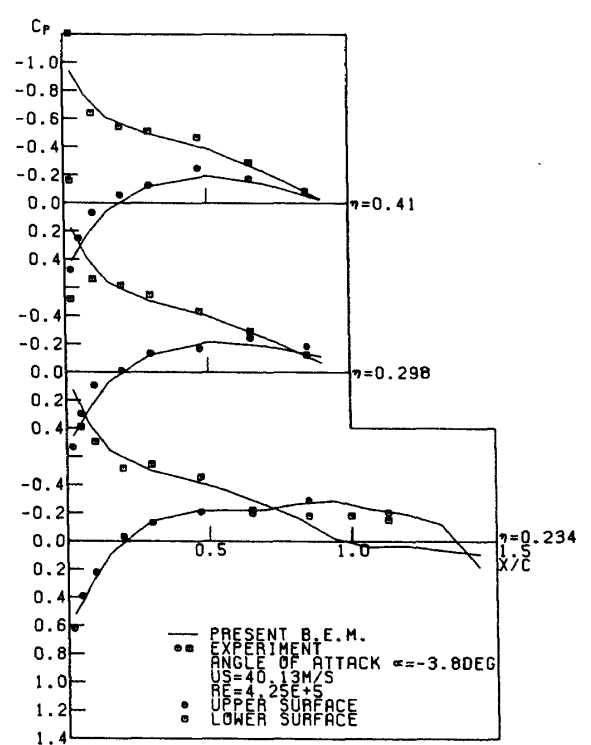
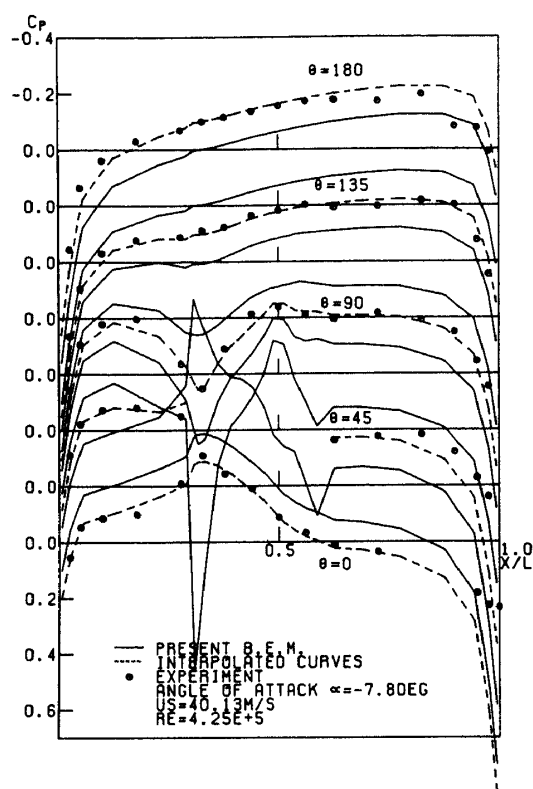
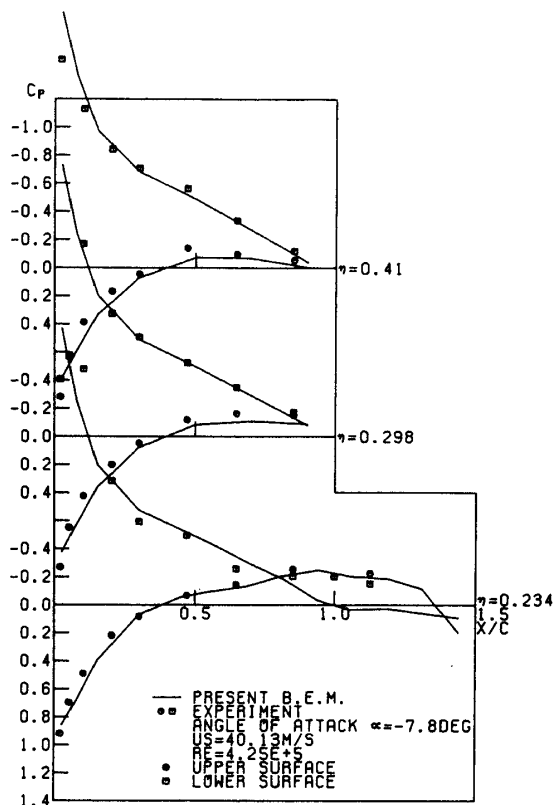


図 15 b 翼面上の圧力分布  $\alpha = -3.84^\circ$

図 16 a 胴体上の圧力分布  $\alpha = -7.80^\circ$ 図 16 b 翼面上の圧力分布  $\alpha = -7.80^\circ$ 

測から分ったが第一次近似としてこの仮定を採用することは妥当であると考えられる。

上記の内、三つの迎角の場合についてさらに詳細に考察する。 $\alpha = 0.13^\circ$ では、胴体も翼も単独では揚力を発生しないはずであるが、翼胴干渉効果により翼の存在する付近は流れが加速され、その結果胴体上の圧力は負圧側に大きくなっている。また、翼面上の圧力は胴体の存在により流れは同じく加速され翼単独の値より全体的に  $C_p$  の値で約 0.1 負圧側にずれている。さらに、翼が胴体の下方に取付けられているため、胴体による吹下しの影響を受けて、翼の前半では下面の方が流れが加速されている。逆に、後半では胴体との干渉が大きく、上面の流れが加速され負圧側に大きい。図 14。このため迎角が  $0^\circ$  でも全体として揚力が働らくと考えられる。

負迎角  $\alpha = -3.84^\circ$  および正迎角  $\alpha = 4.09^\circ$  の場合ともに境界要素法の解と良く一致している。図 15、図 13。翼面上の圧力分布は  $\alpha = 0.13^\circ$  のときと同様に迎角のある場合も翼単独の値と比較して 0.1 から 0.2 程度負圧側にずれている。第 1 報を参照されたい。

一般に翼胴結合体の物体まわりの流れは中翼機のとときと同様に主翼による吹下しが激しく、胴体の主翼より上流部の圧力分布は迎角により著しく変化する。しかし、下流部では迎角にほとんど依存しない。このことは主翼の吹下しにより流れが偏向し、主翼より下流部では機体軸に沿って流れていると考えられる。図 9。さらに明確にするため、19 式の局所的法線力係数  $C_n(\alpha)$  を各迎角についてプロットしたのが図 17 である。標準風速  $U_s = 38.91 \text{ m/s}$  で、レイノルズ数  $Re = 0.42 \times 10^6$  である。迎角はそれぞれ  $\alpha = -7.80^\circ, -3.84^\circ, 0.13^\circ, 4.09^\circ, 8.05^\circ$  である。この図は各断面の法線力を示しており、胴体先端から機体長の 60 % の範囲は迎角の変化に対する法線力の変化が非常に大きい。しかし、60 % から 100 % の範囲ではその依存度が小さくなっていることが分かる。

