

NAL TR-953

ISSN 0389-4010

UDC 533.6.04
533.666

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-953

走行実験によるハンググライダー翼の空力特性について

穂積弘毅 ・ 古茂田真幸
小野孝次 ・ 塚野雄吉

1987年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

走行実験によるハンググライダー翼の空力特性について*

穂積 弘 毅** 古茂田 真 幸**
小野 孝 次** 塚野 雄 吉**

MEASUREMENT OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A HANG-GLIDER-WING BY GROUND RUN TESTS USING A TEST VEHICLE

By
Koki HOZUMI, Masaki KOMODA,
Takatsugu ONO and Yukichi TSUKANO

ABSTRACT

In order to investigate longitudinal force and moment characteristics of a hang-glider-wing, ground run tests were conducted using a test vehicle. A hang-glider-wing was installed on a test vehicle using a six-components-balance for wind tunnel use. Aerodynamic force and moment were measured during the vehicle run at various constant speeds. Geometrical twist distribution along the wing span was recorded as well.

Measured force and moment data were corrected for possible ground effect and upwash effect due to movement of the vehicle. The lift curve slope was about 23% smaller than that predicted by theory for a rigid wing of the same geometry. An abrupt increase in the pitching moment was measured as C_L decreased from positive to negative. These particular features indicate that aeroelastic deformations affect the aerodynamic characteristics of hang-gliders and/or motor-hang-gliders are mandatory for their flight safety.

Using the Moriya method, aeroelastic camber variations at typical spanwise stations were estimated for each combination of dynamic pressure and section angle of attack. Applying the Weissinger method, lift and pitching moment characteristics were analyzed twist distributions. By comparing these analyses with the measured data, geometrical deformations of the flexible wing were elucidated.

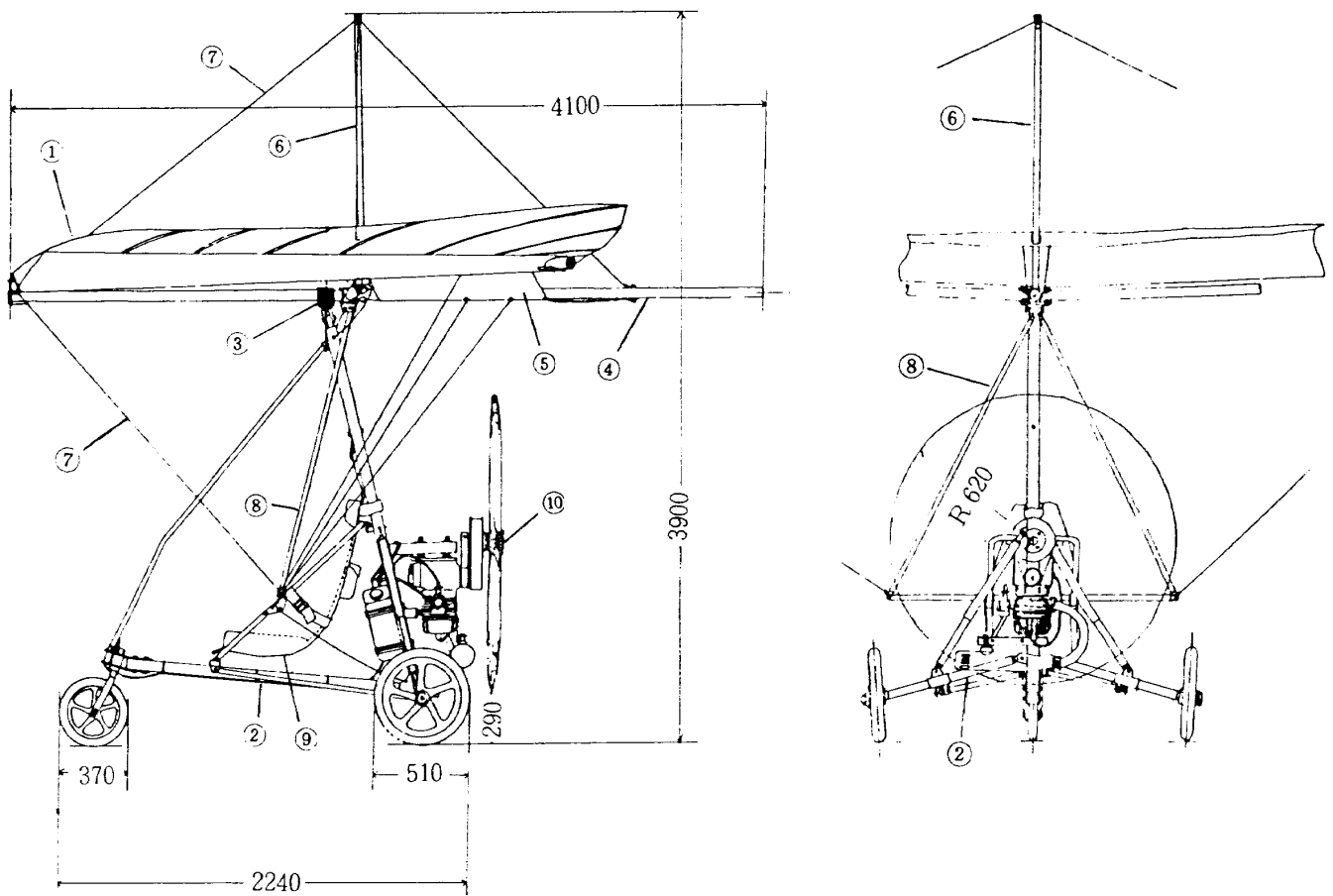
1. ま え が き

可撓翼の一種である“ハンググライダー翼”の空力

* 昭和62年8月13日受付

** 飛行実験部

特性を明らかにするために、実物のハンググライダー翼を車両上に搭載し、走行中に六分力特性を計測する“車載走行実験”を行った。特に、三分力特性の計測結果について述べ、翼の変形を考慮して検討を加えた結果について報告する¹⁾。



① ハンググライダー翼, ② 胴体部分, ③ ピボット, ④ キール, ⑤ キールポケット, ⑥ キングポスト, ⑦ 張線, ⑧ コントロールバー, ⑨ 操縦士席, ⑩ エンジン・プロペラ

図1 モーターハンンググライダーの一例³⁾

“ハンンググライダー翼”は、ハンングライダーやモーターハンンググライダー^{注)}の翼として用いられている。本報告は、その基本的空力特性を明らかにすることを目的としている。

ハンンググライダー翼は、アルミ合金製パイプのフレームにセイルを張って揚力面を形成した可撓翼の一種であり、バテンと呼ばれる成形用小骨によって翼断面形状が保たれている。このような構造の翼は空力荷重によって、翼幅方向（振り下げの分布）および翼弦方向（翼断面形状）に大きな変形が生じ、その変形に応じて空気が定まる。実機の飛行状態を

注) モーターハンンググライダーは、超軽量動力機²⁾の一形式であり、エンジン付の胴体にハンンググライダー翼を取り付けたものである。胴体と翼とはピボット（ユニバーサルジョイント）部で結合され、操縦は重心移動によって行う。モーターハンンググライダーの一例を図1に示した³⁾。

観察すると、静止状態では見られない翼の変形の様子がよくわかる。すなわち、飛行状態では翼後縁部が持ち上がり、その結果、大きな振り下げがついた翼になることに容易に気づく。

このような可撓翼の空力特性を

- ① 計算により求めるためには、空力荷重を受けている翼の変形を正しく推定する必要がある。しかし、このことが容易でないことは、翼の平面形状が複雑であること、セイル材が繊維製品であるために等方性の弾性変形を仮定できないこと、などを考えただけでも理解されるであろう。
- ② 模型を用いた風洞実験により求めるためには、翼の幾何学的形状のみならず剛性の相似則をも満足した縮尺模型を作る必要がある。しかし、翼の構成部品である金属パイプ、繊維材料、張線などのすべてについて正しい相似則を満たした縮尺模型を作ることは困難である⁴⁾。
- ③ 実物の翼（翼幅が10 mを超える）を用いた風洞

実験により求めるためには、風洞壁干渉などの影響を考えると、風洞測定部はかなり大きくなければならない³⁾。しかし、実物の翼を収容できるような風洞設備は見あたらない。

そこで、実物のハンググライダー翼を風洞用六分力天秤を介して車両に搭載し、走行中に六分力特性を計測することを試みた。特に、三分力特性の実験結果について述べ、翼幅方向の振り下げ分布の変化および二次元翼としての翼断面形状の変化を考慮して検討を加えた結果について述べる。

2. 記号

A	: アスペクト比 ($= b^2/S$)	
b	: 翼幅	(m)
\bar{c}	: 翼の平均空力翼弦長	(m)
c	: 翼弦長	(m)
C_D	: 抵抗係数 ($= D/qS$)	
C_{Di}	: 誘導抵抗係数	
C_L	: 揚力係数 ($= L/qS$)	
$C_{L\alpha}$: 全機の揚力傾斜 ($= dC_L/d\alpha$)	(1/deg)
$C_{L\alpha}$: 断面の揚力傾斜	(1/deg)
C_M	: 天秤まわりの縦揺れモーメント係数 ($= M/qS\bar{c}$)	
C_{MP}	: ピボット点まわりの縦揺れモーメント係数 ($= M_P/qS\bar{c}$)	
C_{mac}	: 断面の空力中心まわりの縦揺れモーメント係数	
$C_{m_{c/4}}$: 断面の1/4弦点まわりの縦揺れモーメント係数	
D	: 抗力	(N)
F_x	: 軸力	(N)
F_z	: 法線力	(N)
H	: 翼の搭載位置	(m)
L	: 揚力	(N)
M	: 天秤まわりの縦揺れモーメント	(Nm)
M_P	: ピボット点まわりの縦揺れモーメント	(Nm)
q	: 動圧	(Pa)
Re	: レイノルズ数 ($= U\bar{c}/\nu$)	
S	: 翼面積	(m ²)
X, Z	: 座標系 (図6)	

x, y	: 座標系 (図2)	
U	: 対気速度	(m/s)
α	: 迎角 (キールの地面に対する姿勢角と定義)	(deg)
α_s	: 断面の迎角	(deg)
α_0	: 零揚力迎角	(deg)
α_{0s}	: 断面の零揚力迎角	(deg)
ϵ_a	: 断面の空力的振り下げ	(deg)
ϵ_g	: 断面の幾何学的振り下げ	(deg)
η	: 翼幅方向位置 ($= y/(b/2)$)	
ζ_0, ξ_0	: 空力中心位置	
A	: $c/4$ 線の後退角	(deg)
ν	: 空気の動粘性係数	(m ² /s)
ρ	: 空気の密度	(kg/m ³)

添字

$\Delta(\)_c$: 修正量 (地面効果)
$\Delta(\)_v$: 修正量 (車両による吹き上げの効果)
$(\)^T$: 行列の転置

3. 供試翼

実験に用いたハンググライダー翼の三面図を主要諸元などと共に図2に示した。

ハンググライダー翼の構造は非常に簡単で、アルミ合金製パイプの前縁スパー、クロスバー、およびキールとで構成されるフレームにダクロン製のセイルを張って揚力面を形成し、翼断面形状は片舷7本のバテンと呼ばれる成形用小骨によって保たれている。また、翼幅に沿って前縁から45%翼弦長付近までは、セイルを上面から下面にまわりこませたダブルサーフェース(図2中の断面A-A')となっており、翼断面に肉厚を持たせてある。

フレームの剛性を高めるために、いろいろな張線が用いられているが、キングポスト上端から後方に伸びている張線(図3中の矢印)は上記の目的のためではなく、(5-3)節で述べるように、バテン0および1の翼断面の後端部を支え、その断面形状を変化させる重要な働きをする。

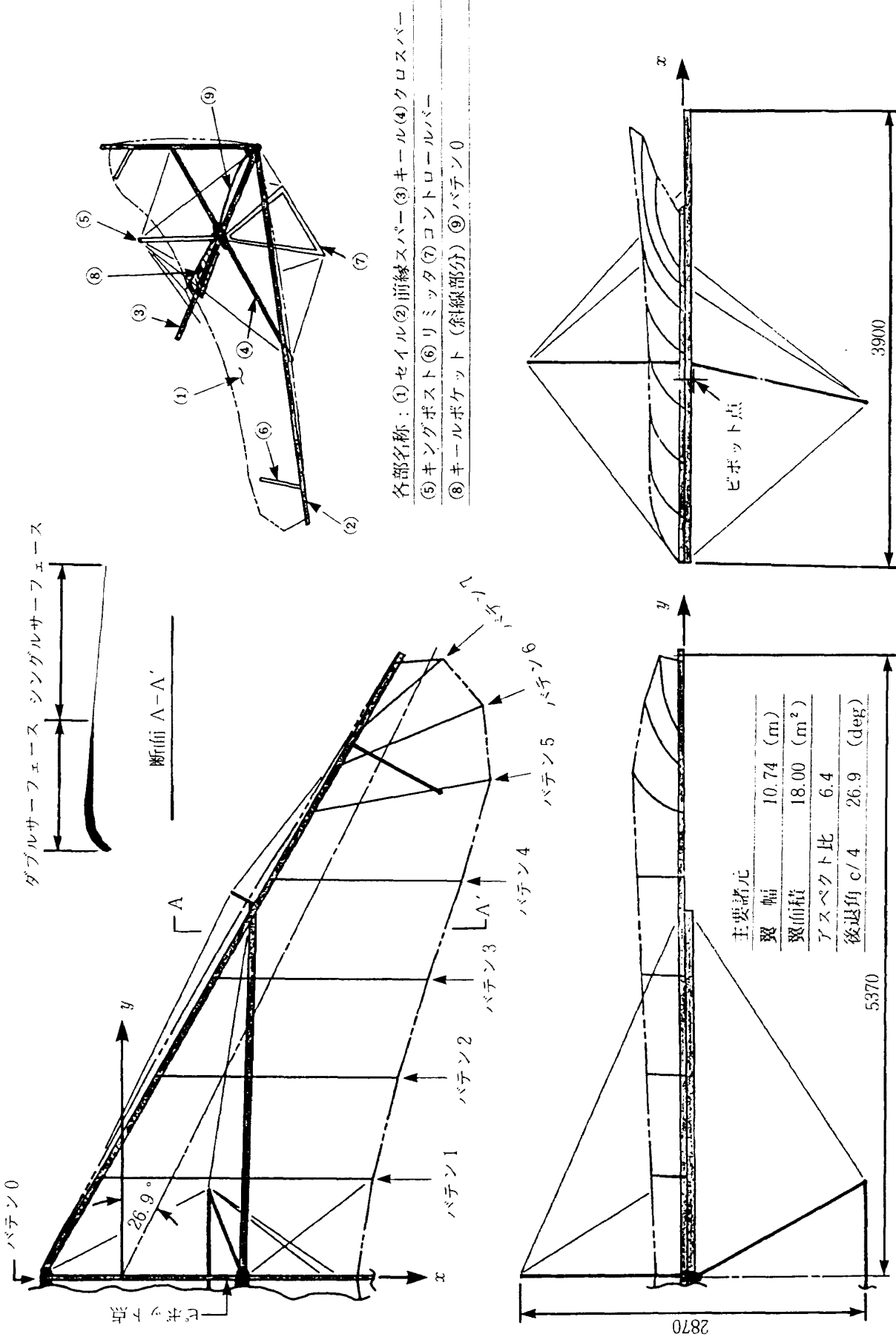


図2 供試翼の三面図など

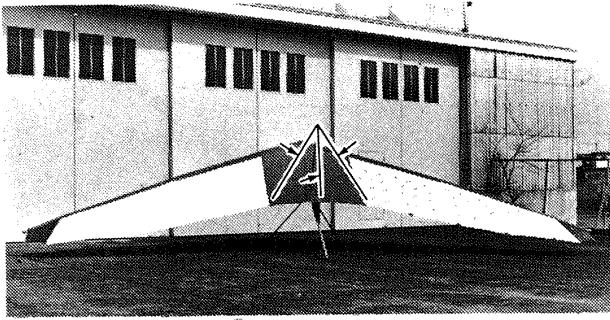


図3 バテン0, 1を支える張線(矢印)

