

地面効果を利用する模型飛行機に関する研究

— 主翼の反りの影響 —

増淵 寿^{*1}

Study on the Model Aircraft using Ground Effect — Effect of Camber of Airfoil on the Flight Characteristics —

Hisashi MASUBUCHI

To develop high-performance ground effect wing gliders, we focused on the effect of camber of airfoil and made two model airplanes. One has cambered airfoil and the other has flat-plate airfoil, and their flying distances were compared when they were launched horizontally on the floor at a same initial velocity. The experimental result showed that the flat-plate airplane could travel twice longer distance than cambered one until they stopped completely. Dynamic analysis of sliding airfoil on the floor suggests that cambered airplane can generate effective lift only within a narrow range of velocity, since its center of pressure moves widely with the attack angle. In contrast, symmetrical airfoil has fixed center of pressure. Therefore unless the plane velocity becomes lower than a certain value, the flat-plate airplane can generate and maintain the lift which holds most of the weight and reduces friction with the floor. It follows from these arguments that symmetrical airfoil is suited to this type of gliders.

KEYWORDS : Airplane, Ground Effect, Fluid Dynamics, Camber of airfoil

1. はじめに

翼の地面効果を利用した滑空機の模型実験を行っている。その目的は、① 工学教材¹⁾として独創性のある模型機を開発すること、② 動力を付加しドローンのように実用的な模型飛行機を開発すること、③ エアロトレイン²⁾や地面効果翼艇³⁾など人が乗れる地面効果翼機の開発の一助となることの3点である。

これまで、久保ら⁴⁾がWeb上に公開していた型紙を参考に、主翼が反りを有する機体を作製して実験を行ってきたが、もっと簡単な反りのない対称翼(平板翼)を使った科学教室⁵⁾において、我々の機体⁶⁾よりも何倍も長い飛距離を達成したとの報告があった。このタイプの模型機の飛距離は、射出速度、滑走する床面の材質、機体の大きさ等で大きく変化するため、単純な比較には意味がないが、飛距離の差がかなり大きいため、これ

が事実であるならば飛躍的な性能向上が期待できる。そこで本報では、反りの有無によって飛距離に有意な差が発生することを実験で検証し、差が生じた場合には、その理由を簡単な力学モデルを使って説明することを試みる。

なお、飛距離が大きいことは、自らが有する初速度(運動エネルギー)を、翼の地面効果を發揮して有効に活用する機体になるから、工学的に優れた飛行体の一種といえることができる。

2. おもな記号

U : 飛行速度 (機体へ向かう一様流の相対速度)
 α : 翼の迎角 ($\alpha = \beta + \theta$)
 β : ピッチ角 (機体底辺と一様流とがなす角)
 θ : 翼の取り付け角 (翼弦と底辺とがなす角)
 ξ : 前縁を原点として翼弦に沿って定めた座標軸
 η : ξ 軸に直交する座標軸

*1 機械工学科 (Dept. of Mechanical Engineering), E-mail:masubuti@oyama-ct.ac.jp

h : 後縁 (機体の後端) の地面からの高さ
 ξ_{CP} : 風圧中心の位置 (揚力作用点の ξ 座標)
 ξ_G : 機体重心 (重力作用点の ξ 座標)

ここで, $\xi-\eta$ 座標は機体に固定された座標系であり, 実際の長さを翼弦長 C で無次元化した数値で表わす.

3. 飛行実験のための装置と方法

3. 1 実験機

実験に使用する模型機を図 1 に, 機体の主な仕様を表 1 に示す. これまで⁹⁾は, 機体の材料にケント紙を使用していたが, 今回は, 軽量かつ強度と耐久性が高いスチレンペーパーに変更した. 比較のために, 厚さ 2.0mm の平板をそのまま主翼とした機体と, 前報⁷⁾と相似形の翼型を有し, 主翼に反りがある機体の 2 種類を製作した. これ以降, 平板の機体を「平板翼機」, 反りのある機体を「キャンバー翼機」と呼ぶ. 両機において, 翼面積 (翼幅, 翼弦長), 機体重量, 取り付け角, 完全接地時の前縁・後縁の高さが可能な限り同一になるように設計した. ただし, 飛距離が最大となる最適な重心の位置は, 反りの有無によって大きく異なる. そこで, 予備実験を行って, 飛距離ができる限り大きくなるよう機体毎に重心位置の調整を行う. その結果, 平板翼機では 15 g のおもりを付加し, 重心は $\xi_G \doteq 0.30$ (前縁から翼弦長の 30%) の位置になった. 一方, キャンバー翼機のおもりは 14g で, 重心は $\xi_G \doteq 0.49$ となっている.