この係数の主翼前縁によるピーク値の位置は機体長の 26 % から 32 % の範囲にあり迎角の増加とともに前方に移動している。主翼の前縁が丁度 30 % の位置にあることを考慮すると負迎角では、このピーク値の位置が翼の前縁よりやや後方にあり、正迎角

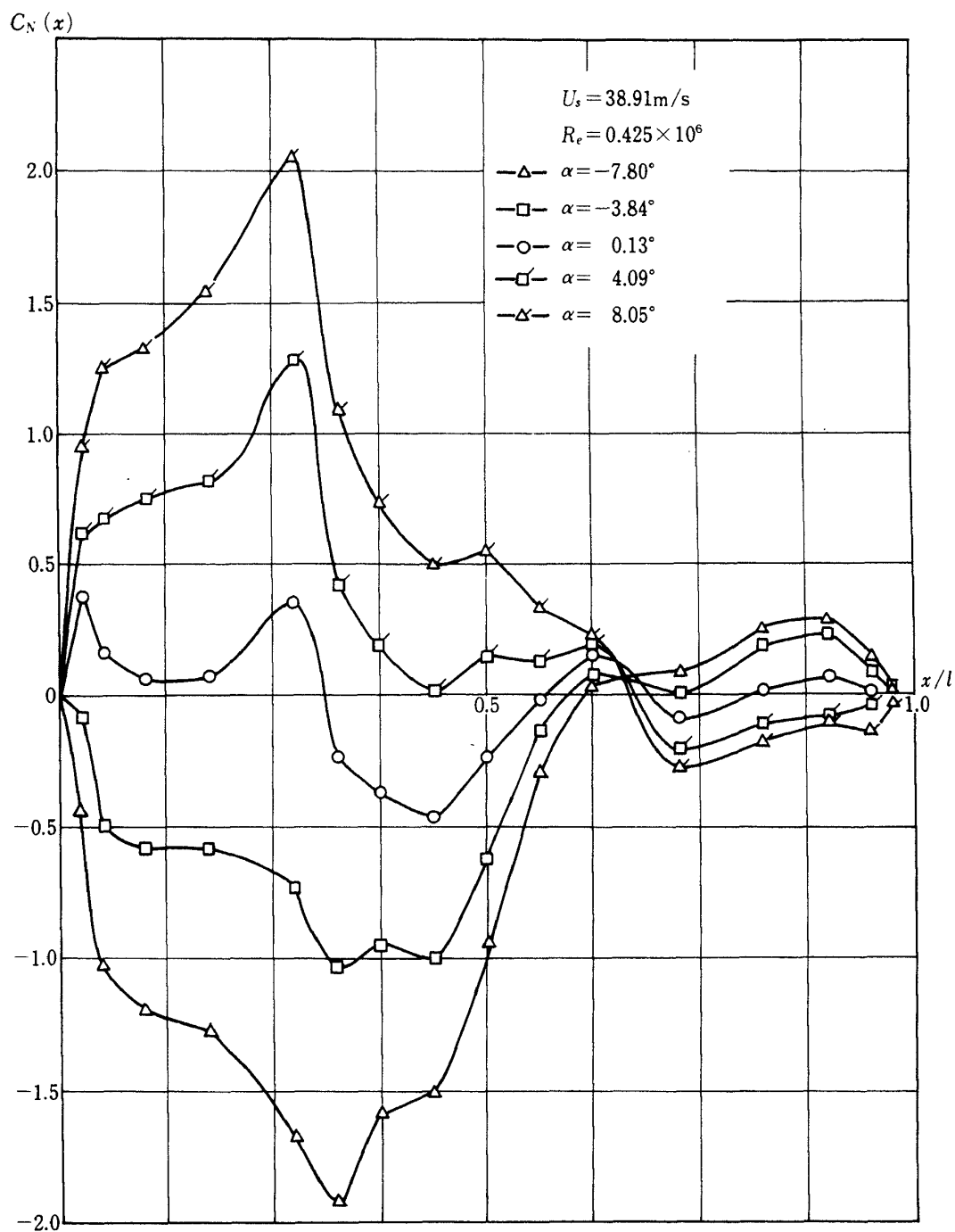


図 17 低翼機の胴体上の局所的法線力係数

ではやや前方にあると言える。主翼より後流部では  $C_n(x)$  の絶対値が小さいことから流れは機体軸の方向にやや偏向していると考えられる。

#### (2) 揚力, モーメントおよび抗力係数

三米風洞付属の吊線式外装天秤を用いて測定した低翼機の揚力係数, モーメント係数および抗力係数を図 18 a から図 18 c に示す。また, 理論値は(7)式と(8)式を用いて計算した値である。風速を 30 m/s

と 40 m/s と二種類変えて, 迎角に対する各係数を測定したが両者の値はほとんど一致していたので風速 40 m/s のものを発表する。

図 18 a は迎角に対する揚力係数を示した。低翼機であるため, 迎角  $\alpha = 0^\circ$  でも胴体による吹下げが主翼に働らくため揚力が  $C_{L_e} = 0.0197$  存在する。ちなみに B. E. M. から求められた理論値は  $C_{L_t} = 0.02067$  である。揚力係数は全体的に正の方向へ少し移動し