4. 走行実験

4-1 走行実験装置

走行実験装置は図4に示したように、車両(ジープ)、車両上に組み上げたやぐら式の架台、姿勢角変更装置および計測器材などで構成され、この最上端部に風洞用六分力天秤を介して供試翼(以下『翼』)を搭載した。

計測ブロックダイアグラムを図5に、座標系を図6のように定義して、それぞれ示した。

(1) 翼に働く空気力の計測には、風洞用六分力天秤

(以下『天秤』)と動歪測定器とを用いた。計測中に定常的な横風の影響を受ける場合を想定し、この影響を(縦の)三分力から除去するために六分力すべてについて計測を行った。しかし、実験は幸いにして無風の状態で行われたこと、今回は積極的に横すべり角を変化させた実験は行っていないこと、から本報告では三分力についての解析を行った。三分力についての天秤容量は、 F_x (軸力) ± 980 (N)、 F_z (法線力) ± 2940 (N)、 M (縦揺れモーメント) ± 294 (Nm)である。

天秤は、姿勢角変更装置——姿勢角を $-15 \sim 45$ (deg)の範囲で任意に設定できる——に固定されており、天秤のX軸と翼のキールとが平行になるように互いに固定したから、翼の姿勢角を変更すると天秤もそれと等しく傾斜する。したがって、①翼に働いた空気力に対応する天秤出力値を求めるためには、走行中に計測された天秤出力値から、翼の重量により生ずる天秤出力値を引き去らなければならない。②天秤が風軸ではなく、キールと平行に固定されているために、天秤出力値から揚力Lや抗力Dなど



図4 実験装置の外観と各部名称

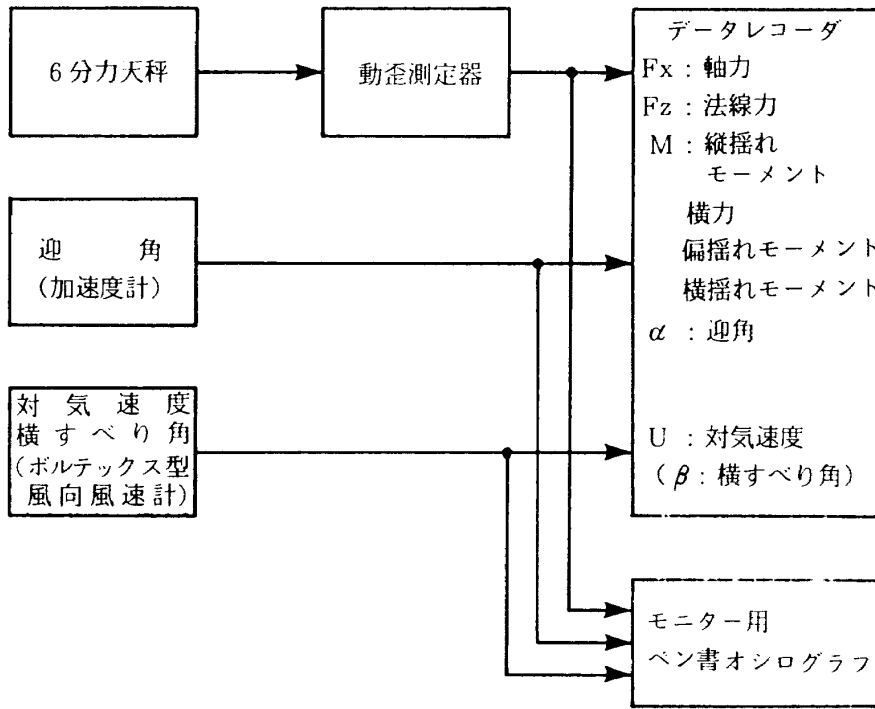


図5 計測ブロックダイアグラム

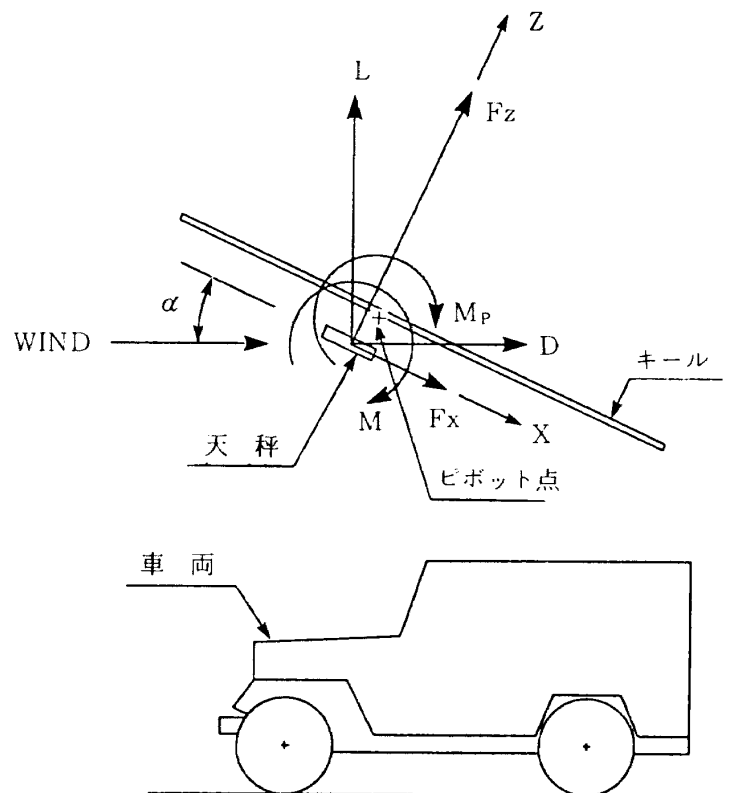


図6 座標系

を求めるためには、次項(2)に述べるように定義した迎角 α を用いた座標変換が必要となる。

(2) 迎角 α は、一様流が地面に平行であると仮定し、キールの地面に対する姿勢角に等しいものと定義する。

α の計測には、天秤 X 軸 (すなわちキール) と平行に固定した加速度計を用いた。これは、加速度計が定常な走行状態においては、極めて精度の高い角度計 (地面に対する) として用いることができるからである。前項の②で述べた α を用いた座標変換において、もし、 α の計測値に大きな誤差が含まれると、特に抗力 D に大きな誤差を生ずる。したがって、 α の計測には高い精度が要求される^{注)}。

(3) 対気速度 U と横すべり角 β との計測には、車両前端から前に突き出したブームに固定した気象観測用のボルテックス型風向風速計を用いた。U の較正は、翼を車両に搭載した状態で“スピードコース法⁹⁾”により行った。実験は無風の状態で行われたので β の計測値は三分力の解析には用いていない。

(4) 翼の搭載位置は“地面効果”および“車両による吹き上げの効果”の影響を避けるために、できるだけ高いことが望ましい。しかし、走行中に車両が転倒しない、という安全性との妥協から約 3.5 m (車両の高さの 2 倍) の高さとしなければならなかった。したがって、三分力の解析結果に適切な修正を施して、これらの影響を除去しなければならないが、この修正法については (4-3) 節で述べる。

4-2 実験方法およびデータ解析

走行実験は、調布飛行場の滑走路 (長さ 800 m) を使用して風の穏やかな早朝に行った。

実験の手順は①姿勢角変更装置に取り付けてある角度計を目安にして、翼を希望の姿勢角に調整する。②車両の速度計を目安にして、希望の (対地) 速度を一定に保つように走行する。この際に対気速度、迎角、天秤出力などの計測を行う — である。

注) 実験当初、車両に対するキールの姿勢角をポテンシオメータを用いて計測したが、翼に働く空気力のために、車両の姿勢変化が意外に大きく、正確な α を計測することができなかった。

上記の手順を用い、翼の姿勢角を $-10 \sim 40$ (deg) の範囲で、車両の (対地) 速度を $30 \sim 70$ (Km/h) の範囲で変化させて合計 120 点のデータを取得した。ただし、天秤容量の不足 (特に縦揺れモーメント) が予想されるときにはキールの前端あるいは後端に鉛弾帯を取り付けてバイアスを与え計測を行った。

また翼後縁の上下方向の変化量を推定するために、走行中、実験用車両直後の随伴車から翼後縁部を 35 mm カメラを用いて撮影した。さらに、気流系による翼上面の剥離の進行状況の観察、翼断面形状の変化などの観察も合わせて行った。

走行実験によりデータレコーダに記録された諸計測値は、A/D 変換の後、物理量変換および座標変換を施して、三分力係数 (C_L , C_D , C_{MP}) の実験値を求めた。ここで、 C_{MP} は図 2 などに示してあるように翼部分と胴体部分とを結合するためのピボット点 (空力平均翼弦長の約 25 % 位置に相当する) まわりの縦揺れモーメント係数である。

実験 Re 数は、空力平均翼弦長基準、対気速度 10 m/s (36 Km/h) で 1.3×10^6 程度である。

4-3 実験値 (三分力) の修正

前節で述べた三分力係数の実験値には“地面効果”および“車両による吹き上げの効果”の影響が含まれている。したがって、これらの影響を除去するために、適切な修正を施さなければならない。そこで、(6-1) 節に述べる基準翼の三次元特性を用いて、以下に述べるように①地面効果についての修正量 (実験値から差し引くべき量、以下同様)、②車両による吹き上げの効果が (4-2) 節の実験値に加法的に含まれていると仮定したときの修正量、をそれぞれ求めた。ただし、解析結果に対する修正は線形の範囲内で行うものとし、 C_D については誘導抵抗 C_{Di} の寄与だけについて考える。

(1) 地面効果

地面効果の影響は、DATCOM の方法⁷⁾を用いて推定した。図 7 に実験値に対する修正量 $\Delta(C_L)_G$, $\Delta(C_{Di})_G$, $\Delta(C_{MP})_G$ をそれぞれ破線で示した。なお、本実験のような翼の搭載位置で、地面効果は翼の有効アスペクト比を約 19 % ($2H/b \doteq 0.67$; α の変化に対してほとんど一定) 増加させるものと推定され

る。

(2) 車両による吹き上げの効果

翼なしの車両のまわりの吹き上げ分布の推定法⁸⁾を用いて、翼の1/4弦線に沿った吹き上げ角度の分布を推定し、 α をパラメータとして図8に示した。基準翼に、この吹き上げ角度の分布に対応する振り上げ分布を与えて三次元特性を求め、この結果と基準翼との三分力の差を修正量とした。図7に実験値に対する修正量 $\Delta(C_L)_U$, $\Delta(C_{Di})_U$, $\Delta(C_{MP})_U$ をそれぞれ一点鎖線で、また $[\Delta(C_L)_G + \Delta(C_L)_U]$, …… を実線で、示した。

5. 実験結果

5-1 三分力特性

走行実験により計測された三分力特性に(4-3)節で述べた“地面効果”と“車両による吹き上げの効果”とを修正して、図9(a)~(c)に C_L , C_D , $C_{MP} \sim \alpha$ 曲線を、図10(a), (b)に $C_L \sim C_D$, $C_{MP} \sim C_L$ 曲線を、それぞれ示した。これらの図は、図

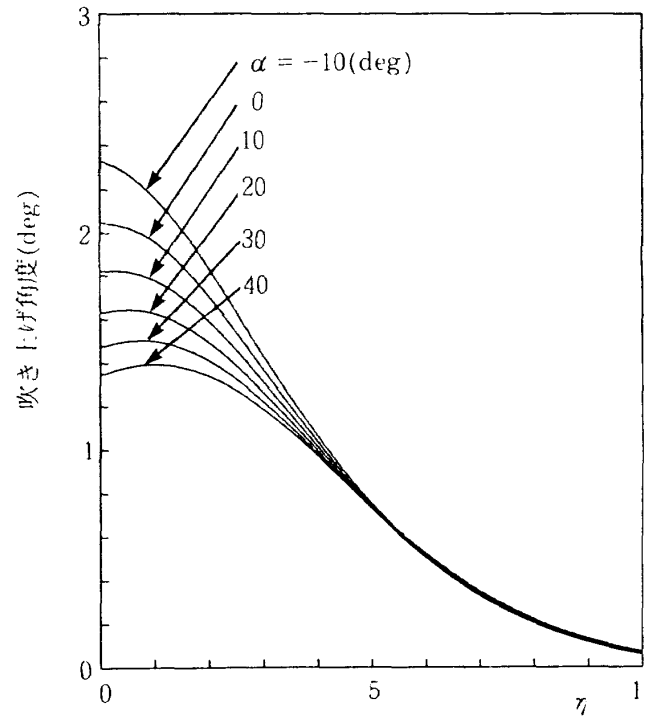


図8 1/4弦線に沿った翼幅方向の吹き上げ角度分布

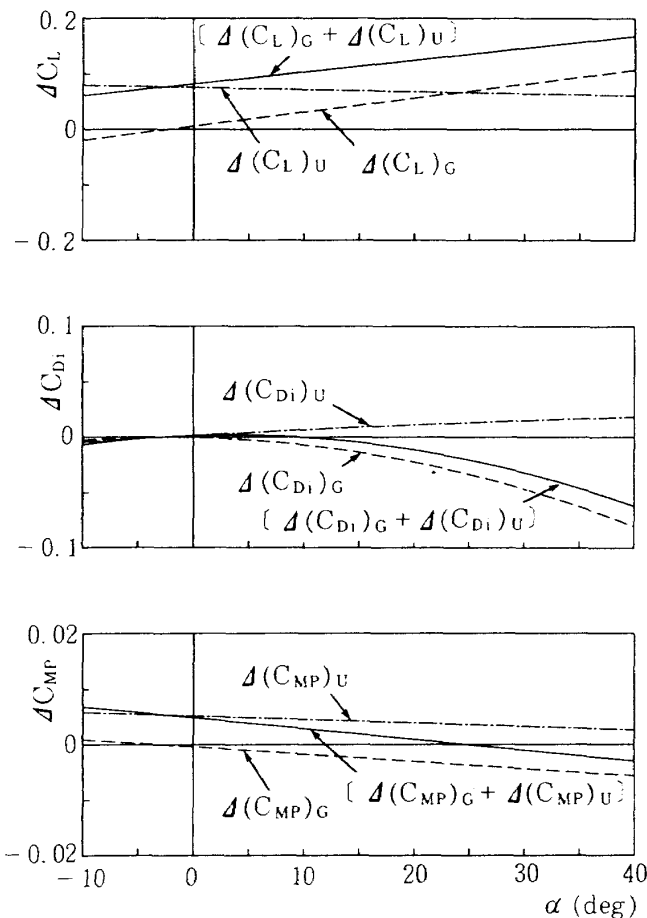


図7 修正量 ΔC_L , ΔC_{Di} , ΔC_{MP}

中に示してある対気速度 U の分類ごとに異なる記号を用いて示してある。さらに、気流系観察による翼上面の剥離の進行状況をスケッチして図11に示した。

(1) C_L 特性

C_L の特性は、図9(a)の $C_L \sim \alpha$ 曲線に見られるように、① $\alpha < 25$ (deg) の範囲で良く直線性が保たれていること、② 最大揚力係数 $C_{L_{max}} (\cong 1.2)$ に至った後も急激には低下しないこと、③ 揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ が U の分類ごとに僅かに異なる値を示していること、などがわかる。