表 1 実験機の主な仕様

主翼形状	翼弦長 C	翼幅 B	質量 m	取り付け角 θ
平板翼	257mm	180mm	26.5g	1.5°
キャンバー翼	258mm	179mm	26.8g	2.7°

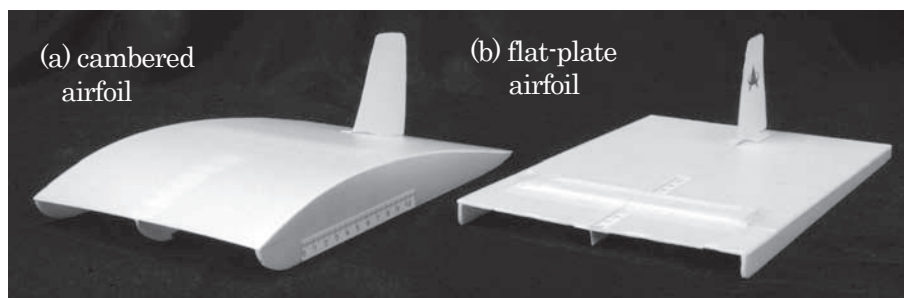


図 1 実験機 (a)キャンバー翼機, (b)平板翼機

3. 2 実験方法 (飛行状態と速度の観測法)

実験では, 自作したゴムカタパルト⁶⁾で図 1 の機体を, ほぼ床面と同じ高さから水平に射出し, 完全に静止するまでの距離を飛距離として計測する. また, 飛行途中の機体の状態 (地面からの距離と機体姿勢) を観察し, あわせて飛行速度の測定を試みた. 実験は小山高専の機械工学科棟廊下で実施した.

3. 2. 1 飛行状態の観察

カメラを床面上に設置し, 射出された機体を側方から撮影して, 飛行中の機体の姿勢と高度を観測する. 使用するデジタルカメラは CASIO 社製 EX-100PRO で, 高速動画撮影 (最大 1000fps, 画像サイズ 224×64pixels) と静止画の高速連続撮影 (60pfs, 画像サイズ 3840×2160pixels) が可能な, 高速現象の観察に特化した機種である. 今回の実験では, 画像の解像度を優先して静止画の高速撮影機能を主に利用した.

3. 2. 2 飛行速度

機体速度の計測には, 前出のデジカメによる撮影画像から算出する方法をとった. その手法は前報⁷⁾の高速カメラを用いた方法と同一のため, 詳細は省略する.

実験では, 射出地点よりおおよそ 2.0m 毎の位置にデジカメを設置し, 飛行する機体を繰り返し撮影して飛行速度を測定した. ところが, 飛距離と速度の値には散らばりがあるため, 1ヶ所の観測点に対して 10 回の計測を行って, 図 2 のようなグラフに整理し, 速度 U と飛距離 L の関係を表す近似直線を求めた. 次に, この近似直線から飛距離が 14m のときの速度を算出し, この観測点における機体速度 U と定める.

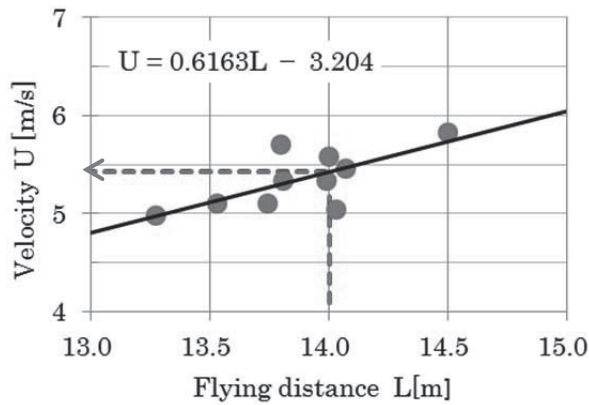


図2 飛行速度計測結果 ($x=4.0\text{m}$)

4. 飛行実験の結果

二種類の機体を使った飛行実験のうち、キャンバー翼機の結果については前報⁷⁾で報告済みであるから、ここでは主として平板翼機の結果について記述する。

4. 1 飛行距離

カタパルトから、初速度 $U_0 \doteq 6.0\text{m/s}$ で射出された実験機の飛距離は、実験毎に多少の違いが生じるため、繰り返し測定を行って算術平均を求めた結果、平板翼機で約 14m 、キャンバー翼機で約 7m となった。このように、平板翼機の方が2倍も飛距離が大きいため、これは有意な差であって、主翼の反りはない方がこの形式の機体には適していると判断できる。