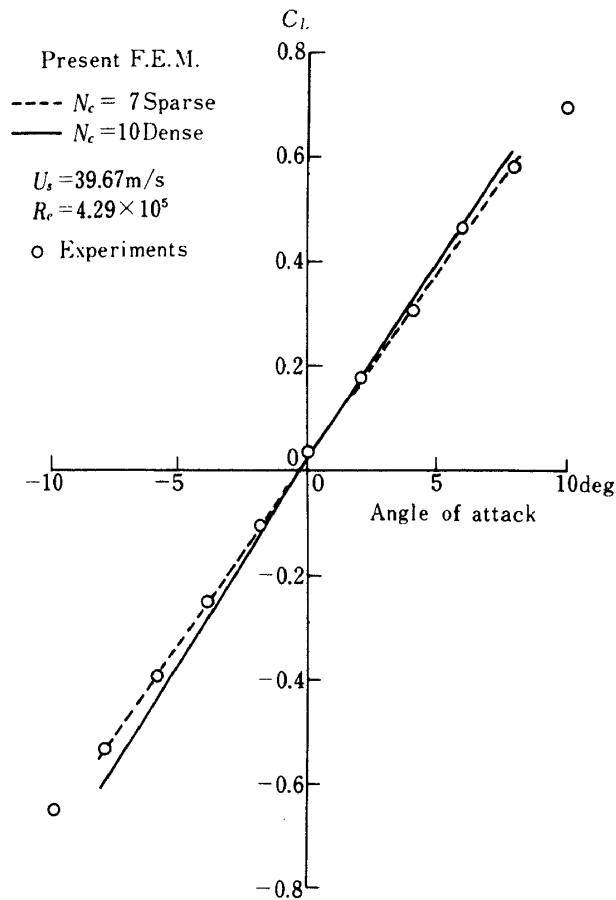


図 18 a 迎角に対する揚力係数

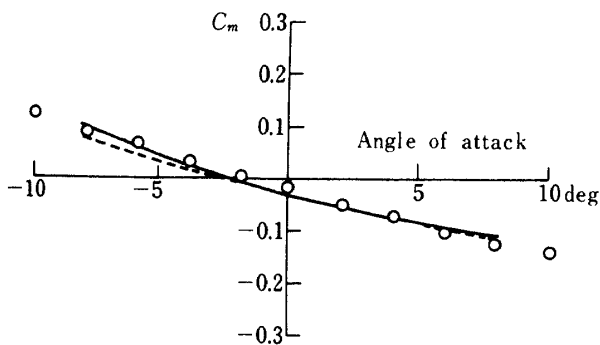


図 18 b 迎角に対するモーメント係数

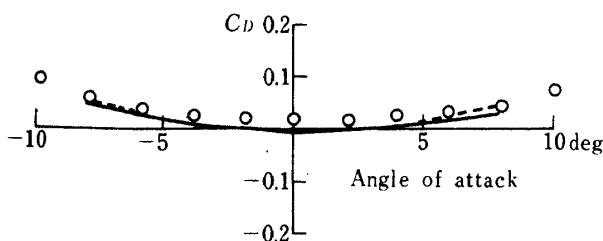
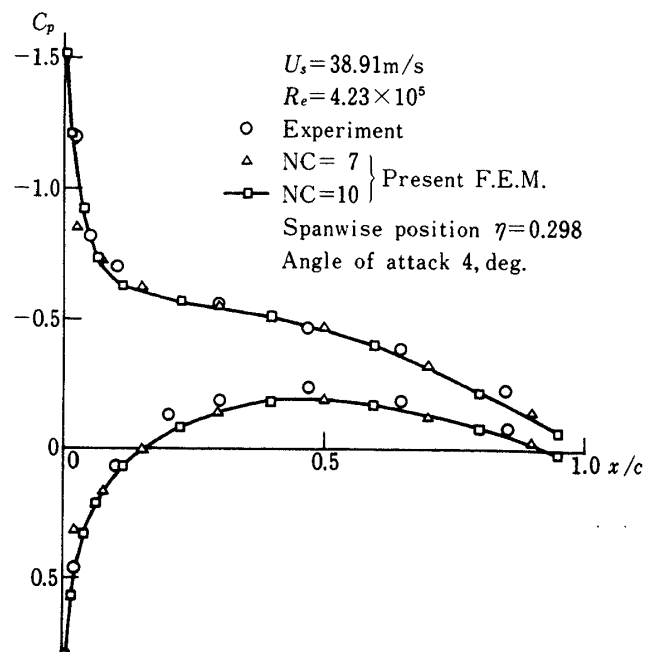


図 18 c 迎角に対する抗力係数

ていて、正迎角の方が同じ負迎角の  $C_L$  の絶対値と比べ大きい。迎角に対する揚力増加はほとんど線型であるが、正迎角と負迎角の揚力傾斜は負迎角の方がやや大きい。B.E.M. の計算は翼面上の翼弦方向の分割数を  $NC = 7$  と  $NC = 10$  と二種類変えて行った。 $NC = 10$  の場合特に前縁付近を密にして計算した。図 18 の実線が  $NC = 10$  であり、点線が  $NC = 7$  の計算値である。揚力係数でみると  $NC = 10$  の場合、計算値の方がやや大きい。翼面上では図 19 の圧力分布をみても分るように精度は向上している。しかし、胴体後部における後流渦放出線の設定により胴体部の揚力がやや大きく計算される傾向にある。その理由は後流渦放出線は実際にはオイルフローから観測した結果図 21 に示すように迎角により移動し胴体部の揚力が減少するが、(1) 節の圧力分布のとき説明したようにこの線を翼の後縁および整形覆の後縁に続く胴体子午線上に固定すると圧力等はうまく求められるが揚力はやや大き目に計算される。

モーメントは天秤の第 1 揚力点周りのモーメント係数を示した。図 18 b。この点周りの  $C_{m\alpha}$  は負値で静的に安定である。 $C_m$  の計算値は  $NC = 10$  の方が良く合っている。

図 18 c は抗力係数を示したものである。実験値では誘導抵抗と表面摩擦抵抗による抗力が測定され

図 19 翼幅方向  $\eta = 0.298$  における翼面上の圧力分布  $\alpha = 4^\circ$

るが、本計算では摩擦抵抗は考慮していない。したがって、 $C_D$ の実験値は計算値より大きい値を示す。また、迎角 $\alpha = 0^\circ$ の場合、 $C_D$ が負に計算される。この原因は翼面上のパネルの分割によるもので、前縁のみならず後縁付近の分割の仕方を考慮しないと $C_D = 0$ にすることはむずかしい。このことを更に詳細にみるため、図20の揚力・抗力係数図(Drag Polar)を示した。先ず、実験値( $\circ$ )は摩擦抵抗によるものとして $\alpha = 0^\circ$ のときの抗力係数 $C_{D0} = 0.016$ を差引いた値がプロットしてある。この図にB.E.M.による計算値を重ねてプロットすると $NC = 7$ ( $\Delta$ )より $NC = 10$ ( $\square$ )の方がかなり改善されていることが分かる。

$\alpha = 0^\circ$ 付近で $C_D < 0$ に計算される原因を調べるため文献の付録<sup>4)</sup>で翼弦方向の分割を増すと $C_D = 0$ に計算されることは実証されている。この低翼機の場合、翼のみを $NC = 7$ と $NC = 10$ にして翼幅方向 $\eta = 0.298$ 、 $\alpha = 4^\circ$ の圧力分布を図19に示した。 $NC = 10$ の計算値が特に前縁付近で測定値と合っている。

