

# ハング・グライダー模型の空気力学的性質について

榊 原 芳 夫・鳥 居 亮・根 本 光 正

Aerodynamic Characteristics of the Hang-Glider Models.

Yoshio SAKAKIBARA, Akira TORII,  
Mitsumasa NEMOTO

## Abstract

To investigate the aerodynamic characteristics of hang-gliders, the wind-tunnel tests are performed by using 1/11.6 scale models. By varying the breadth of the fabrics, we prepare the three types of wings which differ in swelling with the wind. The first is the standard type, which is scaled down from the popular hang-glider wings. The second is the plane type, which is flat and has no swelling with the wind. The last is the large twist angle type, which swells more than the standard type.

The following results are obtained. (i) The amount of swelling of wing exerts considerable influence on the aerodynamic characteristics of hang-gliders. (ii) As increasing the amount of swelling, the maximum lift-drag ratio is decreased. (iii) The swelling of wing has the effect of raising the value of attack angle at the maximum lift and expanding the usable range of attack angle. (iv) It makes no effects mentioned at (iii) and only decreases the maximum lift-drag ratio to give more swelling than the standard type. (v) The amount of swelling of the popular hang-glider wing (the standard type) seems to be proper, but more precise experiment is necessary to know the most suitable hang-glider wing.

## 1. 緒 言

青空を鮮やかな色彩の三角翼に人間がつり下って軽快に飛んでいる場面をテレビで見ることがある。人間がつり下って滑空するのでハング・グライダーといわれる。これは NASA の Francis M. Rogallo<sup>1),2)</sup> が宇宙船回収のパラシュートとして考案したものであったがその後いろいろと改良され、現在ではグライダーとして広く使用されている。

このロゴロ型式のハング・グライダーは柔軟な布製三角翼が主体で軽量のアルミニウム合金管を用いて骨組を作り尾翼舵はなく簡単な構造である。このため重量はパイロットの 1/2 程度で乗用車で運搬でき、分解、組立も現地で短時間に行なうことができる。操縦が単純で、短時間の訓練で飛行できること、さらに価格の安いことが魅力で若人の間で広く普及しつつある。

このようなハング・グライダーの空気力学的性質を調

べるために小型模型による風洞実験を行なった。模型は実用機体を 1/11.6 に縮尺したもので、パイロットのアルミ製人形を実機の場合と相似になるよう配置した。翼は骨組を変えないで布幅を変化させることにより膨みの異なる 3 種類を用意した。これらの翼を用いた場合の空力特性を調べ比較する。

幾徳工業大学の風洞に適合するよう模型を小型化するにあたり、形状と翼材料の相似化には色々と工夫を要した。また微小荷重の計測が可能で振動に耐えうるストレインゲージ式の天秤装置を自作して空気力の測定を行なった。

## 2. 記 号

本研究では Fig. 1 に示すように天秤軸 (Fig. 6 参照) と気流軸の 2 種の座標軸を用いる。後述するように計測値は天秤軸に関して求め、これを気流軸に変換して諸空力係数を求める。

以下に本論文で使用する記号をまとめる。



模型の骨組形状は Fig. 2, 3, 4 に示す形式であるが翼布の張り状態を次のように三種類とした。

#### (1) 標準型 (Standard type)

ロガロ型式実機をそのまま縮尺したもので骨組のノーズ角  $80.5^\circ$  に対して翼布の展開ノーズ角は  $86^\circ$  である。この翼型は風圧により膨らみ、翼中央断面 (keel) と翼巾方向にずらした翼弦断面の間には角度差が生じ、翼は捩れたような状態になる。この角度差を捩り角という。

#### (2) 平面翼型 (Plane type)

翼布の展開ノーズ角を骨組のノーズ角と同一の  $80.5^\circ$  とする。この翼型は風圧を受けても平らで捩り角のない三角形平面翼となる。

#### (3) 大捩り角型 (Large-twist angle type)

翼布の展開ノーズ角と骨組のノーズ角の差が標準型のその約2倍となるように翼布の展開ノーズ角を  $92^\circ$  とした。この翼型は風圧による膨らみが大きく、標準型より大きな捩り角が得られる。