失速特性は、図11に示したように(翼上面の)剥離が翼根後縁部から始まり α の増加に伴って翼端方向に穏やかに進行して行くこと、上記②で述べたように C_L の急激な低下が見られないこと、から良好である^{注)}。

揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は、上記③で述べたように U の分類ごとに僅かに異なるが、 $0 < \alpha < 20$ (deg) の範囲に含まれるすべての点から $C_{L\alpha}$ を推定すれば $C_{L\alpha} =$

注) 図11からは、地面効果や車両による吹き上げの効果は除去されていないが、剥離が翼根部後縁から始まる、という性質は影響を受けないものと考えられる。

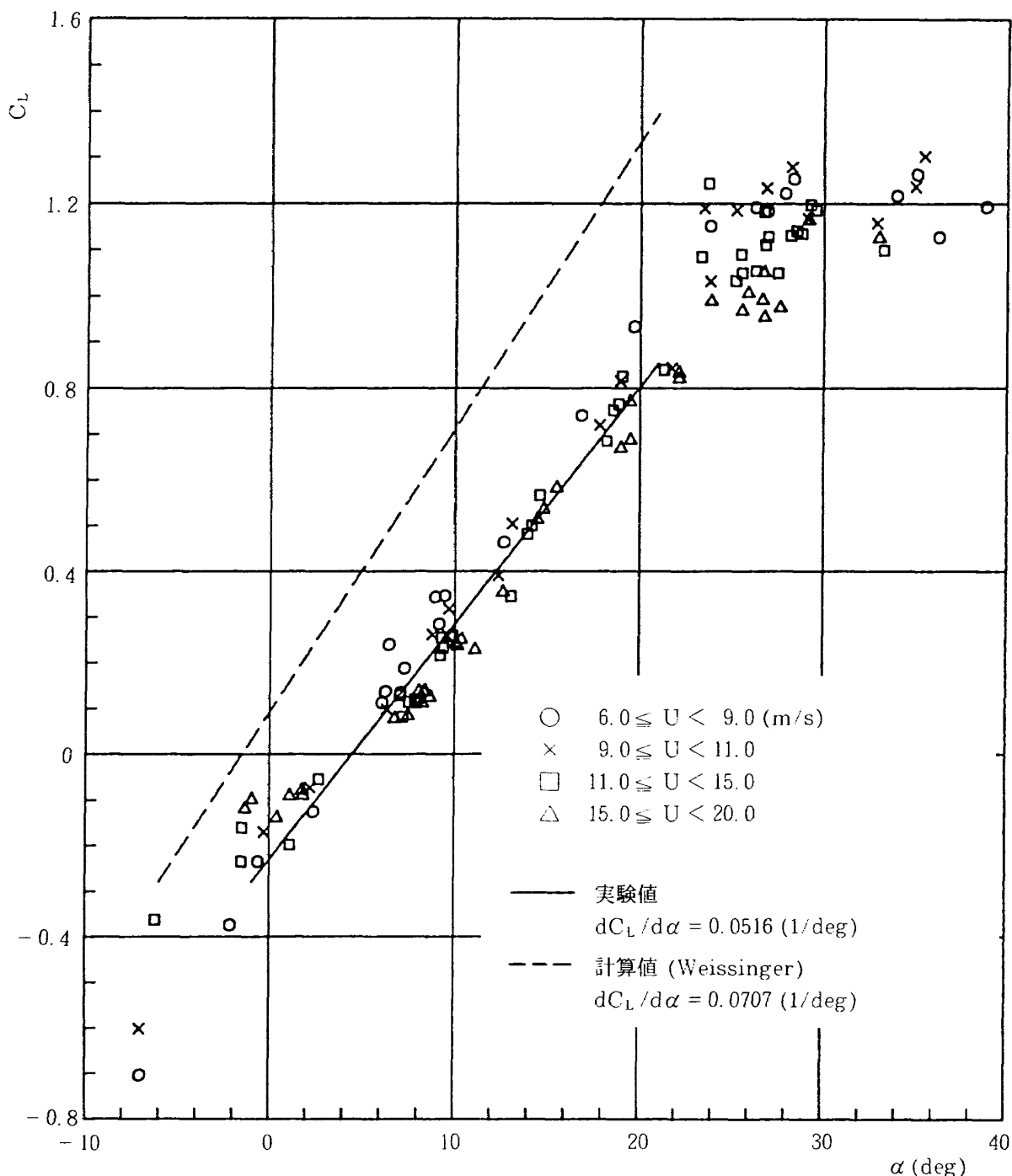


図9(a) $C_L \sim \alpha$ 曲線

0.0516 (1/deg) となり、零揚力迎角 $\alpha_0 = 4.4$ (deg) となる。この推定値を図9(a)中に実線で示してある。同様に $0 < \alpha < 20$ (deg) の範囲で U 分類ごとに $C_{L\alpha}$ を推定すれば右表に示したようになる。表を見ると、 Δ 印と \circ 印との $C_{L\alpha}$ の差は約 25% に達するから、この差は有意なものであるといえる。また、 \times 印と \square 印との $C_{L\alpha}$ の差は僅かであり、これらを一つにまとめて考えれば、U の増加に伴い $C_{L\alpha}$ が減少しているといえる。

さて、後退角を持った三次元翼の $C_{L\alpha}$ の推算公式⁹⁾

表 U の分類ごとの $C_{L\alpha}$ ($0 < \alpha < 20$ (deg))

記号	U (m/s)	$C_{L\alpha}$ (1/deg)
○	$6.0 \leq U < 9.0$	0.0585
×	$9.0 \leq U < 11.0$	0.0531
□	$11.0 \leq U < 15.0$	0.0546
△	$15.0 \leq U < 20.0$	0.0469

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{L\alpha} \cos A}{1 + C_{L\alpha} \cos A / (\pi A)} \times \frac{1}{57.3} \text{ (1/deg)}$$

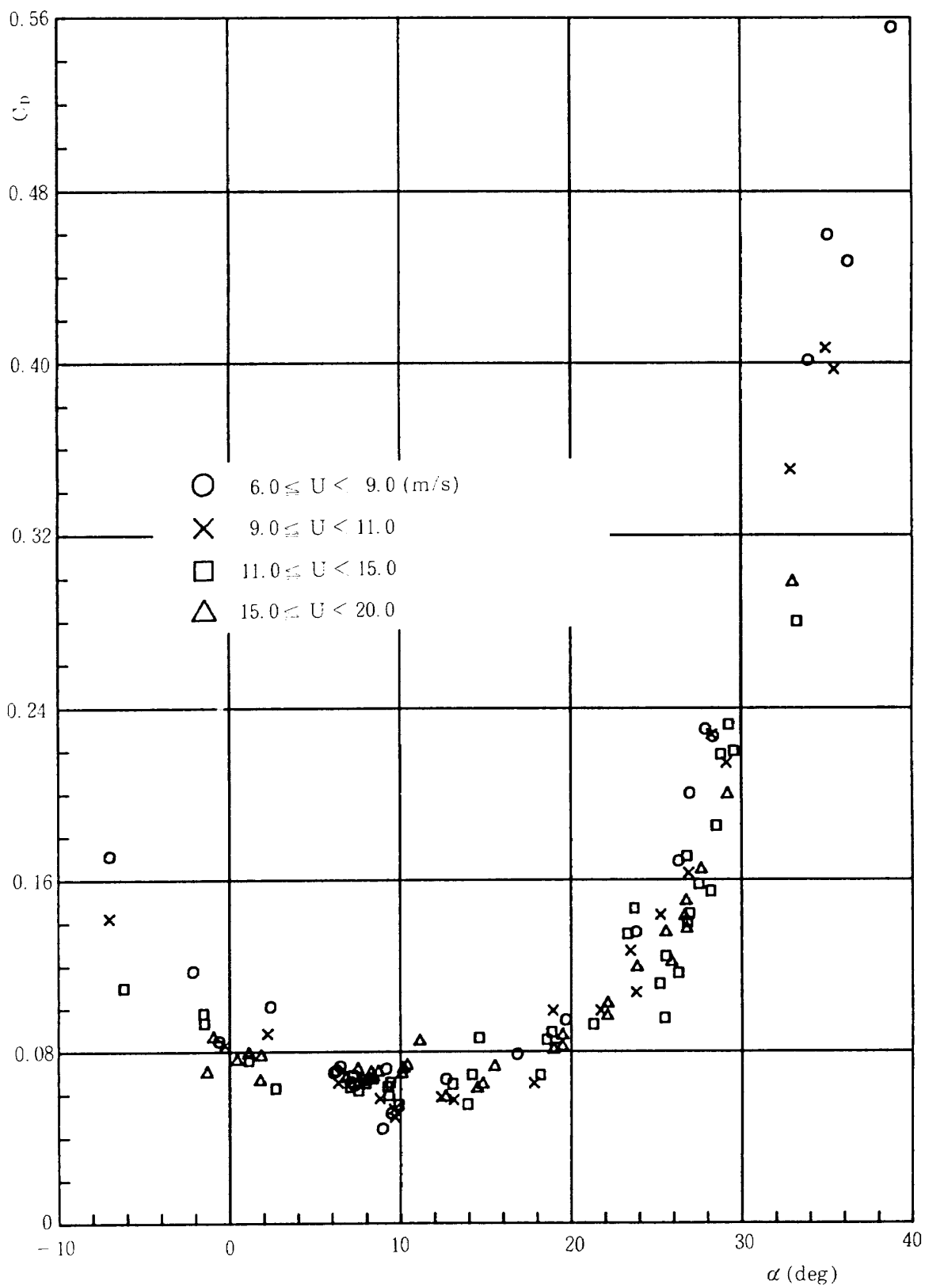


図9(b) $C_D \sim \alpha$ 曲線

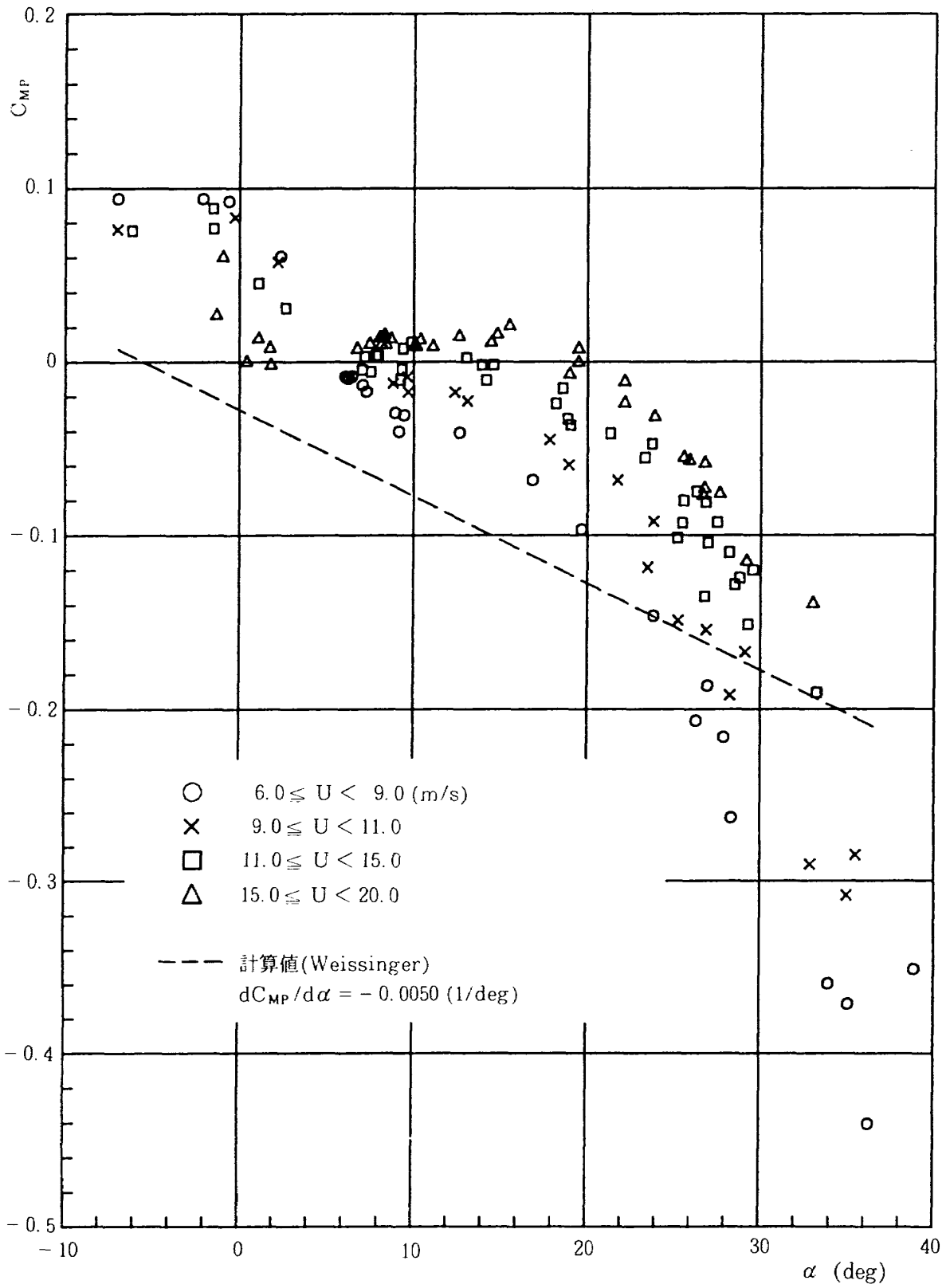


図9(c) $C_{MP} \sim \alpha$ 曲線

を用いて(供試)翼の $C_{L\alpha}$ を求めれば, $C_{L\alpha} = 0.0763$ (1/deg) となる。ただし, 断面の揚力傾斜は $C_{L\alpha} = 2\pi$ (1/rad) とした。この推算値と比較すると, 実験値の $C_{L\alpha}$ はかなり小さいことがわかる。