抗力係数も揚力係数と同様に低翼機であるため、迎角に対して非線型性を示し、負迎角側の $C_D$ の値が大きいことが特徴である。

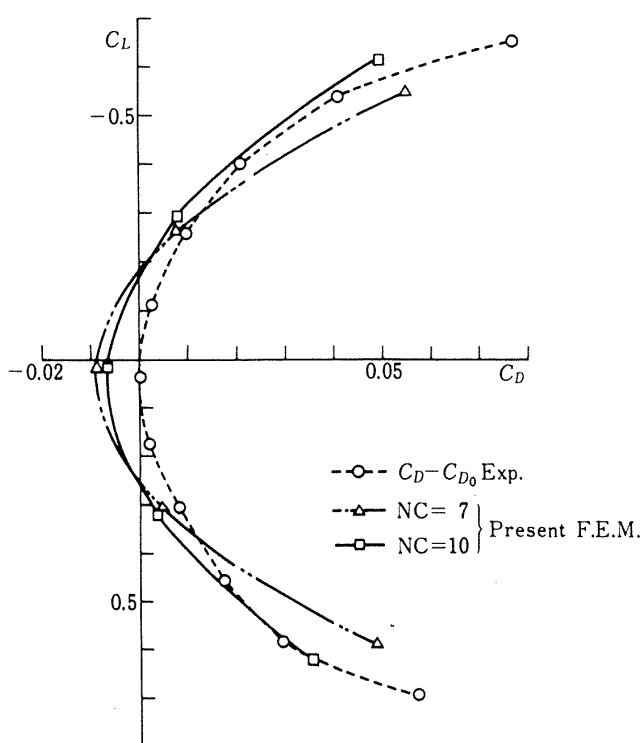
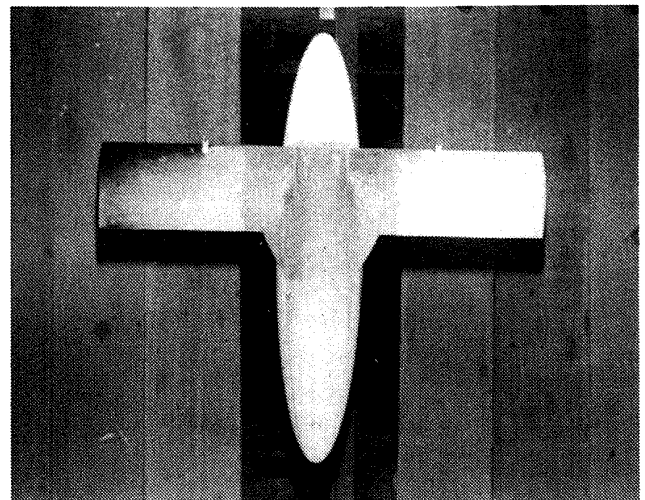


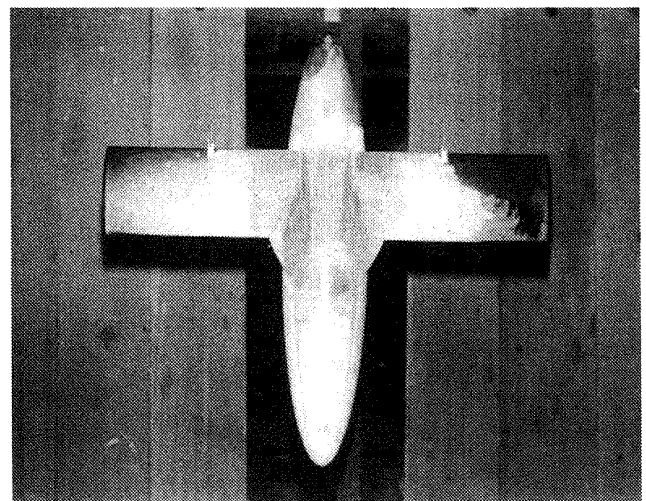
図20 低翼機の揚力・抗力係数(Drag Polar)

### (3) 流れの可視化

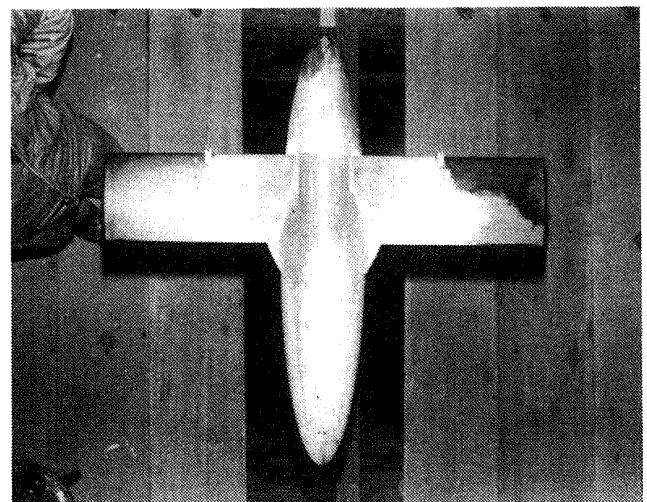
胴体表面の後流渦面の接合線を観測する目的で、翼の下面(風洞では逆吊りのため上面)に黄色の塗料を塗り、他は白色塗料が塗ってある。風速40m/



$\alpha = 8.05^\circ$



$\alpha = 4.09^\circ$



$\alpha = 0.13^\circ$

図21 a 油膜法による後流渦放出線の観測 ( $\alpha = 8.05^\circ, 4.09^\circ, 0.13^\circ$ )

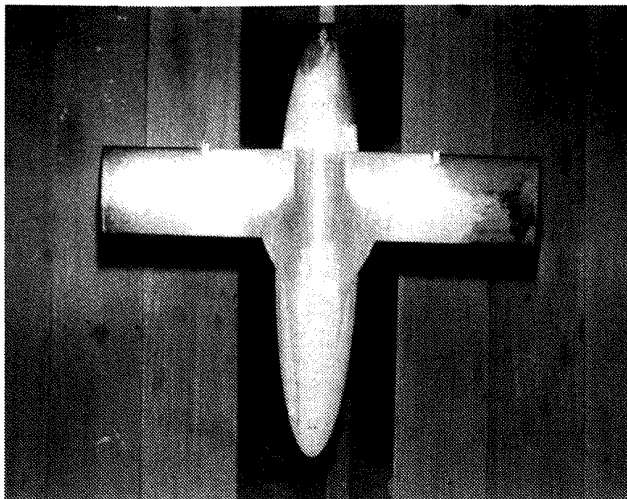
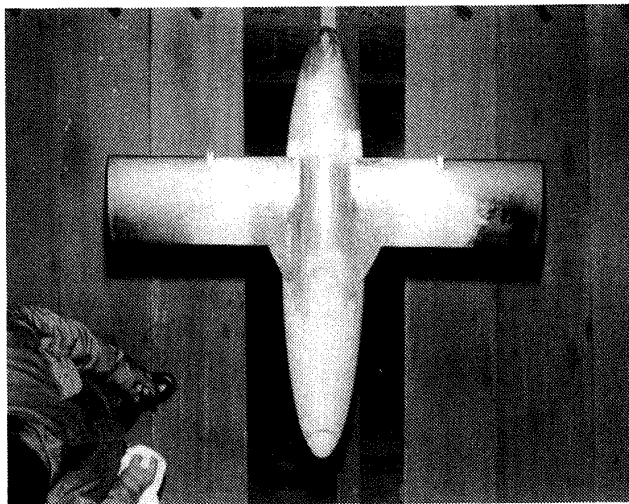
 $\alpha = -3.84^\circ$  $\alpha = -7.80^\circ$ 

図 21 b 油膜法による後流渦放出線の観測  
( $\alpha = -3.84^\circ, -7.8^\circ$ )

s の気流中に充分曝すと塗料は流線に沿って流れ、図 21 a, b のような模様を得られる。迎角は  $8.05^\circ$ ,  $4.09^\circ$ ,  $0.13^\circ$ ,  $-3.84^\circ$ ,  $-7.8^\circ$  である。写真は模型の斜め上方の後流側から撮ったもので、迎角により胴体の長さが少し変化して写っている。整形覆の後縁から下流に延びる線、いわゆる後流渦放出線を強調するため図示したのが図 21 c である。さらに後流渦放出線を迎角  $-3.84^\circ$ ,  $0.13^\circ$ ,  $4.09^\circ$  について、円周角に対してプロットしたのが図 22 である。