上記 (1), (3) の翼が風圧により膨らんだ時の翼弦断面の捩り角を翼巾方向にとると Fig. 5 のようになる。翼が翼中央断面に対して捩られている様子がわかる。

模型の要目は次のとおりである。

翼巾 600 mm  
弦長 (キール長) 459.5 mm  
ノーズ角  $80.5^\circ$   
投影翼面積  $0.1189 \text{ m}^2$   
アスペクト比 3.03

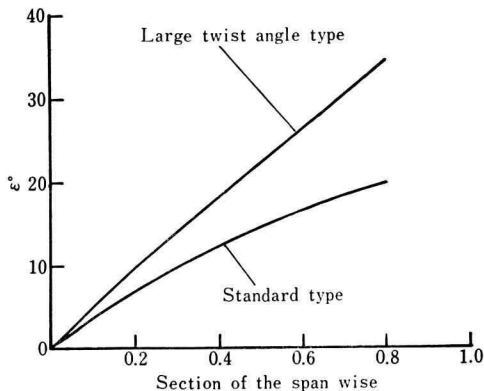


Fig. 5 Distribution of the twist angle

#### 3.2 パイロット模型

パイロットは機体から紐でつり下がるが、これには「腰かけ式」(Swing seat) と「はらばい式つり具」(Prone harness) の二つの方法があるが本研究では「はらばい式つり具」を用いた状態にした。パイロット模型はアルミニウム鋳物で作られ、形状は文献 4) を参考にして決定した。腕部は両肩で回転し手先は実機と同じく三角操縦管の底辺の操縦管 (Control bar) を握り回転できる構造にした。これをつり糸で下げると肩部と握り部が回転可能のため各迎角では抵抗の小さい状態になる。

#### 3.3 天秤装置

ひずみゲージを用いて Fig. 6 に示すような微小荷重用のモーメント型天秤を自作した。ひずみゲージを接着するベースはクロムモリブデン鋼を使用し、ひずみゲージは箔フェステルゲージ (ゲージ長 2 mm) を用い各センサーは 2 ゲージ方式とした。

この天秤で計測される抗力  $D'$ 、揚力  $L'$  は天秤軸に関する力であり、 $D'$  は直接計測されるが、 $L'$  は次式により算出する (文献 3) 参照)。

$$L' = (M_2 - M_1) / f$$

ここに  $M_1, M_2$  は前後ゲージ部の計測モーメントであり、 $f$  は前後ゲージ部の距離である。

これらの  $L'D'$  は天秤の構造上、相互干渉があるのでこれの補正を行なった。

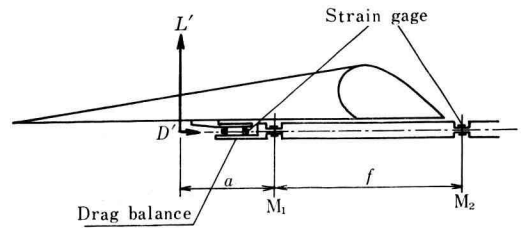


Fig. 6 Schematic drawing for the calculation

#### 4. 実験方法

空力測定実験の前に模型にかかる荷重を推算して強度試験用 1 号模型で静荷重試験を行ない最高安全風速を  $20 \text{ m/s}$  とした。

次に 3 種類の供試翼 (3.1 参照) にパイロット模型 (3.2 参照) をつり下げ、天秤 (3.3 参照) を用いて空気の測定を行なった。迎え角  $\alpha$  は  $0^\circ \sim 45^\circ$  の範囲で実験を行ない

レイノルズ数は  $R = 6.3 \times 10^5$  ( $V = 20 \text{ m/s}$ ,  $C = 0.46 \text{ m}$ )