4. 2 飛行状態

図3(a)と(b)は、それぞれ射出点から 3m および

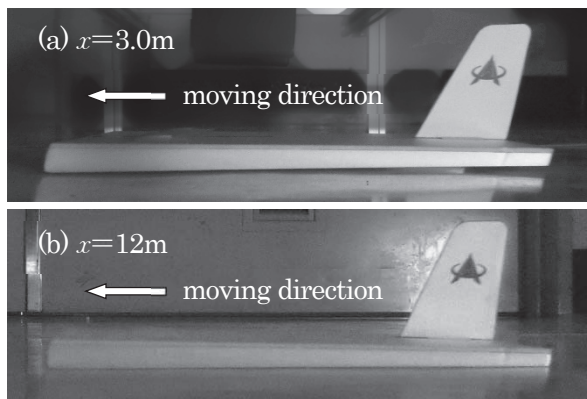


図3 滑走中の機体の状態

12m の地点における飛行中の機体を撮影したものである。まず、図3(a)では、主翼の平板はほぼ水平に近い角度をなし、側面板の後端は地面から離れて浮いている。一方、前端は接地しているように思われる。撮影された画像の中には、前・後端の両方が離陸しているものが存在しているが、この場合でも機体底辺と床面との間隔は極めて微小である。また、その前後を記録した画像では前端が接地しているものが多く、総合的に判断すると、床面のわずかな凹凸が影響して滑走中の機体が跳ね、一時的に離陸した瞬間を捉えた可能性が高い。さらに、射出点から 3m 以降の場所における機体の姿勢についても、しばらくの間は図3(a)と大きな違いはみられない。したがって、速度 U が大きいあいだは、前方の一点が接地し、ここを支点として機体後方をわずかにもち上げて滑走する姿勢が、準定常の状態であると考えられる。

次に、図3(a)に比べ速度 U がかなり低下したと予想される図3(b)では、機体の後方が落ちて機体の底辺全体（前端～後端まで）が床面に接触した状態で滑走している。

このような平板翼機の姿勢と滑走の状態は、前報⁷⁾で観察したキャンバー翼機と定性的には同一である。ただし、両者の姿勢と比較すると、平板翼機では、① 翼後縁が前縁よりも高くなる、すなわち迎角 α が負となる状態は見られず、② 観測地点、あるいは速度 U による機体姿勢 α の変化が極めて小さい、という点がキャンバー翼機とは異なっていた。

4. 3 飛行速度

図4は機体速度の測定結果で、平板翼機が射出点から離れるにしたがって、どのように減速していかを表している。床面に接触しながら滑走する実験機には、減速要因となる外力として、床面からの摩擦抵抗（動摩擦力） F_f と空気抵抗（抗力） F_d が作用すると考えられる。そこで、一定の大きさの F_f だけが作用するときの速度変化と、機体速度 U の2乗に比例する F_d だけが作用するときの様子もそれぞれ図中に記入した。どちらの場合も、初速度は測定値と同一の 6m/s で、飛距離が約 14m になると仮定してパラメータ（動摩擦係数 μ や抗力係数 C_d ）を定め、質点の運動方程式を計算した結果である。図4を見ると、実験機の世界速度変化は、摩擦抵抗を仮定した実線に近く、床面からの動摩擦力が減速の主要因と推定される。

実験機は速度変化が、単純な摩擦・空気抵抗による減速と完全に一致しない要因としては、次の2つが挙げられる。① 機体に揚力が作用すれば、垂直抗力 N は機体重量よりも小さくなり、摩擦抵抗 $F_f (= \mu N)$ は一定でなくなる。② 滑走中に機体姿勢 α の変化があれば、これに伴って抗力係数が変わるため、抗力 $F_d (= C_d \times 1/2 \rho U^2 S)$ も U^2 だけに比例する単純変化ではなくなる。これらの空力的な要因が、機体の速度低下にどう影響しているかについては今後の研究課題としたい。