(2) C_D の特性

図 10(a) の $C_L \sim C_D$ 曲線から, 最小抵抗係数 C_{Dmin} , 最大揚抗比 $(C_L/C_D)_{max}$ は, それぞれ $C_{Dmin} = 0.06$, $(C_L/C_D)_{max} = 10$ の程度である。

(3) C_{MP} 特性

ピボット点まわりの縦揺れモーメント係数である C_{MP} の特性は, 図 10(b) に示した $C_{MP} \sim C_L$ 曲線に見られるように, C_L が大きいときには十分な頭下げモーメントを持っており, その性質は失速領域を含めて良好である。また, 縦の静安定 (dC_{MP}/dC_L) は $0 < C_L < 0.8$ の範囲で中立あるいは僅かに負である。

C_{MP} 特性における著しい特徴は, C_L が正から負に変化するのに対応して, 急激な頭上げモーメントが

生ずることである。この C_{MP} の急変は(5-3)節で述べるように, バテン 0 および 1 の断面における翼型キャンバが, 急激に正から負に変化することに対応しているものと考えられる。

5-2 振り下げ分布(翼幅方向の変形)

各種負荷条件における振り下げ分布の変化を知るために, 実験用車両直後の随伴車から写真を撮影した。これらの写真を用いて, $x-y$ 面(以下『基準面』, 図 2 参照)からの各バテン後端の上下方向の変位量を推定した。空力負荷によって前縁スパーにも基準面外への曲げ変形が生ずるが, バテン後端で代表されるセール後縁の上下変位に比べて無視することができる。この仮定に基づき, 各翼断面がバテンの自然形状を保つものとして後縁の上下変位を幾何学的な振り下げ角度に換算し, 翼幅方向にプロットしたものが図 12(a), (b) である。図 12(a) には

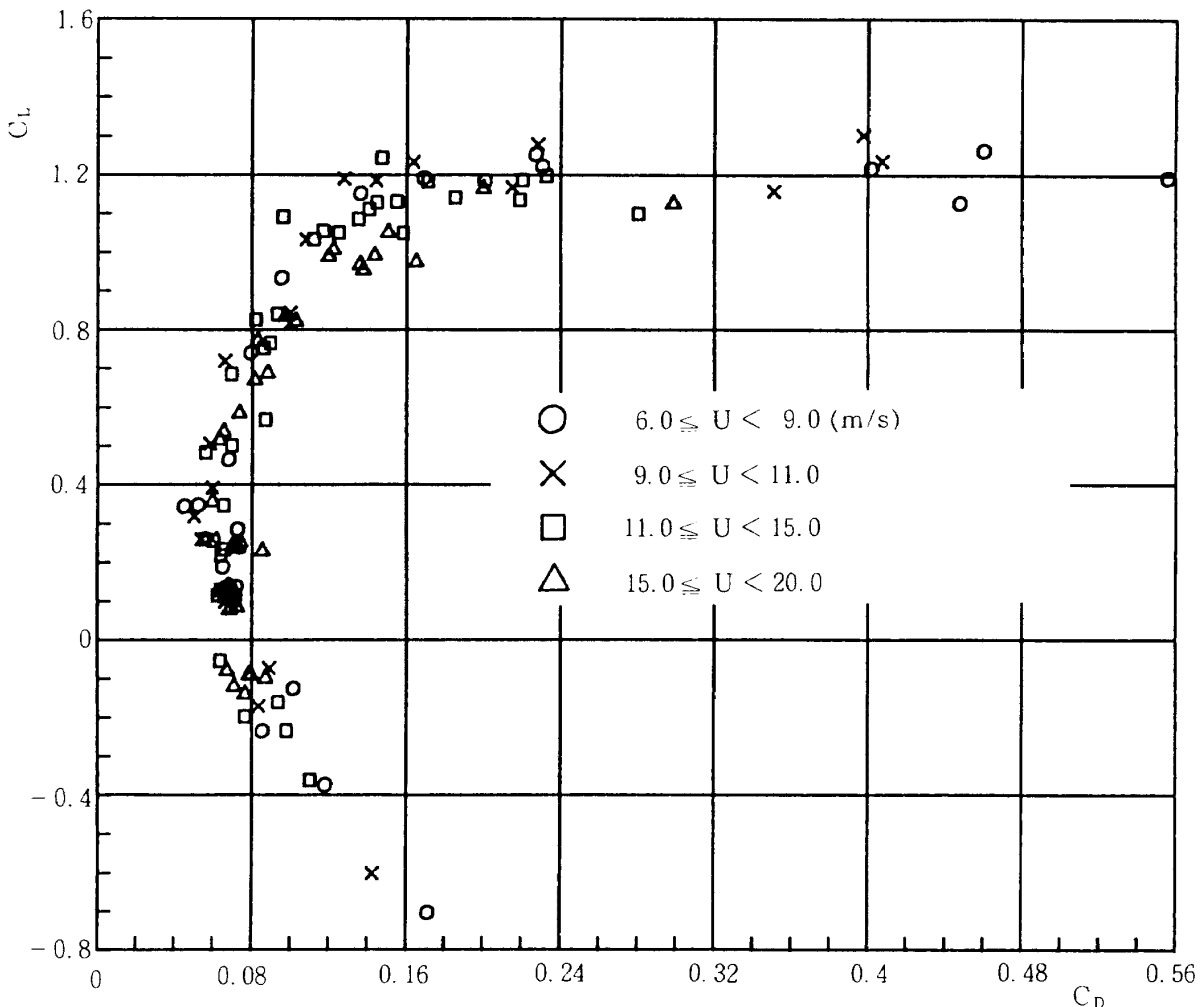


図 10(a) $C_L \sim C_D$ 曲線

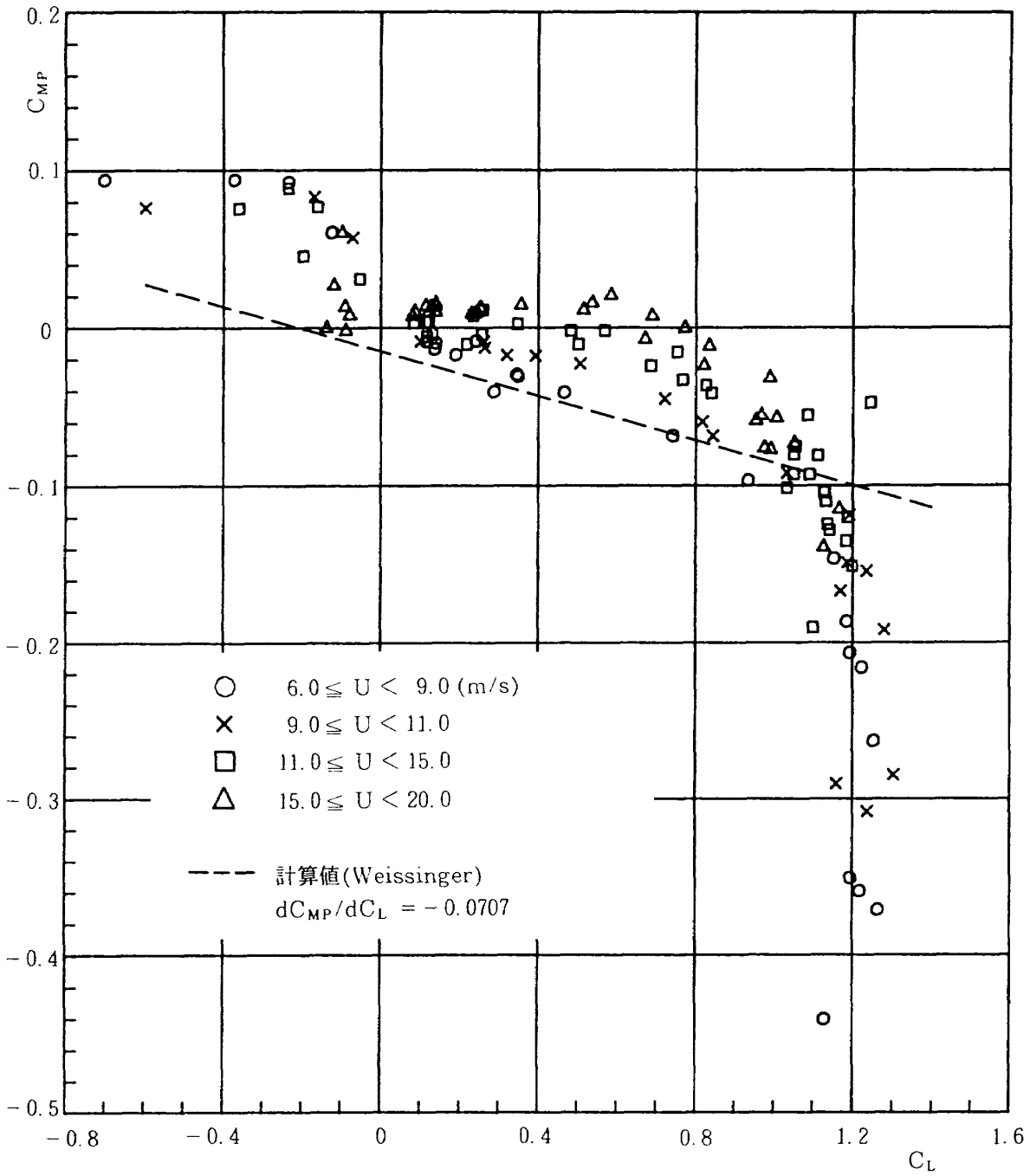


図 10 (b) $C_{MP} \sim C_L$ 曲線

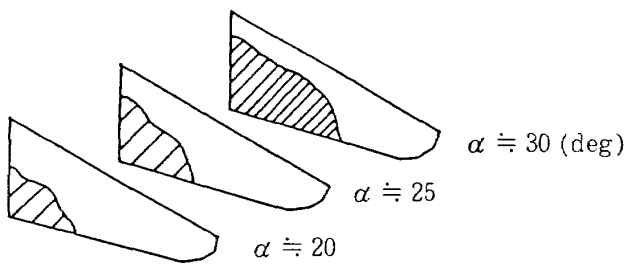
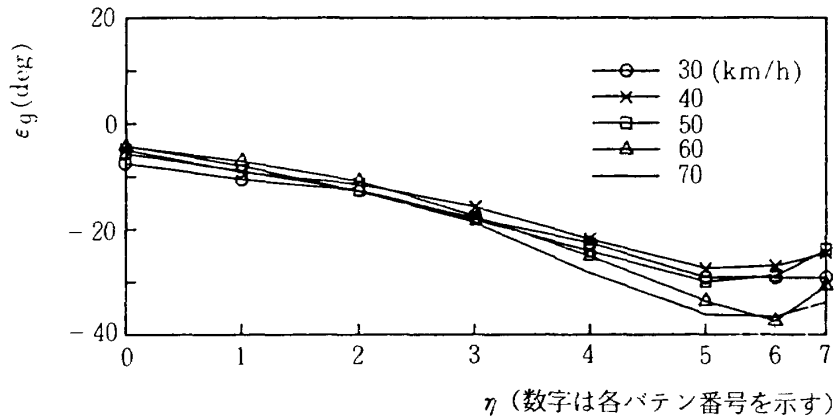


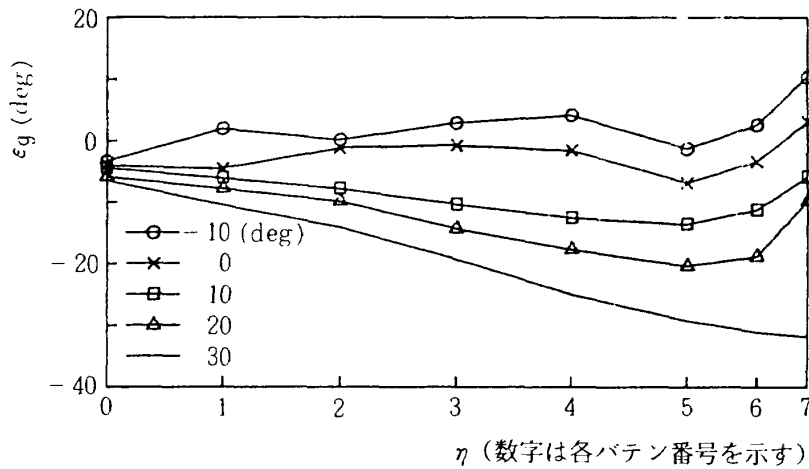
図 11 剥離領域

α を一定として U を変化させた場合を、図 12 (b) には U を一定として α を変化させた場合を、それぞれ示した。

図から明らかなように、一般に正の揚力が生ずるときに振り下げが生ずる。この振り下げはスパン外舷部で大きく、翼根および翼端付近では比較的小さい。 α を一定にして U を変化させた場合、振り下げ分布はあまり変化しない。これに反し、 U を一定にして α を変化させた場合、振り下げ分布は大きく変化する。



(a) α 一定 (約 25 deg), U 変化 (30 ~ 70 km/h)



(b) U 一定 (約 30 km/h), α 変化 (-10 ~ 20 deg)

図 12 幾何学的振り下げ分布, $\epsilon_g(\eta)$

振り下げが最大となる断面は、いずれの場合もバテン 5 ~ 6 の付近である。近似的には、これらの断面では振り変形に対する抵抗がほとんどないために、一般流に吹き流されて、ほぼ“風見状態にある”といえることができる。このことは、ある程度以上の動圧が存在するときに“矢羽根のついた風見は風速に関係なく風に正対する”のと同じ現象が生じているものと考えられる。以上のことから、振り下げ分布の変化は α に大きく依存しており、U にはあまり依存しないことが理解される。ただし、U の変化によって多少は振り下げ分布が変化するのであって、この変化が (5-1) 節に示した $C_{L\alpha}$ の差となって表われているものと考えられる。

5-3 翼断面形状の変化 (翼弦方向の変形)

前節で述べたのは、翼断面形状がバテンの自然形

のまま変化しない、として翼後縁の上下変位を等価な幾何学的振り下げに変換したものである。実際には断面のキャンバが変化している。以下、この翼断面形状の変化について述べる。ただし、翼断面形状の変化を定量的に計測することができなかったため、まず目視による観察結果について述べる。

バテン 0, 1, 3, および 5 の各翼断面形状の振舞に注目し、 $\alpha < 0$ (deg) および $\alpha > 0$ (deg) の二つの大きな領域に分け、図 13 に各断面形状をスケッチ (キールを基準に観察した様子) して示した。また、図 13 中には比較のためにバテンの自然形状のスケッチも合せて示してある。

(1) $\alpha > 0$ (deg) の領域

バテン 0 の断面は、キールポケットに拘束されているために大きな変化はない。

バテン 1 の断面は、セイルの張力が比較的強い

キール 姿勢 角 バテン	$\alpha < 0$ (deg)	バテンの自然形状	$\alpha > 0$ (deg)
0			
1			
3			
5			

図 13 翼断面形状の振舞

めにバテン0の場合と同じくあまり大きな変化はない。ただし、この断面は $\alpha = 0$ (deg) に近づくと断面形状が不安定となり“バタバタ”と小刻みに揺れる。