この図について、負迎角 ( $-3.84^\circ$ ) では胴体長 80 % 附近が最も  $\theta$  が小さくなっている。また、正迎角 ( $4.09^\circ$ ) では  $\theta$  が一定の線より大きい値の方へ少しづつずれて流れている。結論として、この後流渦放出線は迎角に依存して変化するが、迎角の小さい範囲に限れば、整形覆の後縁から続く  $\theta$  が一定の子午

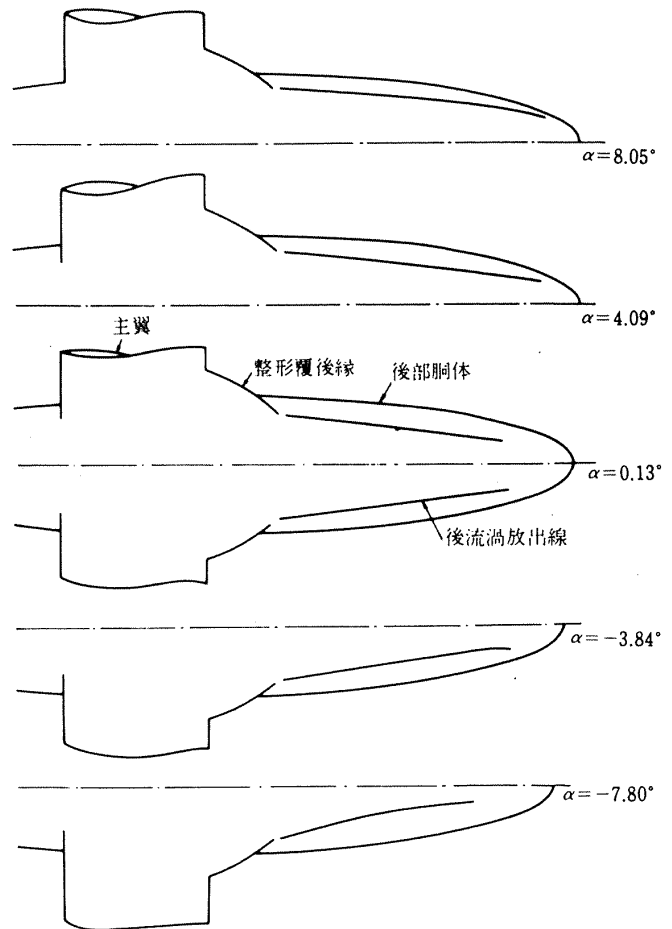


図 21 c 迎角に対する後流渦放出線の変化

線に沿って流れ、胴体長の 95 % 附近で環状の後流渦の中に引き込まれていると言って差支えない。

#### (4) レイノルズ数の効果

風速を 30 m/s と 40 m/s に変えて実験することにより、翼弦長を基準にしたレイノルズ数を  $0.32 \times 10^6$  から  $0.43 \times 10^6$  の範囲で測定した。しかし、圧力分布および各空力係数共に両者はほとんど一致した値が得られており、この範囲の変化ではレイノルズ数の効果はほとんど無いと言ってよい。

さて、境界要素法に帰って考えて見よう。胴体後部の後流渦放出線がなぜ、重要な問題になるかと言うと一つには胴体部の揚力に関係するからである。もう一つはこの仮定をしないで、この方法で解いてみるとどうなるであろうか。結論を先に言うと“胴体上の後流渦面を設定しないで計算した場合、胴体後部の圧力分布は正常に計算されない”のである。

その理由を示すため、低翼機の整形覆から翼弦長後流に当る胴体上の擾乱速度ポテンシャル  $\phi$  を円周角  $\theta$  についてプロットしてみる。図 23。