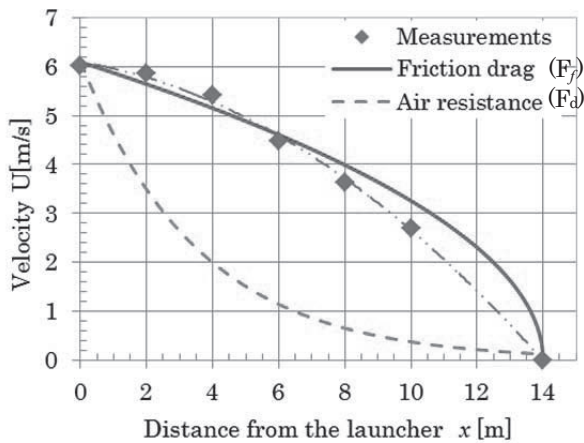


図4 実験機は速度変化

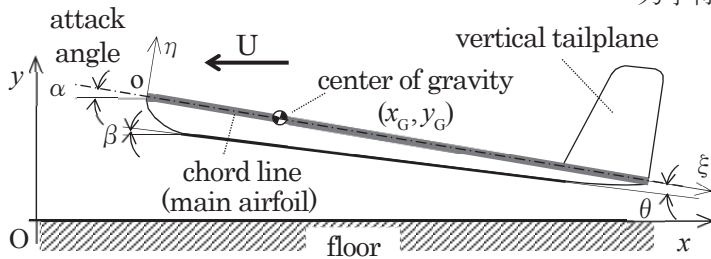


図5 座標系と角度の定義

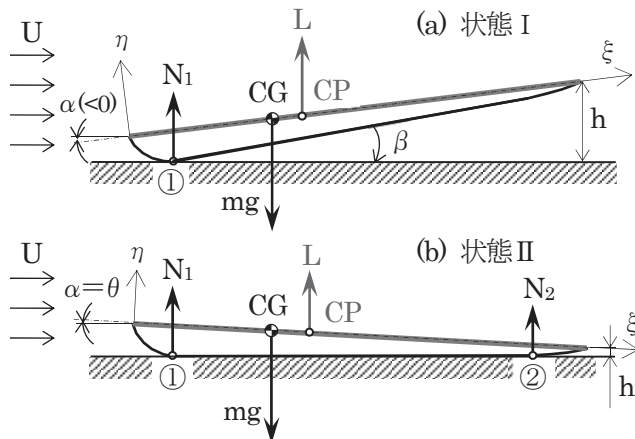


図6 観察結果に基づいた平板翼機の滑走モデル (CG : Center of Gravity, CP : Center of Pressure)

5. 滑走状態の解析

前章の実験結果より、平板翼の優位性が明らかとなったが、その理由については未解明のままである。そこで原因解明のために、簡単な力学モデルを使い、これを解いて滑走時の機体に作用している力を推定する。キャンバー翼機の解析結果は報告済み⁷⁾であるから、ここでも主に平板翼機について説明する。

5.1 解析方法と滑走モデル

解析に使用する力学モデルは岸ら⁸⁾が作成したのと同じのもので、幅方向の運動を無視した二次元モデルである。一般的な剛体の平面運動は、重心の並進移動と重心まわりの回転運動とで表すことができるから、図5において x_G, y_G, α の3自由度の運動方程式を解けばよい。さらに、滑空機の運動では外力として翼に作用する流体力(揚力・抗力)が重要となるが、その大きさと作用点は機体の姿勢と床面からの距離によって変化する。したがって、運動方程式を解いて機体運動を予測するためには、これらの関係を記述した主翼の定常力学特性も必要となる。

ここで、実験機は床面から完全に離陸することがなく運動するために、図6の二種の滑走状態(状態I:機体底辺の前端の点①のみが接地,状態II:機体底辺全体が接地)を設定する。さらに観察実験から、重心の鉛直方向の移動量と機体姿勢の時間変化は小さく $\dot{y}_G, \dot{\alpha} \ll 1$ であるから、運動方程式は「 y 方向の力のつり合い式」と、「重心まわりの力のモーメントのつり合い式」で近似できる。一方、 x 方向には床面からの動摩擦と空気抵抗とが作用して加速度が発生するため、運動方程式を解く必要がある。今回はこの運動方程式は扱わず、機体速度 U をパラメータとして設定し、それぞれの U の値に対して「力とモーメントのつり合い式」を解き、機体姿勢 α と機体に作用する y 方向の外力(揚力 L と床面からの垂直抗力 N_1, N_2)を計算する方法を選択した。その計算法と渦法による流れのシミュレーションの詳細については、前報⁷⁾や大阿久の報告⁹⁾を参照されたい。