バテン3の断面は、後端が大きく持ち上がり、その結果、(5-3)節に述べたように、振り下げを持った断面となる。また、バテンの自然形状よりも膨らんでいるように観察されるから、この断面では、風圧によって翼型キャンバがバテンの自然形状よりも増大しているものと考えられる。

バテン5はバテン3の断面よりも、さらに大きな振り下げを持った断面となる。このバテン5の断面付近で振り下げ角度が最大となることは前節で述べた。

(2) $\alpha < 0$ (deg) の領域

バテン0の断面は、バテンがキングポスト直前で切れていること、断面の後端が張線で支えられていること、のためにバテンの切れ目で“く”の字形に折れ曲がり、その結果、翼型キャンバが正から負に変化して逆キャンバのついた断面となる。ただし、折れ曲がった部分がキールに拘束されるため、その大きさは次に述べるバテン1の断面と比較して少ない。

バテン1もバテン0の断面と同じく逆キャンバとなるが、バテン0の断面のようにキールに拘束されないために非常に大きな逆キャンバとなる。このバテン0および1の断面で特徴的なのは、一様流が翼上面にあたり始めると、風をはらんで急激に逆キャン

ンバとなることである。 C_L が正から負に変化するのに対応して C_{MP} が急変するのは、この断面の急激な変化によるものと理解できる。また、張線でこれらの断面の後端を支えているのはバテン内に圧縮荷重を作り、 $\alpha < 0$ (deg) の領域で断面を積極的に逆キャンバに導くためのものであると理解される。

バテン3の断面は、風圧に負けて垂れ下がり、その結果、振り上げのついた断面となる。

バテン5の断面は、前縁スパーから後縁に向かって突き出ているリミッタの効果のために、バテン3付近の断面のように振り上がることはない。

以上に述べたように、各翼断面形状の変化はキールポケット、セイルの張力、リミッタ、張線などの効果により複雑な振舞を示している。少なくとも $\alpha > 0$ (deg) の領域では全体にかなりの張力場が形成されており、断面の変化は極めて安定している。

6. 理論値との比較

本実験では三次元的な翼の変形を厳密に測定することができなかつたので、あまり精密な計算を行うことは意味がないが、以下では Weissinger の方法¹⁰⁾ と守屋の方法¹¹⁾ とを用いて、翼の三次元特性を①変形しない翼、②(5-2)節のような幾何学的な振り下げのみを持つ翼、③上記の②に加えて翼断面形状が変化する翼、とに分けた計算を行い、実験値を説明することを試みる。

6-1 変形しない翼

変形しない翼(幾何学的振り下げを持たない、すなわち、前縁と後縁とがすべて基準面内にあること、またバテンの自然形状が各翼断面形状を定めていること、を仮想した翼である。以下、これを『基準翼』と呼ぶ)について考える。

Weissinger の方法を用いるためには、各断面の零揚力線の振り下げ分布、すなわち、断面 η における幾何学的迎角分布 $\alpha_s(\eta)$ を与えることが必要である。 $\alpha_s(\eta)$ は図 14 (a) から

$$\alpha_s(\eta) = \alpha + \alpha_{0s}(\eta)$$

のように翼幅方向に分布する。ここで $\alpha_{0s}(\eta)$ は断面 η における断面零揚力迎角である。

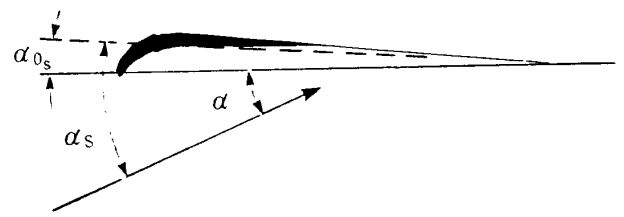


図 14 (a) 基準翼の断面

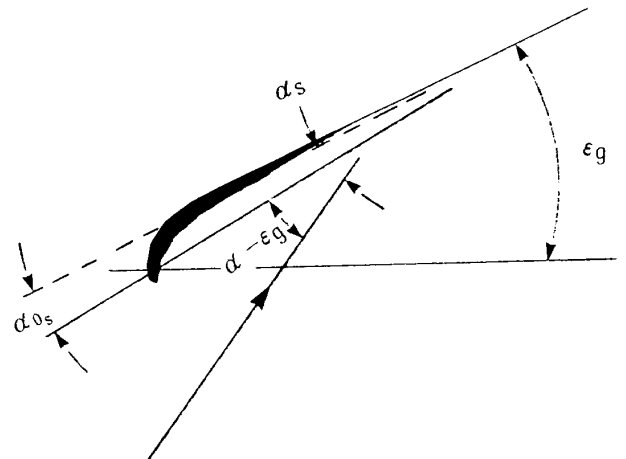


図 14 (b) 幾何学的振り下げ ϵ_g のある断面

断面零揚力迎角 α_{0s} 、空力中心位置 (ξ_0, ζ_0)、空力中心まわりの縦揺れモーメント係数 $C_{m_{ac}}$ などの翼断面について守屋の方法を用いて求めた。ただし、

- ① バテンの自然形状が、断面の上面形状を定め、前縁から 45% 翼弦までのダブルサーフェス部分では上下面間に肉厚が分布している。
- ② 前縁スパーのパイプが前縁半径および最大肉厚を定めているものとし、この最大肉厚部分から 45% 翼弦点までは肉厚が直線的に減少している。
- ③ 特にバテン0の断面においては、ポケット前端部で“く”の字形に折れ曲っている。

ような断面形状を仮定した。この結果を他のバテン位置において内挿し、断面零揚力迎角 α_{0s} および 1/4 弦点まわりの縦揺れモーメント係数 $C_{m_{c/4}}$ の翼幅方向の分布を仮定した。ただし、バテン1は0と、バテン4は3と同じ断面形状および特性を持つものとした。このバテン0および3の断面形状および特性を図 15 (a) に、また、 α_{0s} の翼幅方向の分布 $\alpha_{0s}(\eta)$ を図 16 に実線で示した。

さて、上記の結果から $\alpha_s(\eta)$ を与え、Weissinger の方法によって求めた C_L の三次元特性を図 9 (a)

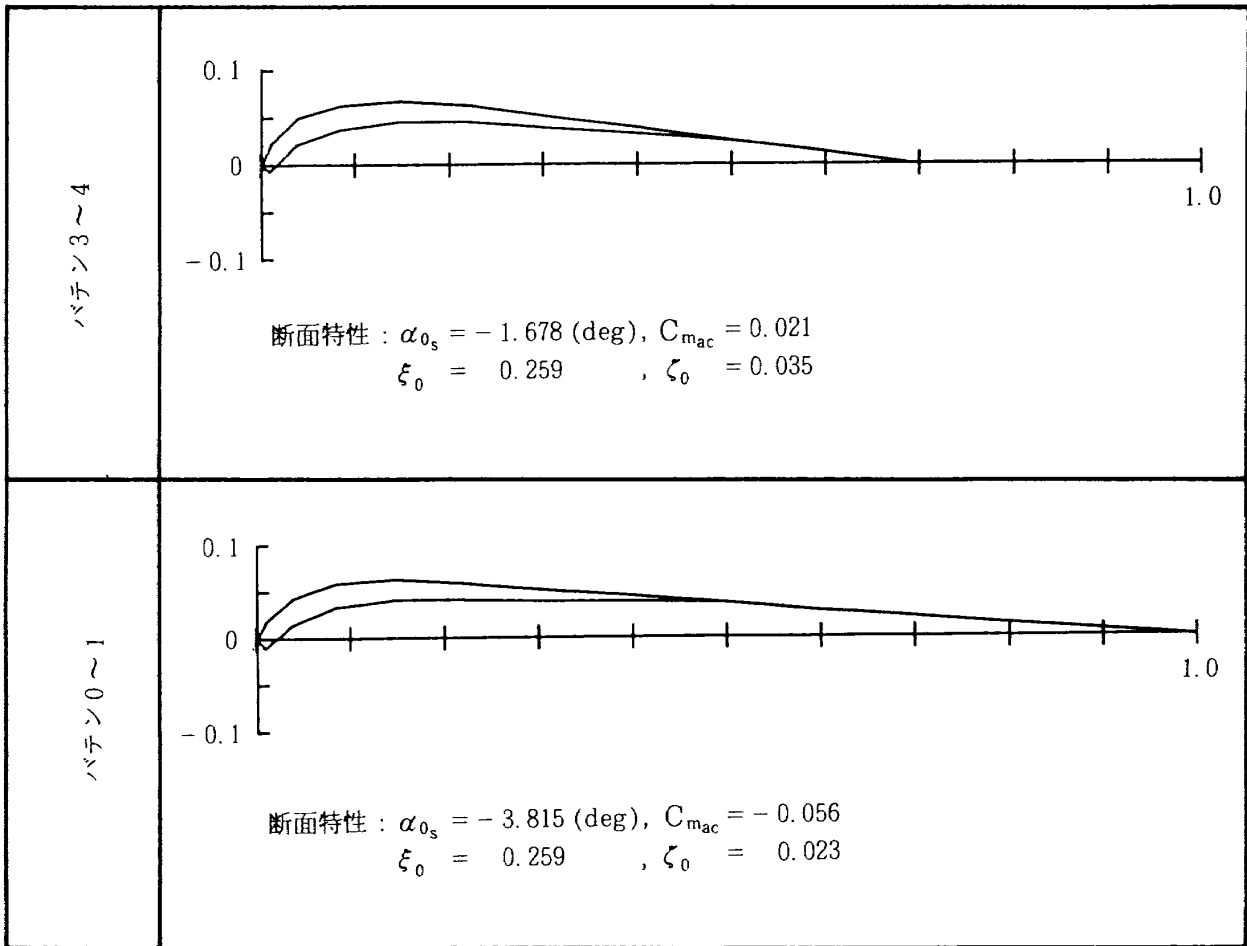


図 15 (a) 翼断面形状と特性 (基準翼)

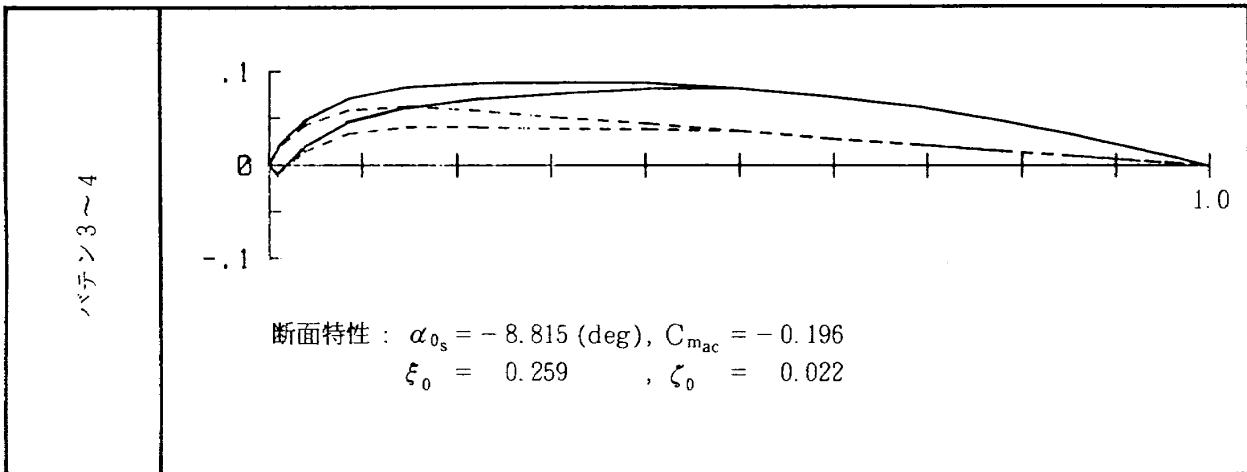


図 15 (b) 翼断面形状とその特性, $15 < \alpha < 20$ (deg) の場合

中に破線で示してある。計算値と比較してみると、実験値の揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ はかなり小さい。また、 C_L の値そのものも過小な結果となっている。この程度のアスペクト比、後退角、テーパ比を有する通常の三次元翼の C_L の計算値は十分高い信頼性を持つから、上記の計算値と実験値との相違は、翼の変形を考慮

しないで計算を行ったこと、によるものと考えられる。

同じ仮定の下で求めた C_{MP} ^{注)} の三次元特性を図9注) C_{MP} の計算値には翼断面に作用する摩擦抵抗および粘性圧力抵抗の寄与は含まれていない。 $|C_L|$ があまり大きくない範囲では η の寄与は小さいものと考えられる。

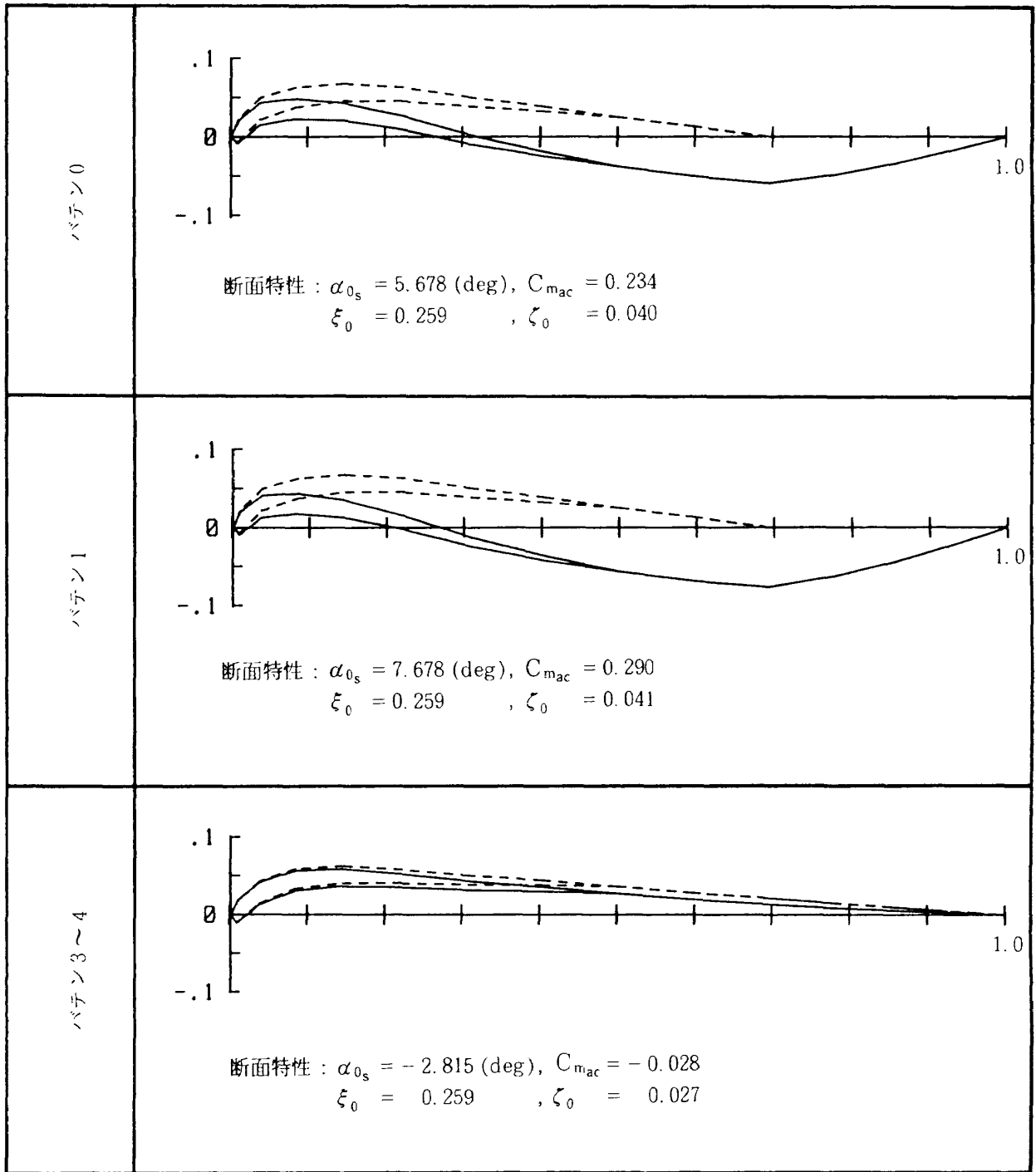


図 15(c) 翼断面形状と特性, $\alpha < 0 \text{ (deg)}$ の場合

(c) および図 10(b) に破線で示してある。C_{MP} の計算値は、大きく頭下げ側の推定値となっている。

6-2 幾何学的振り下げの影響

前項では、仮想的な基準翼について実験値との比較を行った。実際には後縁が基準面から上下に変位するため図 12(b) のような幾何学的振り下げ分布 $\epsilon_g(\eta)$ を生ずる。このとき $\alpha_s(\eta)$ は、図 14(b) か