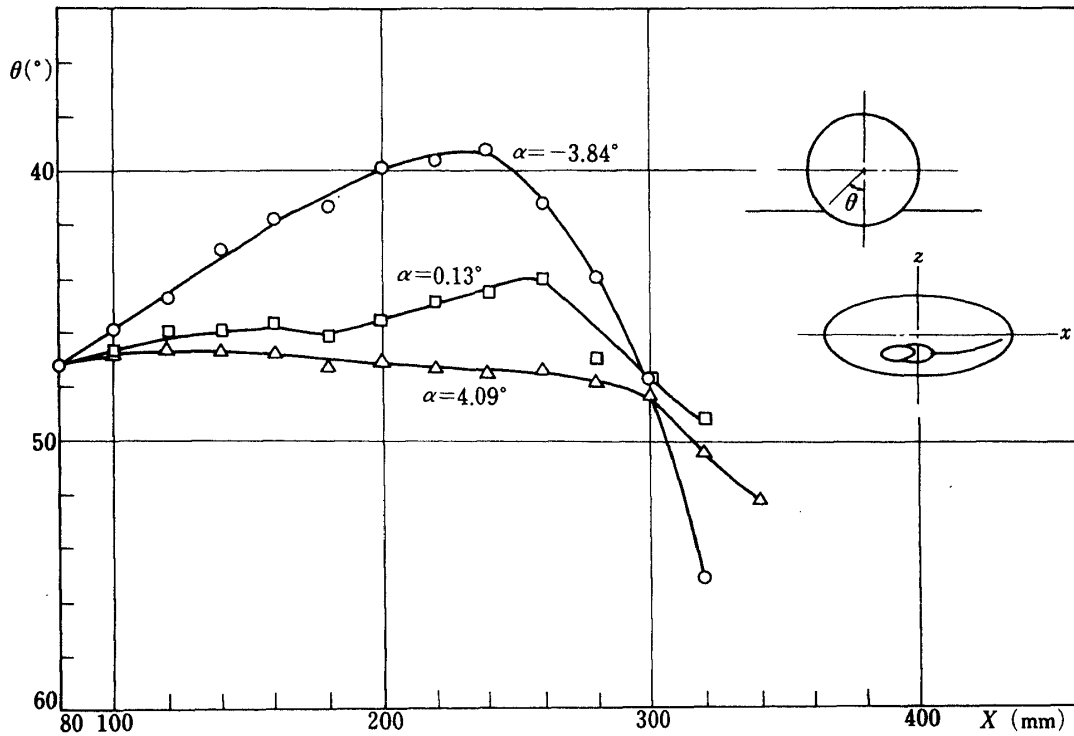


図 22 胴体上の渦放出線の位置

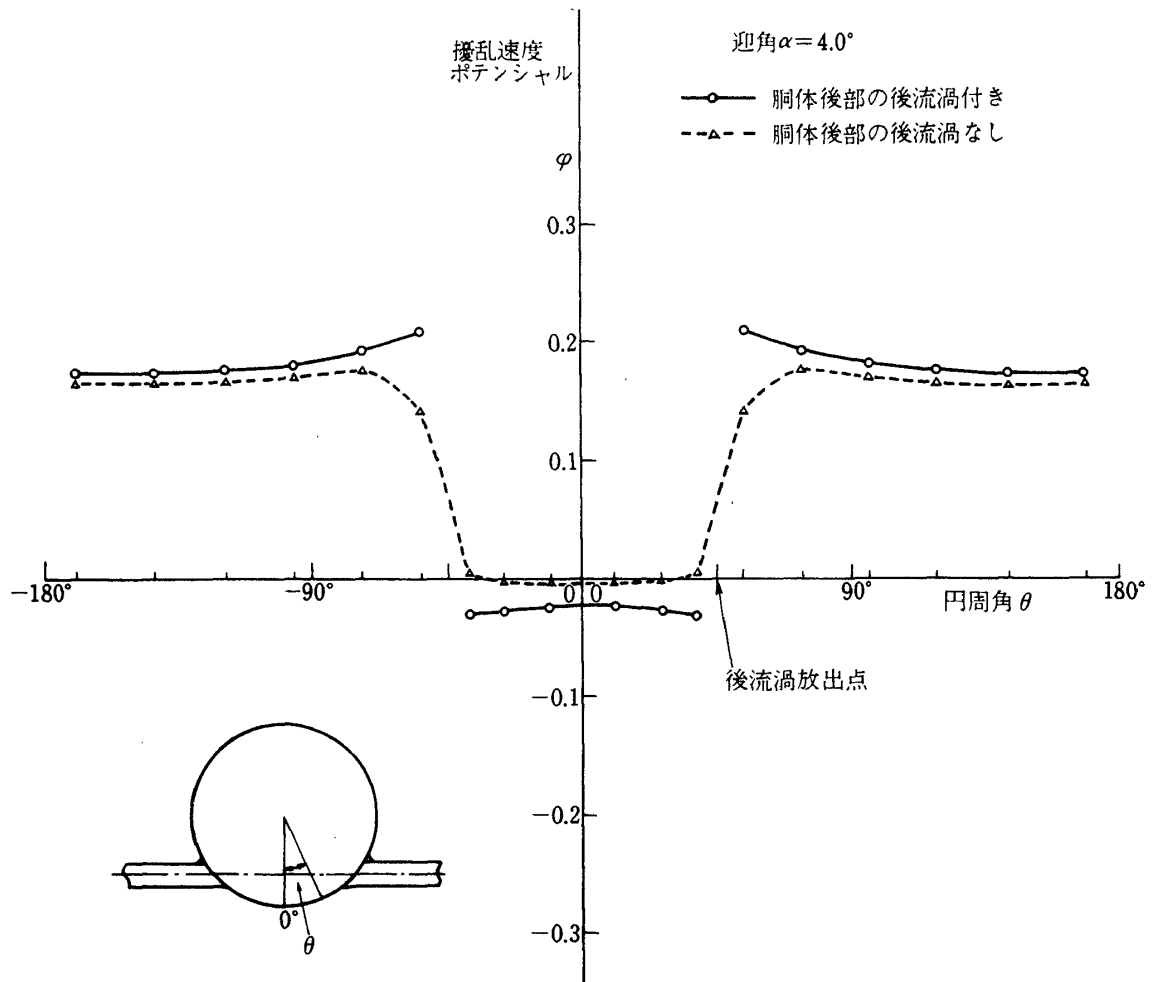


図 23 胴体上の後流渦の設定の有無による擾乱速度ポテンシャルの変化

この図で後流渦面を設定した場合、実線（—○—）のように後流渦放出点の位置で $\varphi$ に飛びが発生する。一方、後流渦面を設定しない場合は点線（---△---）のように連続的な値が計算される。その結果、後流渦放出線の左右付近では急勾配の $\varphi$ が存在することになる。このような勾配をもった $\varphi$ を物体表面に沿って微分するとその点で実現不可能なような大きな速度が計算されるのである。

主翼の揚力により擾乱速度ポテンシャルにすでに $4\varphi$ の飛びが生じているので、胴体上の擾乱速度ポテンシャルにも、この $4\varphi$ を発生させるように後流渦面を設定しなければならない。こうすると実線のような擾乱速度ポテンシャルが得られ、その勾配も適切でありそれから求められる速度および圧力も現実的な値が得られる。

## 6. 結 論

定常のポテンシャル流理論に境界要素法を適用した理論値と本実験の測定値を比較した結果、次のことが言える。

(1) 低翼機の圧力分布の測定値と理論値を比較した結果非常に良く一致した結果が得られた。低翼機であるため正迎角側と負迎角側で圧力分布および空力係数において、その特性が非対称となっている。

また、剝離のない流れの場合、整形覆の効果は局部的に及ぼすだけで、全域的な圧力変化は起していない。翼面上の圧力については、整形覆のある場合、流れ方向の圧力勾配が小さくなり早期剝離を防止している。

(2) 非対称性は $C_L$ ,  $C_M$ ,  $C_D-\alpha$ 曲線に顕著に表われており、 $C_{L\alpha}$ ,  $C_{M\alpha}$ は正迎角側で大きく、 $C_D$ は負迎角側で大きくなっている。

(3) オイルフローにより観測した後流渦放出線は迎角の小さい範囲では翼の後縁から機体軸に平行に引かれる子午線と一致していると見做してよい。

(4) 回転楕円体に矩形翼を取りつけた構造の翼胴干渉問題を解析する際、胴体の揚力を決定する後流渦放出線を機体軸の子午線に仮定して計算した結果と測定値は良く一致していることから、この様な構造物体の場合、上記のような後流渦面の仮定で十分であることが分かった。

本実験は、境界要素法による三次元物体まわりのポテンシャル流の解析を行う際、その数値解の実験的な検証のために行われた。したがって、模型の形状も数学的に簡単化したものが用いられた。しかし結論されることは実際の機体に働く空気力を求める際、基本となるものである。

本研究の結論として重要なことは、中翼機や低翼機（高翼機は低翼機を逆にした形状と考え低翼機に含む）のように主翼を持つ形状では、その吹下しのため、結論(4)の仮定が成立つ。しかし、大迎角の場合、この後流渦放出線は当然変化し(4)の仮定は成立しなくなる。さらに複雑な後流渦放出線の仮定を行わなければ、胴体の揚力を正確に表わすことができない。例えばオイルフローから分かるように迎角によってこの放出線を変えれば揚力をさらに正確に求められると推察されるが現実にはむずかしく今後の研究課題である。

本研究の全般にわたり御指導を戴いた東京大学工学部名誉教授の故鷲津久一郎教授に深く感謝致します。また、本実験は東京大学宇宙航空研究所の三米風洞で行われた。実験に際し東京大学工学部教授の東昭教授とその研究室の方々に風洞実験技術について懇切丁寧な御指導を頂きました。東京大学院生の鈴木真二氏には理論計算および実験に協力してもらいました。また、東京理科大学学生の植木俊孝君は理論値と実験値を比較する作図用プログラムの作成を手伝ってくれました。