である。上記の強度上の理由により実機のレイノルズ数 (約  $10^7$ ) には及ばなかった。

計測された揚力  $L'$  と抗力  $D'$  は天秤軸に関する量であるので、次式により気流軸に関する揚力  $L$  と抗力  $D$  に変換する (Fig. 1 参照)

$$L = L' \cos \alpha - D' \sin \alpha$$

$$D = L' \sin \alpha + D' \cos \alpha$$

これらの  $L$ ,  $D$  を用いて各空力係数を次式のように求める。

$$(a) \quad C_L = L/qS$$

$$(b) \quad C_D = D/qS$$

$$(c) \quad C_{mcg} = (C_L \cdot x + C_D \cdot y) / C \quad (\text{Fig. 1 参照})$$

ここに

$$q = 1/2 \rho V^2$$

さらに翼面上の流れを調べるため、翼布上面に長さ 40 mm の絹糸を貼付して可視化実験を行なった。

## 5. 実験結果および検討

### 5.1 フラッター (翼振動の可視化)

3種類の翼型とも模型実験では  $\alpha=0^\circ$  より通風と同時に激しいフラッター現象になった。 $\alpha=12^\circ$  までバタバタという音を発生し翼の後縁部弦長の 25% が上下に振動した。しかし  $\alpha=12^\circ$  以上になり風圧により翼が膨らむとこの現象は消滅しそれ以後大迎角になり失速してもフラッター現象はなかった。

フラッター時の可視化実験では振動している翼後縁部に貼付した気流糸は浮き上がっていたが気流の逆流は見られなかった。このことからこのフラッター現象は翼前縁部の骨組管の膨みの後方より発生する渦が柔らかい翼布に作用して生ずるものと考えられる。

このような現象は実機にも発生していることが報告されている。<sup>1),5)</sup>

### 5.2 揚力, 抗力

#### 5.2.1 3種の翼型の比較

Fig. 7(a), Fig. 8(a), Fig. 9(a) に標準型, 平面翼型, 大振り角型の揚力係数  $C_L$  と抗力係数  $C_D$  を示す。平面翼型と標準型を比較すると特に  $C_L$  の差が大きい。平面翼型の方が失速は早く始まるが失速の前後は緩やかに変化している。

大振り角型 (Fig. 9) と標準型では  $C_L$ ,  $C_D$  に関しては顕著な差はない。

Fig. 7(b), Fig. 8(b), Fig. 9 に3種類の翼型の揚抗比を示す。平面翼型, 標準型, 大振り角型の順に最大揚抗比は小さくなってゆき, 最大揚抗比を得る迎え角は大きくなってゆくことがわかる。

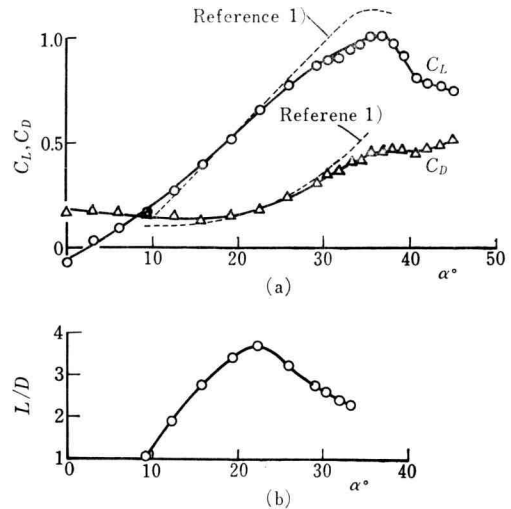


Fig. 7 (a) Lift and Drag characteristics.  
(b) Lift-Drag ratio of the Standard type