ら

$$\alpha_s(\eta) = \alpha - \epsilon_g(\eta) + \alpha_{0s}(\eta)$$

のように翼幅方向に分布する。前項で求めた $\alpha_{0s}(\eta)$ と図 12(b) のように求められた $\epsilon_g(\eta)$ とから $\alpha_s(\eta)$ を与え、やはり Weissinger の方法で C_L, C_{MP} を求めて実験値との比較を行う。

一例として、 $6.0 \leq U < 9.0 \text{ (m/s)}$ の場合につい

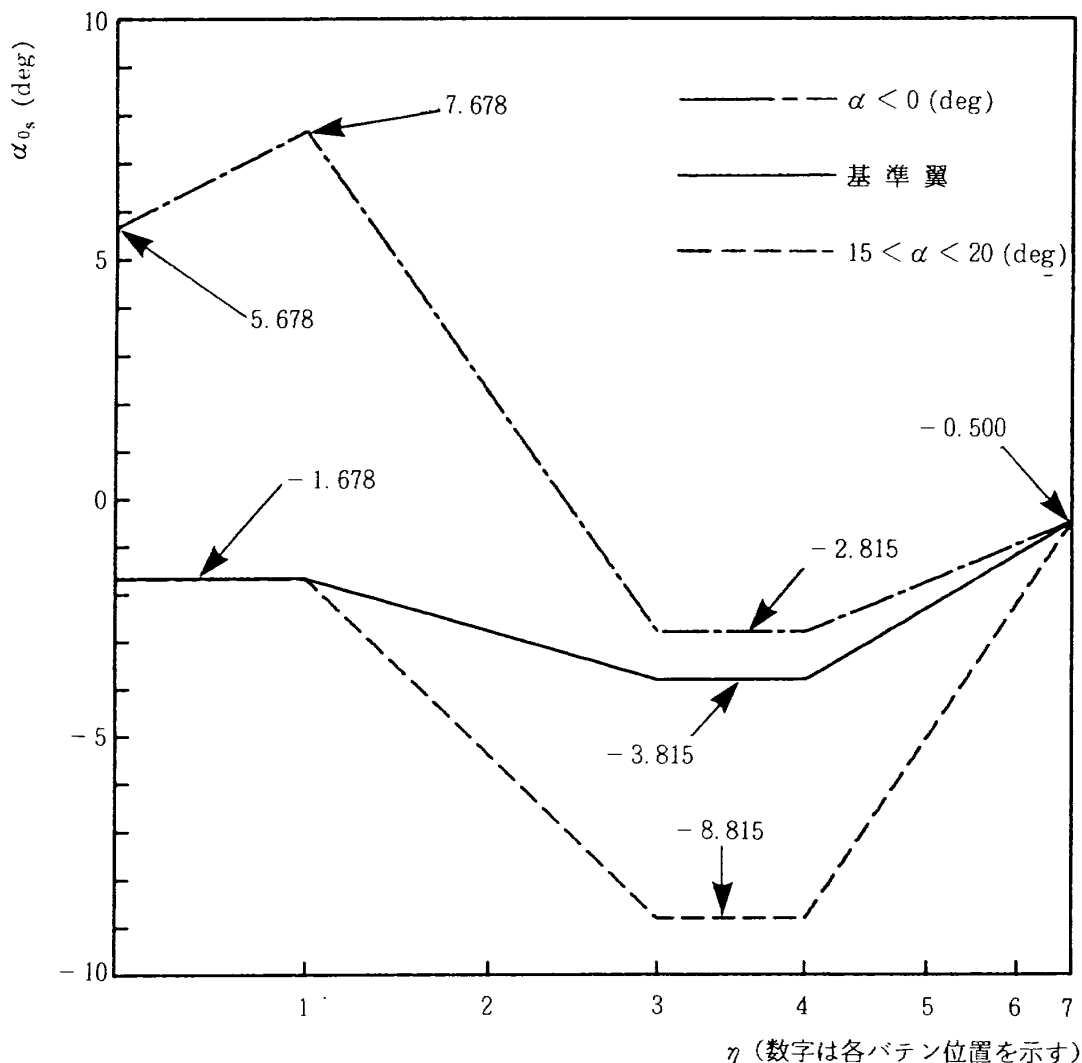


図16 断面零揚力迎角 α_{0s} の翼幅方向の分布

て考える。図9 (a)の $C_L \sim \alpha$ 曲線, 図10 (b)の $C_{MP} \sim C_L$ 曲線から当該データ (○印) を抜きだして図17 (a), (b)に改めて示した。ただし, 図17 (a) 中に実線で示したのは, この分類に対応する $C_{L\alpha} = 0.0584$ (1/deg) であり, 図17 (a), (b) 中に破線で示したのは, それぞれ基準翼の C_L と C_{MP} である。

上記のように, Weissinger の方法により求めた C_L の計算値を図17 (a)に■印で示した。 $15 < \alpha < 20$ (deg) で C_L の計算値は実験値よりも過小に, $5 < \alpha < 15$ (deg) では実験値にほぼ等しく, また, $\alpha < 0$ (deg) では実験値よりも過大な結果となっている。

同じ仮定の計算で求めた C_{MP} を図17 (b)にやはり■印で示してある。 C_{MP} の計算値は, $C_L > 0.5$ ($\alpha > 15$ (deg)) では実験値よりもやや頭上げ側に,

$0 < C_L < 0.5$ ($5 < \alpha < 15$ (deg)) では実験値にほぼ等しく, $C_L < 0$ ($\alpha < 15$ (deg)) では実験値よりも大きく頭下げ側の推定値となっている。

6-3 翼断面形状の変化の影響

前項のように幾何学的振り下げのみを考慮した計算では $5 < \alpha < 15$ (deg) における C_L, C_{MP} を除いて実験値をうまく記述できなかった。この原因は図13などからも推察されるように, 空力負荷によって振り下げと同時に翼断面形状もバテンの自然形状を保たずに変化しているためと考えられる。負荷に応じて各断面で翼型キャンバが変化すると, α_{0s} や $C_{m_{c/4}}$ などが変化して $C_L \sim \alpha, C_{MP} \sim C_L$ の関係が変化する。

以下では, C_L, C_{MP} に見られる実験値と前項の計算値との不一致が, すべて翼型キャンバの変化によ

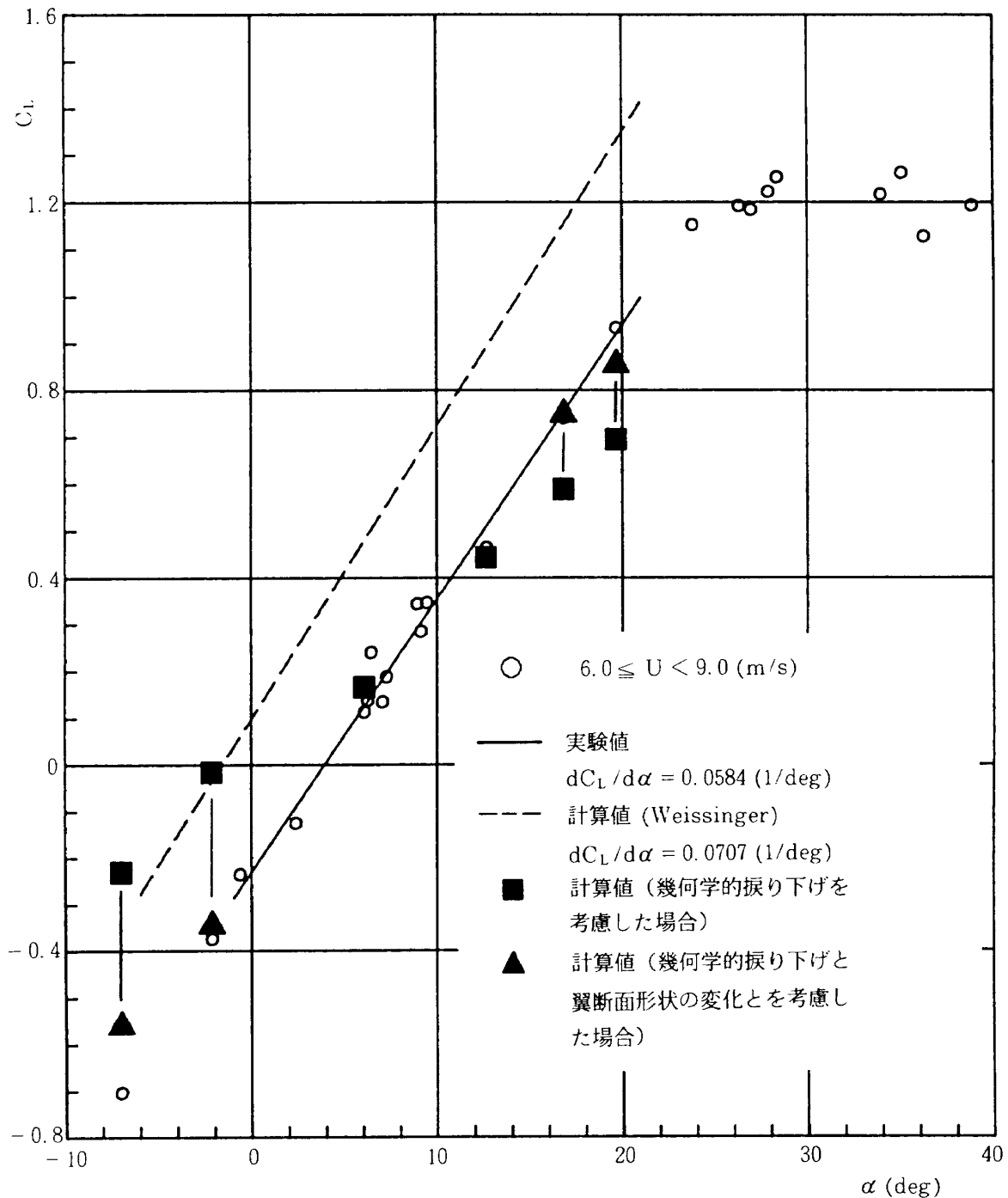


図 17 (a) C_L についての実験値と計算値との比較

るものと仮定したとき、その変化後の断面形状（キャンバ）がどのようなものでなければならないか、を推定する。このような一種の逆問題が一意的でないことは当然だから、図 13 などを参考にして“当たらずといえども遠くない”変化を見つけることが目的である。

空力負荷による断面形状の変化は、空気力やセイルの張力、さらにはバテンの剛性などを介して三次元的に定まっていることは当然であるが、静的な空

力弾性の解析を精度良く行うことは極めて困難である。以下では、付録 A に述べるような仮定の下に二次元問題の範囲内で、空気力とバテンの曲げ変形との静的釣り合いから断面形状の変化を求め、対応する翼断面特性を計算した。

(1) $\alpha > 0$ (deg) の領域

$15 < \alpha < 20$ (deg) の場合について考える。バテン 3～4 の断面において翼型キャンバが風圧によって増加していると考えて、 $\alpha_0(\eta)$ を図 16 に破線で

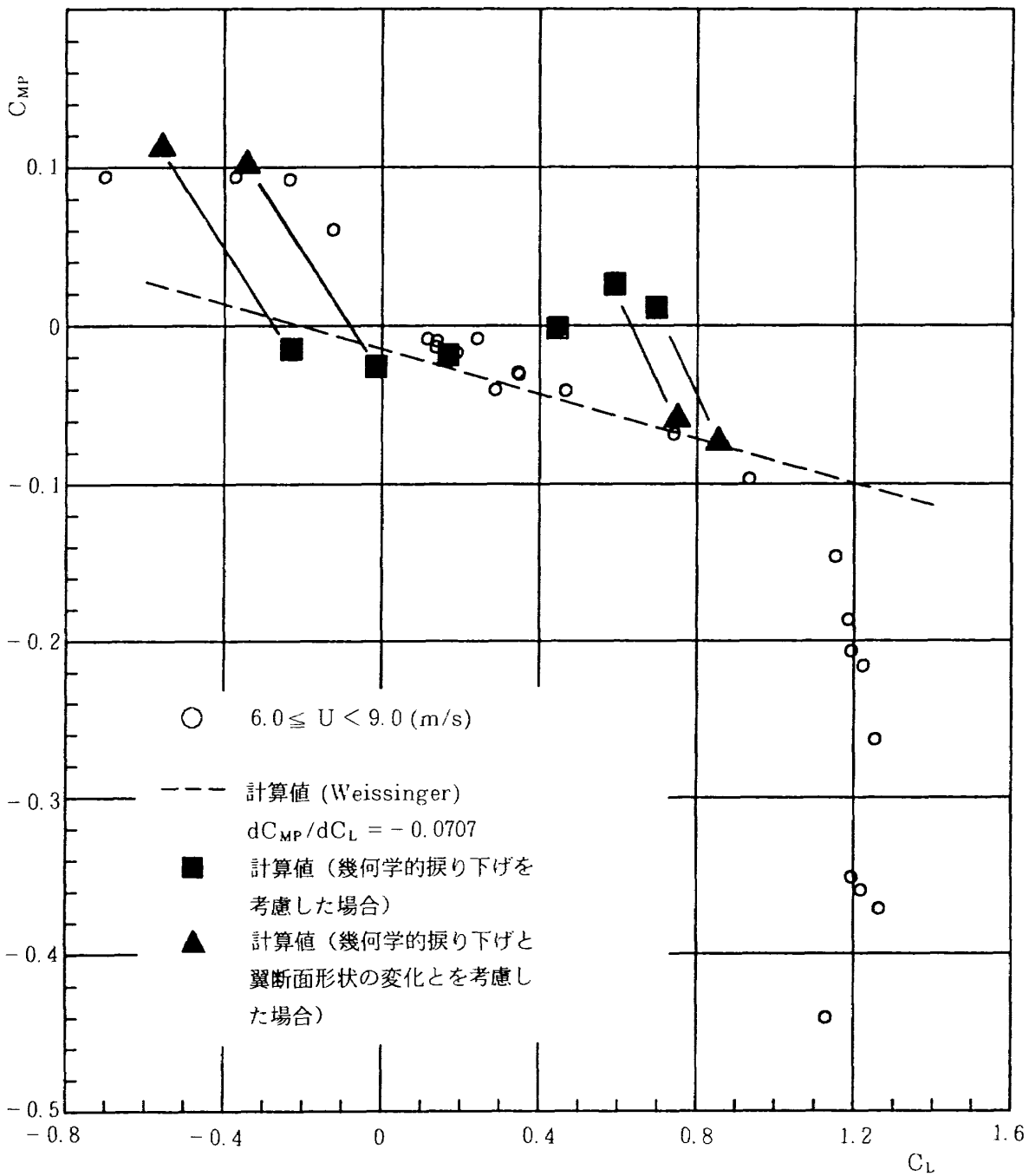


図 17 (b) C_{MP} についての実験値と計算値との比較

示したように仮定する。これに対応する断面形状および特性を図 15 (b) に示した。なお、図中の破線は基準翼の断面形状(すなわち、バテンの自然形状)を示している。この $\alpha_{0s}(\eta)$ と $\epsilon_g(\eta)$ とから $\alpha_s(\eta)$ を与え、前項同様に C_L , C_{MP} を計算した。結果を図 17 (a), (b) にそれぞれ▲印で比較して示してある。 C_L および C_{MP} の計算値は翼型キャンバの変化を考慮しない場合よりも実験値を良く記述している。