## 7. 参 考 文 献

- 1) Morino, L. ; Steady, Oscillatory and Unsteady Subsonic and Supersonic Aerodynamics-Production Version (SOUSSA-P1, 1) -Volume I-Theoretical manual, NASA CR-159130 Jan. 1980
- 2) Suzuki, S. and Washizu, K. ; Calculation of Wing-Body Pressures in Incompressible Flow Using Green's Function method. J. Aircraft Vol. 17, No. 5, may, 1980
- 3) Yanagizawa, M. and Kikuchi, K. ; Accurate Finite Element Calculations for Aerodynamic Problems Using Green's Function

- Method. Proceedings of the International Conference on Finite Element Methods, at Shanghai, China, pp651~658, Aug, 1982
- 4) 柳沢三憲, 菊地一雄; 有限要素法を用いた三次元物体の空気力学的係数の計算, NAL TR-724, 1982年 8 月
  - 5) 航空評議会; 風洞試験規程, 昭和17年12月
  - 6) 種子田定俊; 表面摩擦力分布の可視化, 2nd Symposium on Flow Visualization ISAS Univ. of Tokyo, July, 1974
  - 7) 内藤子生; 浮冷油実験法による研究, 2nd Symposium on Flow Visualization ISAS Univ. of Tokyo, July, 1974
  - 8) 柳沢三憲, 菊地一雄; 翼胴結合体の空気力学的特性に関する研究第 1 報, 中翼機について NAL TR-729, 1982年 8 月
  - 9) 山名正夫, 中口 博; 飛行機設計論, 養賢堂 pp. 104~114

## 付 録 1

## 圧力係数計測用データ処理プログラム

圧力測定には最近, 多点を同時に測定するためのスキニバルブが用いられるようになった。スキニバルブを用いた計測データはデータレコーダに記録し, これを電子計算機で処理するのであるが, 図 7 で示した実験番号に相当する 2 進のパルスを同時に記録することで非常に能率的に処理が行えるようになった。フローチャートにより実験番号による仕分けと各圧力係数の求め方の手順を説明する。

磁気テープ (MT0) から時経列に並んだ生データを入力する。このとき未だ 6 ch のデータは未分離のままの状態で一次元のアレイである。6 ch に分離し各チャンネルに並べ換える。次に第 2ch のデータの中からスタートパルスを探すルーチンに入る。この場合, 正のある一定電圧 (+0.5 V) が連続的に 5 個存在するか否かでスタートパルスを判別している。

スタートパルスが見出せない場合は④へ逆り, さらに生データを読み込む。

スタートパルスが見出した場合は③へ進み, 1 ポート毎の圧力の平均値を求めるルーチンに入る。

このルーチンでは, 同時に実験番号パルスの 0 および 1 を判断しながら 2 進の数を記憶しておき全ポートの処理が終了した段階で 10 進の実験番号に変換する。

この段階で, 実験番号, ポート番号, 圧力の平均値が一組のデジタル量として得られているので, 新たに磁気テープ (MT10) に記録する。

生データの一次処理が一通り終ったところで制御は⑥に進み再び MT10 からデータを読み込んで, 要求される圧力係数や速度等の計算を行なう。

以上, 大別すると 1) 生データの入力, 2) スタートパルスの検出, 3) 圧力データ処理, 実験番号, ポート番号の処理, 4) 圧力係数等の計算の 4 つのブロックである。

実際には A/D 変換したデータは連続的なデータではなく, データ数 250 個を 1 ブロックとするブロックに分けられたデータであり, 生データ入力部で再び時経列に順序よく並べる操作を行なっている。また, スタートパルス検出部では, 通常, データレ

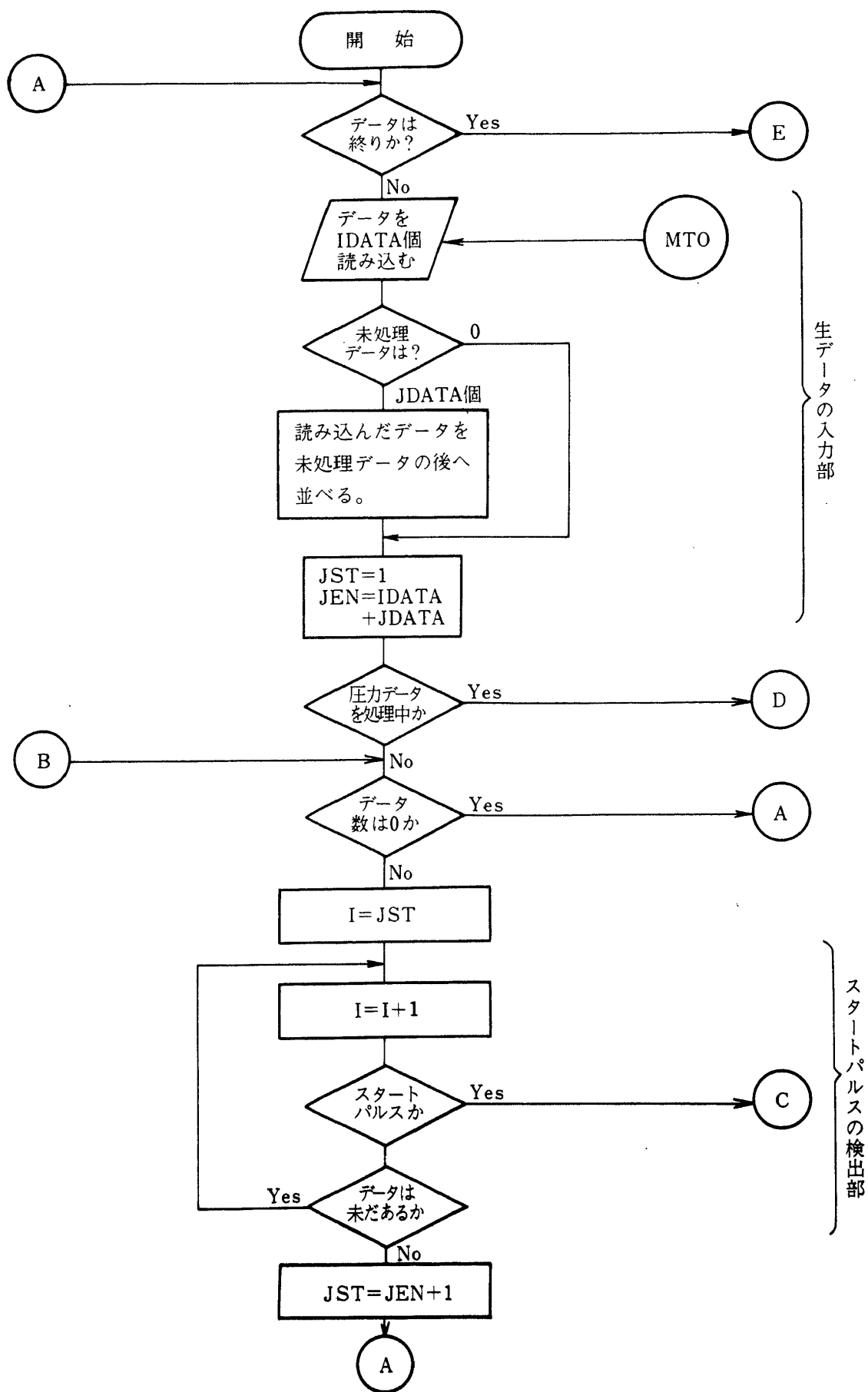


図 A 1 圧力測定処理の計算プログラムの流れ図(1)