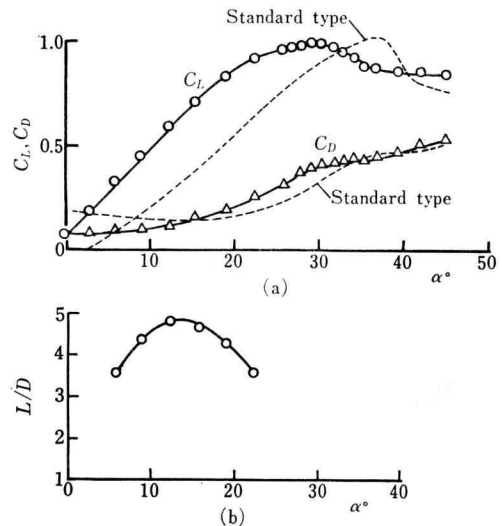


Fig. 8 (a) Lift and Drag characteristics  
(b) Lift-Drag ratio of the Plane type

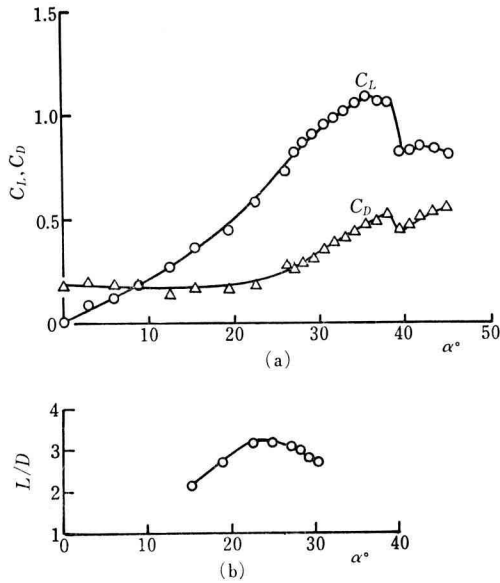


Fig. 9 (a) Lift and Drag characteristics  
(b) Lift-Drage ratio of the Large-twist angle type

これらの現象は、平面翼型、標準型、大振り角型の順に翼布の膨らみが大きくなり、振り角が大きくなって、実質的な翼の迎え角が小さくなるのが原因の一つと考えられる。

### 5.2.2 レイノルズ数の影響

標準型の  $C_L$ ,  $C_D$  のグラフ (Fig. 7(a)) に東<sup>1)</sup> による  $C_L$ ,  $C_D$  の実験値を点線で記入したがだいたい合っている。NASA の実物実験<sup>6)</sup> (アスペクト比=2.82,  $R=9.2 \times 10^6$ ) では  $\alpha=42^\circ$  で  $C_{Lmax}=1.24$  となっており、これよりは小さい。これは航空機の翼模型実験でも見られることであるが、レイノルズ数が小さいので揚力の失速角がのびないためと思われる。

標準型の最大揚抗比は  $\alpha=23^\circ$  で  $L/D_{max}=3.70$  (Fig. 7(b)) であるが NASA の実物実験<sup>6)</sup> による  $\alpha=28^\circ$  で  $L/D_{max}=5.4$  および NASA 大型模型実験<sup>6)</sup> (アスペクト比=2.83,  $R=1.68 \times 10^8$ ) による  $\alpha=20^\circ$  で  $L/D_{max}=6.2$  と比較すると小さい。これは本研究模型は実物に相似に作られているがレイノルズ数がかなり小さいため抗力がより大きくなるためと思われる。

### 5.3 モーメント

標準型、平面翼型、大振り角型の仮定重心 (固定) 回

りの空気力のみに関する縦揺れモーメント係数  $C_{mcg}$  を Fig. 10, Fig. 11, Fig. 12 に示す。標準型は他の翼に比べ  $\alpha$  に対する変化が緩やかであり操縦のしやすさが予想される。

しかし実際の飛行に際してはパイロットは体重を移動してモーメントを零に釣り合わせる必要があり、このときの迎え角近傍での真の重心回りのモーメントの変化が静安定を調べる基礎となり、上の図から直接機全体の静安定を論じることができない。これらの翼型の安定性に関する比較は次報に譲る。