$5 < \alpha < 15$ (deg) では、翼の幾何学的振り下げを考慮した計算だけで、実験値をほぼ記述できるこ

とは(6-2)節で述べた。

(2) $\alpha < 0$ (deg) の領域

翼の幾何学的振り下げのみを考慮した C_L の計算値は実験値よりも過大であった。前述したように、 $\alpha < 0$ (deg) の領域ではバテン 0~1 の翼型キャンバが正から負に変化する。さらに、バテン 3~4 の翼型キャンバも風圧によって減少していると考えて、 $\alpha_{0s}(\eta)$ を図 16 中に一点鎖線で示したように仮定する。これに対応する断面形状および特性を図 15 (c) に示してある。この $\alpha_{0s}(\eta)$ と $\epsilon_g(\eta)$ とから $\alpha_s(\eta)$

を与えて、同様に C_L , C_{MP} を計算すると図 17 (a), (b) の▲印となる。このような仮定の下では C_L , C_{MP} の計算値は実験値を良く記述している。

(3) $\alpha = 0$ (deg) 付近での C_{MP} の急変

上記(1), (2)項で明らかになったように、 $\alpha > 0$ から $\alpha < 0$ (deg) に移るときに生ずる C_{MP} の急変は、バテン 0 ~ 1 の翼型キャンバが自然形状から逆キャンバに急変することによって引き起こされている。 α の変化に対してキャンバ変化が敏感になるのは有効剛性係数 C_b (付録 A (A 7) 式参照) が低下し、最大固有値に近づくときに見られる現象である。バテン 0 ~ 1 付近でのバテン強さや張線が微妙な影響を及ぼしているものと考えられる。

6-4 翼の荷重分布

一例として $\alpha = 20$ (deg) 付近の場合について、図 18 に翼幅方向の荷重分布を示した。図中に破線で示したのは、基準翼 (変形しない翼) の荷重分布であり、実線で示したのは、(6-3) 節で述べた仮定を用いて実験値を説明できるように、翼幅方向および翼弦方向に変形した翼の荷重分布である。この“変形しない翼”と“変形した翼”との荷重の着力点を比較すると、“変形した翼”の着力点の方が内側に寄っている。つまり、有効アスペクト比 (揚抗比) が低下している分だけ翼根部のモーメントが減少していることがわかる。

7. まとめ

可撓翼の一種であるハンググライダー翼について、

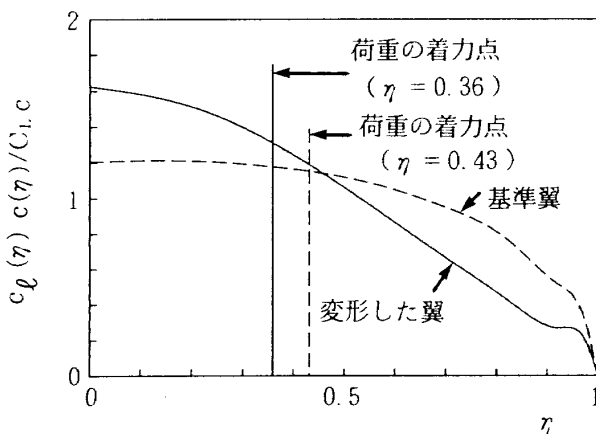


図 18 翼幅方向の荷重分布 ($\alpha \approx 20$ deg)

その実物を用いた車載走行実験を行い、三分力特性を求め、翼の変形の様子を観測した。さらに、Weissinger の方法と守屋の方法とを用いて翼の変形を考慮に入れた計算を行い、実験値を説明することを試みた。その結果をまとめれば以下になる。

(1) ① C_L 特性は、迎角 $\alpha < 25$ (deg) で良く直線性が保たれていること、最大揚力係数 $C_{L_{max}}$ (≈ 1.2) に至った後にも急激には低下しないこと、 α の増加に伴う剥離の進行状況が穏やかであること、などから失速領域を含めて良好である。また、揚力傾斜 $C_{L_\alpha} = 0.0516$ (1/deg), 最小抵抗係数 $C_{D_{min}} = 0.06$, 揚抗比 $(C_L/C_D)_{max} = 10$ を得た。② C_{MP} 特性は、 α が大きい範囲において、十分な頭下げモーメントを示しており、その性質は失速領域を含めて良好である。 α が正から負に変化するのに伴って急激な頭上げモーメントが生じ、実質的な縦の静安定を作り出している。しかし、このモーメントの変化は急激であり、ハンググライダーやモーターハンググライダーの縦の操縦性に及ぼす影響を検討する必要があることを示している。

(2) 供試翼の空力特性は、翼の変形に大きく支配されている。変形の影響を翼幅方向の幾何学的な振り下げ分布と翼弦方向の翼断面形状の変化とに分けて考え、Weissinger の方法と守屋の方法とを用いて翼の三次元特性を計算すれば、① C_L 特性については十分記述できること、② C_{MP} 特性については大まかな傾向について記述できること、③ 翼の変形は有効アスペクト比 (揚抗比) の犠牲のもとに翼幅方向の荷重分布を翼根部に集中させるものであること、がわかる。

(3) 翼の変形は、翼が変形しないものとして計算した C_L 特性との比較において、 $|C_L|$ を低下させ、揚力傾斜 C_{L_α} を約 23 % 低下させる。① $|C_L|$ の低下は翼幅方向の変形である幾何学的振り下げ分布の変化の影響が大きい。この幾何学的振り下げ分布の変化は、迎角 α に大きく依存しており、対気速度 U にはあまり依存しない。② C_{L_α} の低下は翼弦方向の変化である翼断面形状の変化の影響が大きい。また、この翼断面形状の変化は、翼根部のバテン 0 および 1 の断面に著しい。この断面は、

バテンの剛性が翼弦の後半で極めて低いこと、後縁が張線で支えられていること、のためにバテン内に圧縮荷重が生じ、 α が正から負に変化するのに伴って翼型キャンバも正から負に急激に変化し、その結果、急激な頭上げモーメントが生じる。

- (4) 可撓翼の低速における空力特性を求めるときには、実物の翼を用いることのできる車載走行実験は有効な手段である。ただし、翼の搭載位置における地面効果や車両による吹き上げの効果の影響を推定し、これらの影響を除去しなければならない。今後は、翼の三次元的な変形を厳密に測定あるいは推定することが課題となろう。

最後に、走行実験装置は管理部工作課で製作されたこと、走行実験装置の運用、調布飛行場の借用にあたり当部飛行課、鎌田幸男整備係長、村上義隆専門職の支援を受けたこと、さらに本報告書をまとめるにあたり当部飛行特性研究室、川幡長勝室長の助言を受けたこと、を付記する。

参考文献

- 1) 穂積弘毅, 小野孝次, 塚野雄吉, 村上義隆, 鎌田幸男, 古茂田真幸: ハンググライダー翼の空力特性について, 第22回飛行機シンポジウム講演集, 日本航空宇宙学会, 1984.
- 2) 運輸省航空局技術部検査課: 航空機検査業務サーキュラー集(TCL-118B-4-83付録4), 日本航空整備協会, 1983.
- 3) (株)ニューウイングス: トライクシステム(MA-X), 製品カタログ, 1985.
- 4) Kroo, I. M. *Aerodynamics, Aeroelasticity, and Stability of Hang Gliders Experimental Results*, NASA TM-81269, 1981.
- 5) Ormiston, R.A.: *Wind Tunnel Test of Four Flexible Wing Ultralight Gliders*, Sciences and Technology of Low Speed and Motorless Flight, NASA CP-2085, 1979.
- 6) AGARD: *Flight Test Manual Vol. 1*, Pergamon Press, 1962.
- 7) USAF *Stability and Control DATCOM*. Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1975.
- 8) 穂積弘毅: 三次元煙風洞による車両のまわりの吹き上げ分布の推定, 航技研報告, TR-921, 1986.
- 9) 山名正夫, 中口博: *飛行機設計論*, 養賢堂, 1980.
- 10) De Young, J. and Harper, C.W.: *Theoretical Symmetric Span Loading at Subsonic Speeds for Wings Having Arbitrary Plan Form*, NASA TR-921, 1948.
- 11) 守屋富次郎: *空気力学序論*, 培風館, 1959.
- 12) Bisplinghoff, R.L., Ashley, H. and Halfman, R.L.: *Aeroelasticity*, Addison-Wesley Publishing Co., Inc., 1957, Sect. 5-4.
- 13) Greenhalgh, S., Curtiss, Jr., H.C. and Smith, B.: *Aerodynamic Properties of a Two-Dimensional Inextensible Flexible Airfoil*, AIAA Paper 83-1796, 1983.
- 14) Thwaites, B.: *The Aerodynamic Theory of Sails I. Two-Dimensional Sails*, Proceedings of the Royal Society, Series A, No. 1306 Vol. 261, 16 May, 1961.
- 15) 機械工学便覧(第6版): 日本機械学会編, 1977. 第4章

付録 A 二次元翼型断面の変形

A 1 二次元翼型断面のモデル

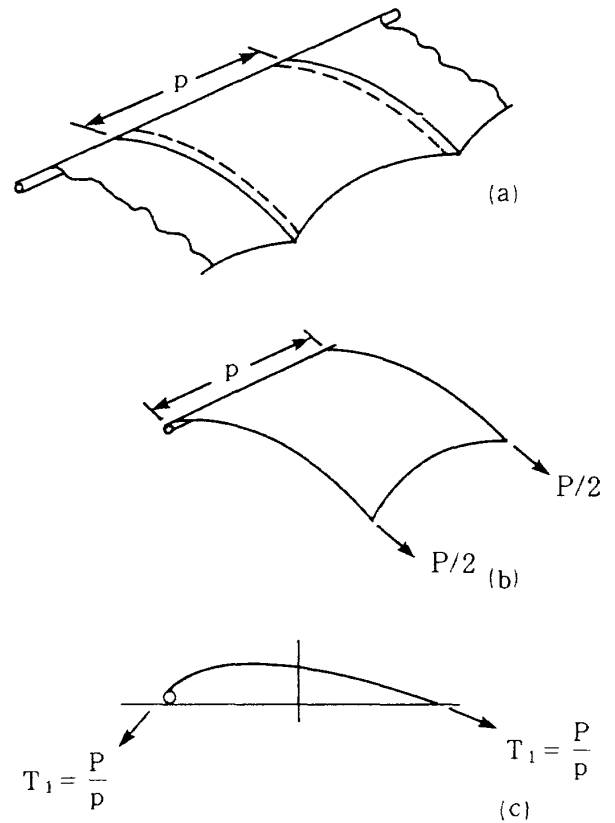
本文で扱っている可撓翼を単純化し、図A 1(a)あるいは図A 2(a)のように、間隔 p 毎に一様なバテンを有する直線翼を考える。セイルは互いにはほぼ直交する翼幅方向および翼弦方向の二種類の繊維によって織られた布であり、空気を通さないものと仮定する。

図A 1(a)で相隣る二本のバテンのすぐ内側の部分(翼幅 p)を前縁パイプと共に切り出すと図A 1(b)のようになる。一本のバテンが支えている圧縮軸力を P とすると、図A 1(b)のセイル部分にはバテンによって総計 P の翼弦方向張力が生じている。平均してみれば図A 1(c)のように単位翼幅あたりに、 $T_1 = P/p$ の一様な翼弦方向面内張力を受けている膜でできた翼を考えることができる。便宜上このモデルを(二次元)セイル翼と呼ぶ。

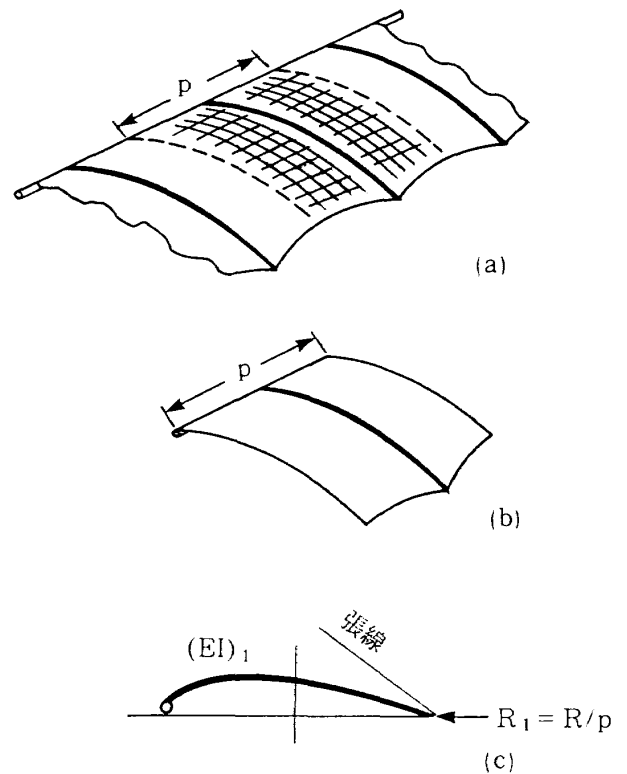
同様に、図A 2(a)において、一本のバテンを中心として翼幅 p の部分を前縁パイプと共に切り出すと図A 2(b)となる。このセイル部分にももちろん翼弦方向に面内張力が存在するが、その総和はバテンの圧縮荷重 P に等しく、総計して翼弦方向の外力は存在しない。図A 2(b)を翼弦方向に平均してみると、図A 2(c)のように単位翼幅あたりに曲げ剛性 $(EI)_1 = (EI)/p$ を有する板で作られた翼を想像することができる。便宜上このモデルを(二次元)バテン翼と呼ぶ。ここで、 (EI) はバテン一本あたりの曲げ剛性である。