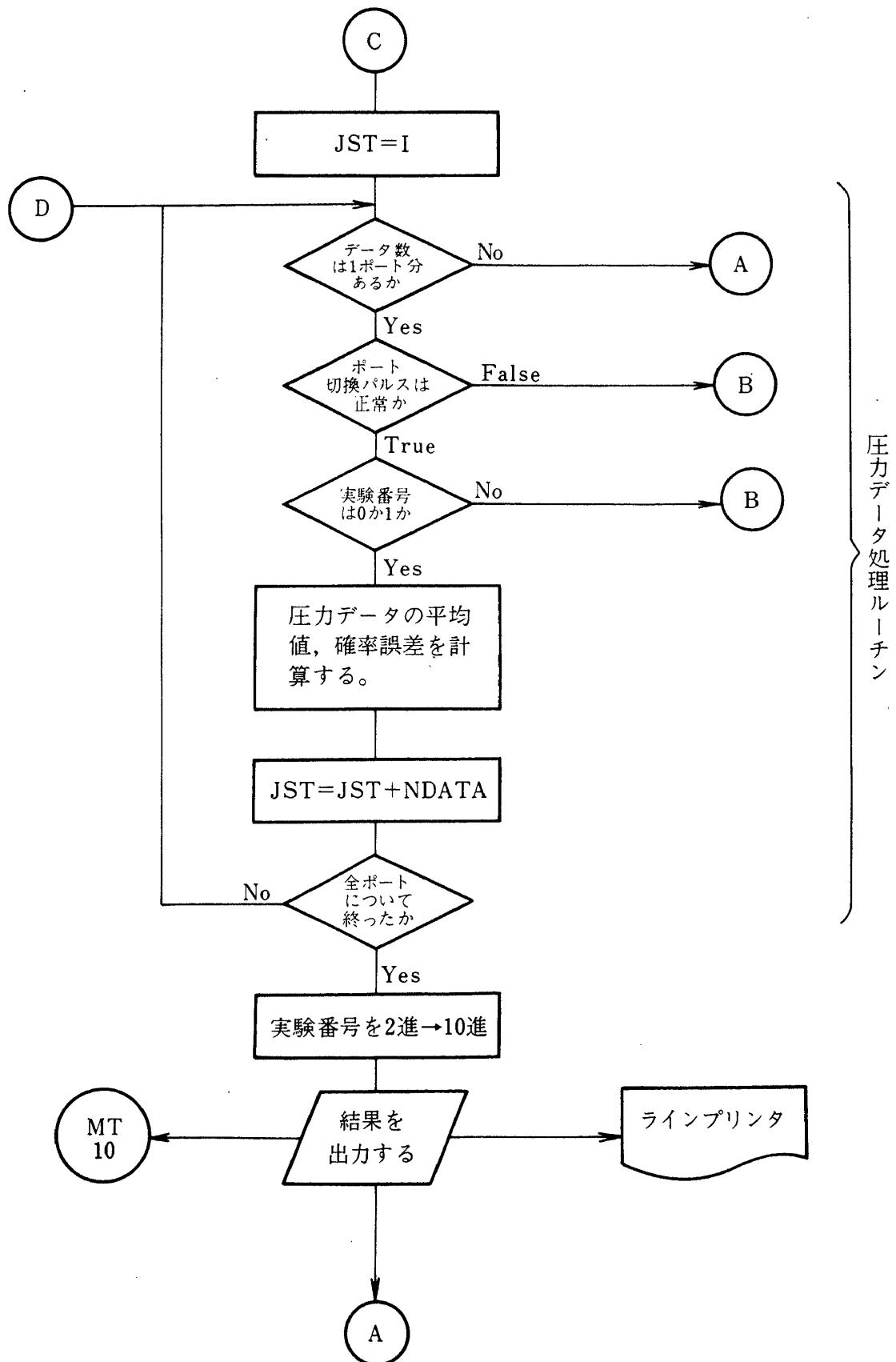


図 A 2 圧力測定処理の計算プログラムの流れ図(2)

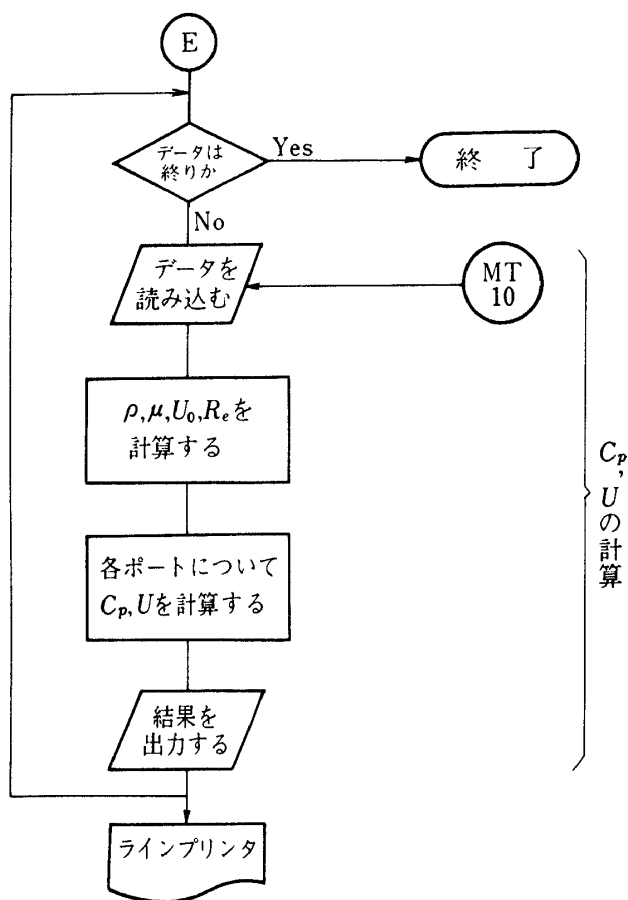


図 A 3 圧力測定処理の計算プログラムの流れ図(3)

コーダからの入力レコーダを on-off する時のノイズ、その他の電氣的ノイズが多数混在するが、これらのノイズを見分け、真のスタートパルスを判断する機能が持たせてある。さらにパルス数の欠如等、種々のエラーに対する処理プログラムを組合せなければならず、実際のプログラムは可成り複雑になっている。コア容量で約 5.5K ワードの規模である。

本実験の場合、84 回の実験を行い、1 回に 144 の測定点を持っている実験例について述べると、二日分のデータを当所のデータ処理計算機 (NOVA) を用いて A/D 変換するのに約 45 分で行えた。ちなみに実験番号のないデータを処理する場合、磁気テープが一回毎に巻戻しをするため、約 8 倍の時間が必要である。

---

## 航空宇宙技術研究所報告 796号

昭和59年1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)千182  
印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区信濃町12三河ビル

---

Printed in Japan