5.2 地面効果を受ける実験機の翼特性

はじめに、機体運動の解析に必要となる地面近くを飛行する主翼の特性を求める。具体的には、揚力係数 C_L と風圧中心 ξ_{CP} とが、迎角 α と地面との距離 h によってどう変化するか、すなわち

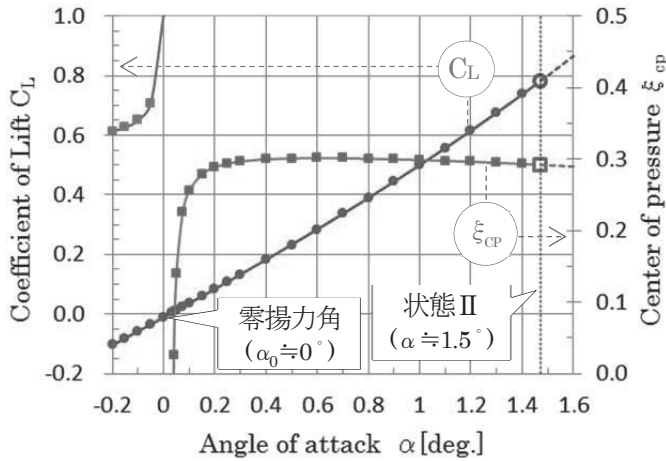


図7 平板翼の特性

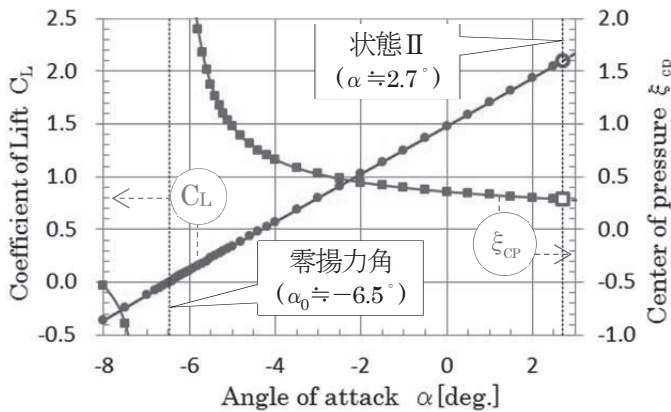


図8 キャンバー翼の特性

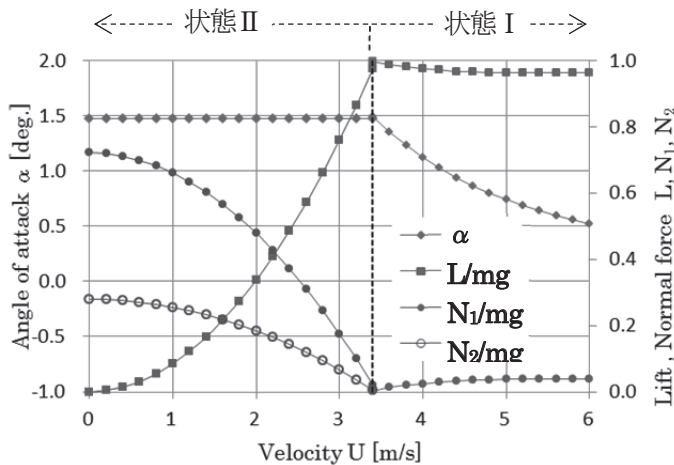


図9 平板翼機の迎角と作用する外力

$C_L(\alpha, h)$, $\xi_{CP}(\alpha, h)$ を式で表わせばよい。

ところが図6をみれば、離陸せずに滑走する実験機では翼の傾き α と後縁高さ h は独立ではないことがわかる。そこでパラメータを1つ減らし、 α を独立変数に選んで、翼周りの流れのシミュレーションを行う。平板翼機では、図6の①点が接地している状態Iにおいて、迎角 α が増大して取り付け角である $\theta \approx 1.5^\circ$ に達すると、底辺全体が接地する状態IIへと移行し、その後は①点が離陸しない限り α がこれを越えることはない。したがって、解析は $\alpha \leq 1.5^\circ$ の範囲で行う。こうして得られた翼特性を図7に示す。