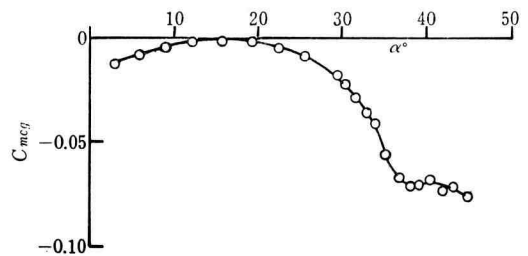


Fig. 10 Pitching-moment characteristics of the Standard type

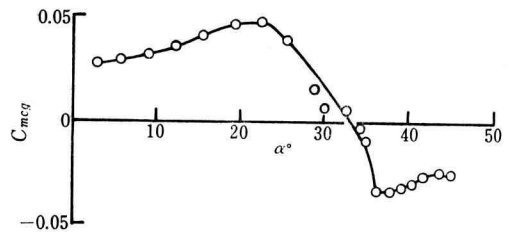


Fig. 11 Pitching-moment characteristics of the Plane type

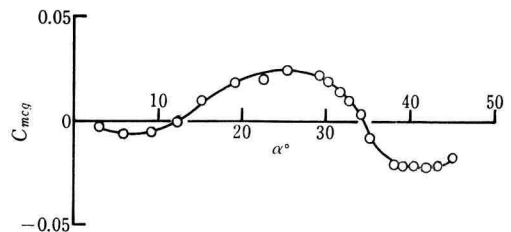


Fig. 12 Pitching-moment characteristics of the Large-twist angle type

#### 5.4 検 討

翼布幅を調節して膨らみを変化させることにより、空力特性の変化を調べた、最大揚抗比は平面翼型、標準型、大振り角型の順に小さくなるが、最大揚力時の迎え角は翼の膨らみにより大きくすることができ、翼の膨らみは有効迎え角の範囲を広げるのに役立っている。

しかし標準型より膨らみを増しても揚力係数—迎え角の曲線はほとんど変化せず、最大揚抗比を小さくするだけで意味がないと考えられる。

以上のことから標準型即ち実用機の翼型はほぼ妥当であると思われるが、翼布幅の調節による翼の膨らみの変化はハング・グライダーの空力特性に大きな影響を及ぼすことが判明したので、安定性の問題を含めよりきめ細かな研究を行なう必要があると考える。

#### 6. 結 言

本研究は小型模型を使用した風洞実験により、ハング・グライダーの空力特性を調べた。翼型として次の3種類を用い比較した。一つは実用されている翼をそのまま縮尺したものでこれを標準型とし、この他に翼布幅を変えて翼の膨らみ状態の異なる2種類を作った。一つは翼の膨らみがなく平面としたもので、他の一つは翼の膨らみを標準型より大きくしたものである。

本研究の結果は次のとおりである。

(i) 翼の膨らみはハング・グライダーの空力特性に大きな影響を及ぼす。

(ii) 翼の膨らみが小さい程最大揚抗比は大きい。

(iii) 最大揚力を得る迎え角は翼の膨らみが大きい程大きくなり、翼の膨らみは有効迎え角の範囲を広げる役割を果たす。

(iv) 標準型以上に翼の膨らみを増しても (iii) の効果はなく最大揚抗比が小さくなって意味がないように思われる。

(v) 標準型 (実用翼型) はほぼ妥当な翼の膨らみをもっているが、最適の翼の膨らみを決定するには安定性を含めたよりきめ細かい研究が必要である。

以上は54年度の4年次生土屋公一、吾妻正徳、飯塚孝雄 (いずれも航空研究部員) が卒業研究として行ったものである。

#### 文 献

- 1) 東 昭, ハング・グライダー: 数理科学 No. 181, JULY 1978
- 2) 本庄季郎, ハング・グライダーについて: 日本航空宇宙学会誌第26巻, 296号 (1978年9月)
- 3) Pope, Goin, High-Speed Wind Tunnel Testing: John Wiley & Sons, Inc. New York
- 4) 日本航空宇宙学会: 航空宇宙工学便覧
- 5) Joseph L. Jonson, Jr., and James L. Has-sell, Jr. Full-scale wind-tunnel investigation of a flexible-wing manned test vehicle: NASA T.N D-1946, August 1963
- 6) Edward C. Polhamus and Rodger L. Naeseth, Experimental and theoretical studies of the effects of camber and twist on the aerodynamic characteristics of parawings having normal aspect ratio: NASA T.N D-972, January 1963
- 7) William C. Sleeman Jr. and Joseph L. Jonson Jr., Parawing aerodynamics: Astronautics Aerospace Engineering, June 1963