セイル翼は面内張力によって、またバテン翼は曲げ剛性によって、それぞれ空気力による面外方向への変形が抑制されている。 T_1 および $(EI)_1$ の概略値は実測することができるが、精度は期待できない。したがって、以下の議論ではそれらは二次元翼断面の空力弾性的なモデル化に必要なパラメタとして理解されるべきである。

前後縁を結ぶ翼弦線の迎角が α 、翼弦線からのキャンバが $z(x)$ 、の二次元薄翼の循環分布 $\Gamma(x)$ は



図A 1 (二次元)セイル翼モデル



図A 2 (二次元)バテン翼モデル

$$\frac{\Gamma(x)}{U} = 2 \sqrt{\frac{\frac{c}{2} - x}{\frac{c}{2} + x}} \left[\alpha + \frac{1}{\pi} \int_{-\frac{c}{2}}^{\frac{c}{2}} \sqrt{\frac{\frac{c}{2} + x_1}{\frac{c}{2} - x_1}} \frac{dz}{dx}(x_1) \frac{dx_1}{x - x_1} \right]$$

で与えられる¹²⁾。上下面の差圧係数は

$$\Delta C_p(x) \triangleq C_{p_u}(x) - C_{p_l}(x) = -2 \frac{\Gamma(x)}{U}$$

である。翼弦長 c と速度 U を用い、 $\xi \triangleq x/(c/2)$ 、 $\zeta \triangleq z/c$ 、 $r \triangleq \Gamma/U = -\Delta C_p/2$ のように無次元化すると、断面形状から空気力を求める関係

$$r(\xi) = 2 \sqrt{\frac{1-\xi}{1+\xi}} \left[\alpha + \frac{2}{\pi} \int_{-1}^1 \sqrt{\frac{1+\xi_1}{1-\xi_1}} \frac{d\zeta}{d\xi}(\xi_1) \frac{d\xi_1}{\xi - \xi_1} \right] \quad (A1)$$

が得られる。もちろん

$$\zeta(1) = \zeta(-1) = 0 \quad (A2)$$

である。

A2 二次元セイル翼の変形

単位翼幅毎に、面内張力 T_1 の Z 方向成分が空気力と釣合うから

$$T_1 \frac{d^2 z}{dx^2}(x) = \frac{1}{2} \rho U^2 \Delta C_p(x)$$

である。二次元張力係数¹³⁾

$$C_t \triangleq \frac{T_1}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} \quad (A3)$$

を用いて無次元化すると、空気力から変形を定める関係

$$2 C_t \frac{d^2 \zeta}{d\xi^2}(\xi) = -r(\xi) \quad (A4)$$

が得られる。(A1)と(A4)とから $r(\xi)$ を追いつ出すと

$$C_t \frac{d^2 \zeta(\xi)}{d\xi^2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{1-\xi}{1+\xi}} \int_{-1}^1 \sqrt{\frac{1+\xi_1}{1-\xi_1}} \frac{d\zeta}{d\xi}(\xi_1) \frac{d\xi_1}{\xi - \xi_1} = - \sqrt{\frac{1-\xi}{1+\xi}} \alpha \quad (A5)$$

が得られる。端末条件(A2)と共に(A5)から変形 $\zeta(\xi)$ が定まる。これからいわゆる “sail equation¹⁴⁾” が導かれる。

(A5)から、変形 $\zeta(\xi)$ は C_t をパラメタとして α に比例すること、また $\alpha = 0$ でも C_t の特定の値において $\zeta \neq 0$ の解が存在すること、がわかる。

数値計算の目的には、まず $\psi(\xi) = d\zeta(\xi)/d\xi$ とおき、変換 $\xi = \cos \varphi$ を用いて(A5)を書き直すと

$$C_t \frac{d\psi(\varphi)}{d\varphi} - \frac{2}{\pi} \sin^2 \varphi \int_0^\pi \frac{\psi(\varphi_1)}{\cos \varphi - \cos \varphi_1} d\varphi_1 = (1 - \cos \varphi) \left[\alpha - \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \psi(\varphi_1) d\varphi_1 \right]$$

が得られる。N : odd とし

$$\psi(\varphi) \triangleq a_0 + \sum_{n=1}^{N+1} a_n \cos n\varphi ; 0 \leq \varphi \leq \pi$$

のように展開を打ち切り、上記 φ_1 の積分を実行すると

$$C_t \frac{d\psi(\varphi)}{d\varphi} + \sum_{n=1}^{N+1} (2 \sin n\varphi \sin \varphi) a_n = (1 - \cos \varphi) (\alpha - 2a_0)$$

となる。これを $\varphi = 0$ から積分すると

$$\sum_{n=1}^{N+1} \left[C_t f_n(\varphi) - g_n(\varphi) \right] a_n = -g_0(\varphi) (\alpha - 2a_0)$$

ただし、

$$f_n(\varphi) \triangleq 1 - \cos n\varphi,$$

$$g_n(\varphi) \triangleq 2 \int_0^\varphi \sin n\varphi_1 \sin \varphi_1 d\varphi_1$$

$$; n = 1, \dots, N+1$$

$$g_0(\varphi) = \varphi - \sin \varphi$$

となる。未知数 $\mathbf{a}^T = \{a_1, a_2, \dots, a_{N+1}\}$ を定めるため $\varphi = \varphi_m = m\pi/(N+1); m = 1, \dots, N+1$ の点で上記の関係を評価すれば

$$\mathbf{F} \triangleq [\mathbf{F}_{mn}] \triangleq [f_n(\varphi_m)]$$

$$\mathbf{G} \triangleq [\mathbf{G}_{mn}] \triangleq [g_n(\varphi_m)]$$

$$\mathbf{g}_0 \triangleq [g_0(\varphi_m)]$$

と書いて

$$[\mathbf{C}_t \mathbf{F} - \mathbf{G}] \mathbf{a} = -\mathbf{g}_0 (\alpha - 2a_0)$$

が得られる。

一方、端末条件 (A 2) は $\int_0^\pi \psi(\varphi) \sin \varphi d\varphi = 0$ と書けるから展開して

$$\mathbf{c}^T \mathbf{a} = 2a_0$$

ただし

$$\mathbf{c}^T = \left\{ 0, \frac{2}{3}, 0, \frac{2}{15}, 0, \dots, 0, \frac{2}{(N+1)^2 - 1} \right\}$$

である。 a_0 を消去して結局セイル翼の方程式

$$[\mathbf{C}_t \mathbf{F} - (\mathbf{G} + \mathbf{g}_0 \mathbf{c}^T)] \mathbf{a} = -\mathbf{g}_0 \alpha \quad (\text{A 6})$$

が得られる。

$\alpha = 0$ でも変形が生ずるとすれば、それは \mathbf{C}_t が行列 $\mathbf{F}^{-1}(\mathbf{G} + \mathbf{g}_0 \mathbf{c}^T)$ の固有値になる場合である。N = 35 のときの最大固有値を求めると $\mathbf{C}_t = 1.727$ となる。この値は (A 1) 式を級数展開でなく翼弦方向に約 20 等分に離散化した計算結果¹³⁾ と一致する。最大固有値 $\mathbf{C}_t = 1.727$ に対応する変形は翼弦中央に関して対称であり、図 A 3 (a) に示すような形である。

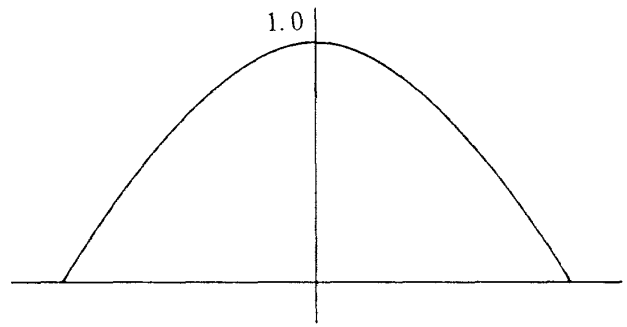


図 A 3 (a) セイル翼の固有関数 $(\mathbf{C}_t)_{\max} = 1.727$

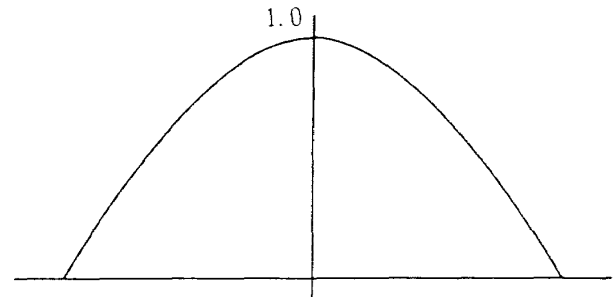


図 A 3 (b) バテン翼の固有関数 $\mathbf{C}_b = 0.693$

$\mathbf{C}_t > 1.727$ では α に対応して \mathbf{a} が一義的に定まり、翼の変形が確定する。薄翼近似であるから空力中心は 1/4 弦長にあり、また零揚力迎角 α_0 , $\mathbf{C}_{m_c/4}$ などは a_0, a_1, \dots の線形結合で与えられるから、一定の \mathbf{C}_t に対して、それらは α に比例する。

A 3 二次元バテン翼の変形

バテンの自然形状を $z_0(x)$ 、空気力を受けて変形した後のキャンバを $z(x)$ 、とする。 z_0 の曲率半径に比べてバテンの断面高さが十分小さいとみなせるから

$$- \left(EI \right)_1 \left(\frac{d^2 z}{dx^2} - \frac{d^2 z_0}{dx^2} \right) = m_1 + R_1 z$$

が成り立つ¹⁵⁾。ただし、 m_1 は空気力による単位翼幅あたりの曲げモーメントであって

$$- \frac{d^2 m_1(x)}{dx^2} = \frac{1}{2} \rho U^2 \Delta C_p$$

であり、 $R_1 z$ は軸力による曲げモーメントである。ここで、 $R_1 = R/p$ は張線によって生じる単位翼幅あたりの圧縮軸力である。曲げ剛性が翼弦方向に一定であるとして剛性係数 \mathbf{C}_b および軸力係数 \mathbf{C}_r

$$C_b \triangleq \frac{(EI)_1}{\frac{1}{2} \rho U^2 c \left(\frac{c}{2}\right)^2}, \quad C_r \triangleq \frac{R_1}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} \quad (A7)$$

を定義し、セイル翼の(A4)式に対応する関係

$$2 \left[C_b \frac{d^4 \zeta_1(\xi)}{d\xi^4} + C_r \left(\frac{d^2 \zeta_1(\xi)}{d\xi^2} + \frac{d^2 \zeta_0(\xi)}{d\xi^2} \right) \right] = -r(\xi) \quad (A8)$$

が得られる。ただし、 $\zeta_1 \triangleq z_1/c$, $z_1 = z - z_0$ はキャンバの初期形状からの変形分である。以下では簡単のために $C_r = 0$ の場合について考える。(A1)と(A8)とから $r(\xi)$ を追い出せば

$$-C_b \frac{d^4 \zeta_1(\xi)}{d\xi^4} - \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{1+\xi}{1-\xi}} \int_{-1}^1 \sqrt{\frac{1+\xi_1}{1-\xi_1}} \frac{d\zeta_1(\xi_1)}{\xi-\xi_1} d\xi_1 = \sqrt{\frac{1-\xi}{1+\xi}} \alpha$$

が得られる。左辺第2項被積分関数は $d\zeta/d\xi$ を含むが、このうちバテン自然形状の寄与分を右辺に移せば

$$-C_b \frac{d^4 \zeta_1(\xi)}{d\xi^4} - \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{1-\xi}{1+\xi}} \int_{-1}^1 \sqrt{\frac{1+\xi}{1-\xi}} \frac{d\zeta_1(\xi_1)}{\xi-\xi_1} d\xi_1 = \sqrt{\frac{1-\xi}{1+\xi}} \left[\alpha + \frac{2}{\pi} \int_{-1}^1 \sqrt{\frac{1+\xi_1}{1-\xi_1}} \frac{d\xi_0(\xi_1)}{\xi-\xi_1} d\xi_1 \right] \quad (A9)$$

となる。端末条件(A2)およびモーメント0の条件

$$\frac{d^2 \zeta_1}{d\xi^2}(1) = \frac{d^2 \zeta_1}{d\xi^2}(-1) = 0 \quad (A10)$$

と共に(A9)からバテン翼の変形が求められる。

(A9)から、バテン翼の弾性変形 $\zeta_1(\xi)$ は剛性係数 C_b に依存し、迎角 α とバテンの自然形状による

有効迎角との和に比例するものであること、また特定の迎角 α において右辺が零となっても C_b の特定の値において $\zeta_1 \neq 0$ が実現すること、がわかる。

数値計算にはA2と同様に、自然形状 ζ_0 および弾性変形 ζ_1 の級数展開をそれぞれ

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\zeta_0(\xi)}{d\xi} &= \psi_0(\varphi) \triangleq b_0 + \sum_{n=1}^{N+1} b_n \cos n\varphi \\ \frac{d\zeta_1(\xi)}{d\xi} &= \psi_1(\varphi) \triangleq a_0 + \sum_{n=1}^{N+1} b_n \cos n\varphi \end{aligned} \right\} ; 0 \leq \varphi \leq \pi$$

で打ち切り、A2節と同様の計算を行えば

$$\sum_{n=1}^{N+1} \left[C_b f_n(\varphi) - h_n(\varphi) \right] a_n = h_0(\varphi) \left[2(a_0 + b_0) - \alpha \right] + \sum_{n=1}^{N+1} h_n(\varphi) b_n$$

が得られる。ただし

$$f_n(\varphi) = 1 - \cos n\varphi ; n = 1, \dots, N+1$$

$$h_k(\varphi) \triangleq \int_0^\varphi p_k(\varphi_1) \sin \varphi_1 d\varphi_1 - p_k(\pi) \int_0^\varphi \sin \varphi_1 \frac{1 - \cos \varphi_1}{2} d\varphi_1$$

$$p_k(\varphi) \triangleq \int_0^\varphi \sin \varphi_1 g_k(\varphi_1) d\varphi_1$$

$$; k = 0, 1, \dots, N+1$$

である。前と同様に $\varphi = \varphi_m = m\pi/(N+1)$; $m = 1, \dots, N+1$ で上式を評価すると

$$F \triangleq [F_{mn}] = [f_n(\varphi_m)]$$

$$H \triangleq [H_{mn}] = [h_n(\varphi_m)]$$

$$\mathbf{h}_0 \triangleq \{h_0(\varphi_m)\}, \quad \mathbf{b} = (b_1, \dots, b_{N+1})^T$$

と書いて

$$(C_b F - H) \mathbf{a} = \mathbf{h}_0 \{ 2(a_0 + b_0) - \alpha \} + H \mathbf{b}$$

航空宇宙技術研究所報告 953号

昭和62年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊎182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12

Printed in Japan