揚力係数は迎角 $\alpha = 0^\circ$ のときに0で、迎角に比例して増加する。風圧中心は、迎角 $\alpha \geq 0.25^\circ$ では、迎角に影響を受けずほぼ同じ位置になっている。これらは、一般的な対称翼の特徴¹⁰と一致している。一方、地面がないときの平板翼の特性、すなわち揚力傾斜 $2\pi [\text{rad}^{-1}] = 0.11 \text{deg}^{-1}$ (ただし $\alpha \ll 1$ のとき)、風圧中心 $\xi_{CP} = 0.25$ と比較すると、地面効果のために、揚力傾斜は約4倍も大きく、風圧中心は $\xi_{CP} \approx 0.3$ とやや後縁側へと移動していることがわかる。

なお、 $\alpha \approx 0^\circ$ 付近では風圧中心の変化量が大きくなっている。これは、 ξ_{CP} を算出する次式

$$\xi_{CP} = M_0 / (L \cos \alpha - C) \dots\dots\dots (1)$$

(ただし、 M_0 : 前縁まわりのモーメント) において、分母の揚力 $L \approx 0$ が原因となつて発生した計算誤差の可能性が高い。

次に、キャンバー翼機の主翼特性と比較する。前報⁷にも掲載したシミュレーション結果の図8において、零揚力角は $\alpha_0 \approx -6.5^\circ$ と負の値で、風圧中心 ξ_{CP} は迎角によって大きく移動しているが、これらは反りがある翼の特徴¹⁰と一致している。一方、揚力傾斜は平板翼に比べ約1/2と小さくなっている。

5.3 滑走時の姿勢および機体に作用する外力の推定

前節で求めた翼特性の違いが、機体の滑走状態にどのような影響を及ぼすかを、力学モデルで確かめよう。まず、平板翼機の

モデル計算を行い、様々な速度 U に対する機体の姿勢と外力の大きさを整理したものが図9である。さらに図10は、このデータに風圧中心の値を加えて、代表的な速度 U で滑走するときの、主翼の位置、機体の姿勢と外力ベクトルを描画したのになっている。

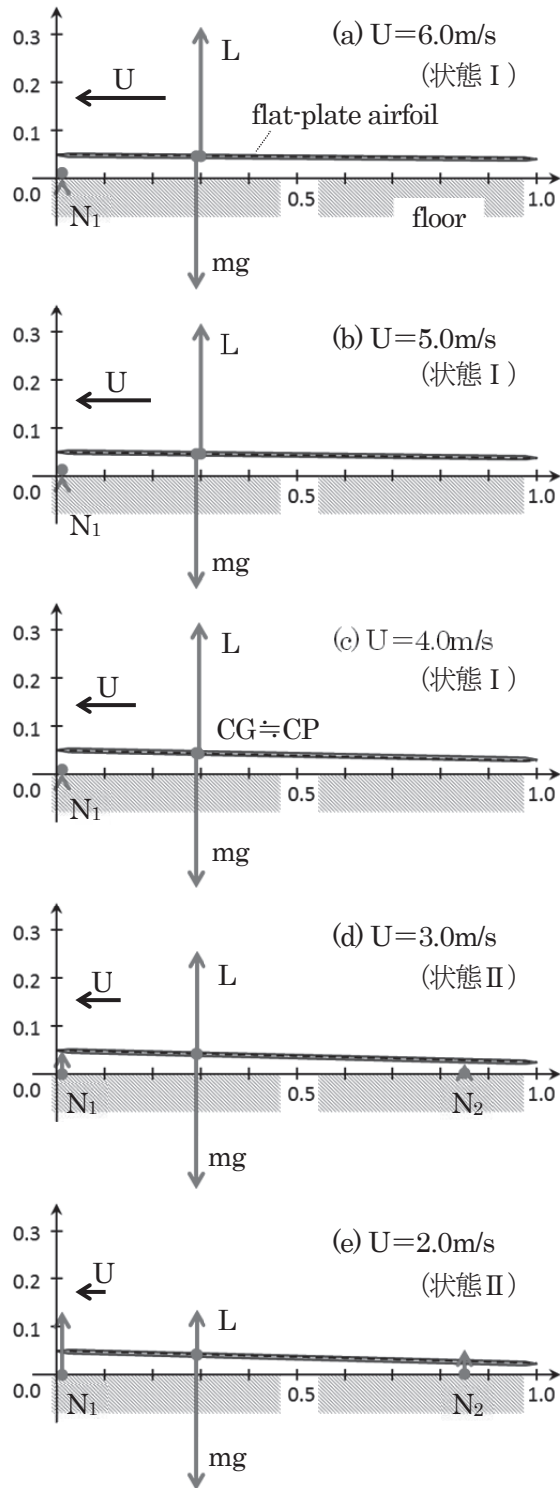


図10 平板翼機の滑走姿勢と外力

5. 3. 1 機体の姿勢（迎角）

速度 U が大きい間は、状態Iの姿勢をとるが、 U の減少に伴って迎角 α が増加している。つまり、速度低下とともに機体後部が下がっていき、 $U=3.4\text{m/s}$ で後端が地面と接して $\alpha \doteq 1.5^\circ$ の状態IIに到達し、これ以下の速度では同じ滑走状態が続く。なお、このモデルから予想される迎角は、射出～停止に至る間で $0.5 \sim 1.5^\circ$ となり、変化量は約 1° とかなり小さい。このため、図10からも推測できるように、今回のデジタルカメラを使った

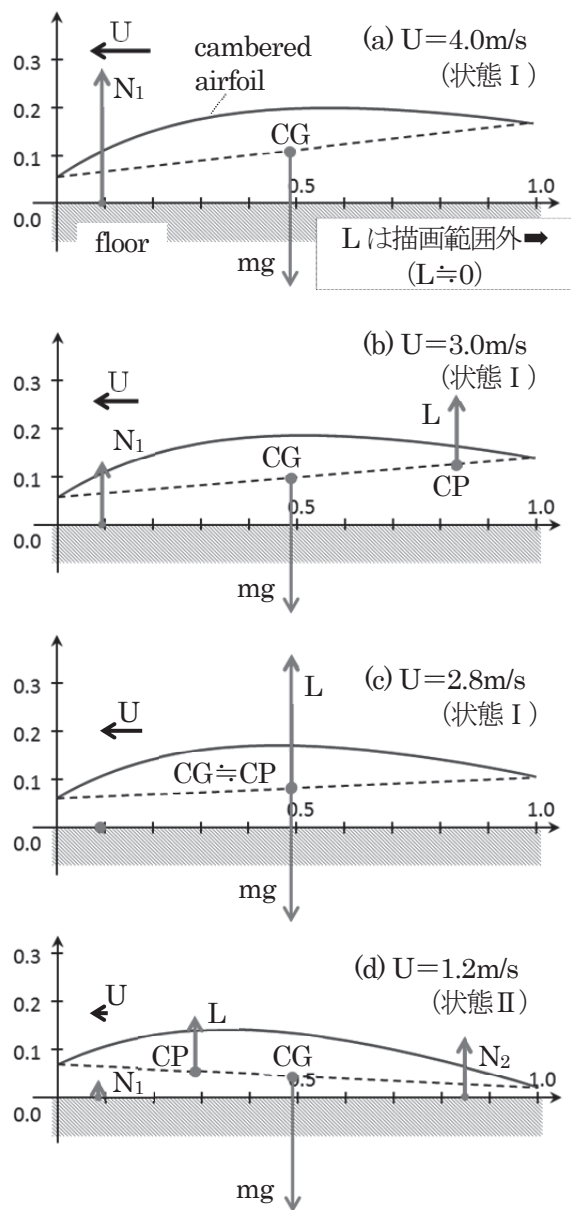


図11 キャンバー翼機の滑走姿勢と外力

実験の精度では、この迎角変化を定量的に検出することは困難である。

5. 3. 2 外力（揚力と垂直抗力）

状態Ⅰにあるとき、揚力 L は垂直抗力 N_1 よりもずっと大きく、機体重量の大部分（96%以上）を揚力で支えている。この揚力の大きさは速度 U の影響をあまり受けていないが、これは、減速するにつれて α が大きくなり、揚力係数が増すためと説明できる。地面効果を受ける平板翼は大きな揚力傾斜を有するため、わずかな迎角の変化で揚力を変えられると推測できる。

減速して状態Ⅱに至ると、姿勢変化がなくなるために揚力係数 C_L は一定値となる。このため、減速すると揚力は U^2 に比例して小さくなり、その減少分を（ y 方向の力のつり合いを満足するように）地面からの垂直抗力 N_1 と N_2 が補っている。

最後に、風圧中心は、図7の翼特性からも予想できるように、速度にはほとんど影響を受けず $\xi_{CP} \doteq 0.30$ のままで移動しない。この力学モデルでは、実験機の仕様に基づいて機体重心を $\xi_G = 0.29$ として計算しているため、揚力は常に重心のわずかに後方で作用することになる。このことが、キャンバー翼機に比べて飛距離が大きくなる原因の一つと考えられる。

5. 3. 3 滑走状態の比較

比較のために、同じ手法でキャンバー翼機の滑走状態を解析した結果を図11に示す。速度 U が大きいあいだは状態Ⅰで、減速すると状態Ⅱへ移行する点は平板翼機と同じである。しかし、機体姿勢を表す α は、図11(a)において翼の零揚力角とほぼ等しい $\alpha \doteq -6.5^\circ$ で、図11(d)の状態Ⅱでは取り付け角の $\alpha = 2.7^\circ$ となり、その変化量は 9° を越え、平板翼機よりも遥かに大きい。これに伴って、風圧中心も速度 U に依存して前後に大きく移動していることがわかる。

次に、機体に作用する外力に注目する。図11(c)の $U = 2.8\text{m/s}$ のときは、重心と風圧中心とがほぼ一致し、揚力で機体重量のほとんどを支えている。一方、これよりも速度が大きくなると、揚力は急速に減少し、 $U \geq 3.2\text{m/s}$ では機体重量の10%以下の揚力しか発生していない。揚力の不足分は、垂直抗力で補うことになるため、図11(a)(b)では(c)

と比べて N_1 が急増していることがわかる。

このように、速度が大きくなるにも関わらず、揚力が減少してしまう理由を考える。図11(c)の状態から速度 U が少し大きくなったと仮定すると、 $L \propto U^2$ であるから、このままでは $L > mg$ となって機体は離陸してしまう。実際の機体は接地したままで進むため、機体姿勢の変化、すなわち α が小さくなって C_L が減少していると考えられる。このとき、図8の翼特性にしたがって風圧中心の移動も発生し、重心から離れて機体後方へと移ってしまう。さらに、機体の回転速度 $\dot{\alpha} \ll 1$ の仮定が妥当であるならば、 N_1 と L による重心まわりの合モーメントはほぼ零となるから、風圧中心が重心から離れるほど、 N_1 が増大し L の割合が減少することが理解できる。

これとは対照的に、平板翼機では機体姿勢は揚力係数だけを変化させ、風圧中心の移動を伴わない。したがって、重心が風圧中心の近くなるように調整しておけば、 L による重心まわりのモーメントは姿勢に関係なく小さい値となり、これとモーメントのつり合いをとる抗力 N_1 は、図10(a)~(c)に示す通り、いずれも小さい値に収まっている。

6. まとめ

地面効果を利用した平板翼機とキャンバー翼機の滑走実験および力学モデルを用いた解析を行い、主翼の反りが滑走状態や飛距離に及ぼす影響を調べた。その結果、明らかとなったことを以下にまとめる。

- (1) 反りと重心位置以外の条件を一致させると、飛距離は平板翼機の方が大きくなる。比較実験では、キャンバー翼機の飛距離の2倍にも達した。
- (2) 両機とも離陸せずに床面上を滑走し、途中の滑走状態に大きな違いはない。ただし、平板翼機の方が、キャンバー翼機に比べて飛行時の姿勢変化が少なく、これは、解析と観察実験の両方で確認できた。
- (3) 機体の滑走速度の変化を測定した結果、機体を減速させる要因としては、空気抵抗よりも床面からの摩擦抵抗の影響の方が大きいと推測された。
- (4) この実験機は無尾翼機であるため、揚力の作用点は主翼の風圧中心の1ヶ所だけである。したがって、揚力によって機体重量の多くを支持しようとすれば、風圧中心は機体重心の近傍に位置し

なければならない。ここで、主翼に反りがあるキャンパー翼機では、迎角による風圧中心の移動量が大きいために、揚力が機体重量に近い値となる速度の範囲が狭く、この速度域以外での揚力はかなり小さくなる。特に射出直後の速度が大きいときに、翼の効果をほとんど発揮できない。一方、反りがない平板翼機では、風圧中心がほとんど移動しないために、機体重心が風圧中心の近傍にあれば、射出後からある速度に至るまで、重量のほとんどを揚力で支え続けることができる。

(5) (3)から、初速度 U_0 で射出された機体を、できるだけ遠くまで到達させるには動摩擦を減少させることが効果的で、その方法の1つとして垂直抗力を減らすことが挙げられる。つまり、地面効果翼機にできるだけ大きな揚力を発生させて機体重量を支え、床面に押し付ける力を減らせばよい。それには、(4)で説明した通り、機体重量に比して有意な揚力を発生できる速度範囲が広い平板翼機の方が、キャンパー翼機よりも適している。

さらに、この説明からは、飛距離増加のために効果的な翼は、反りがない一般的な対称翼であれば平板でなくともよいと類推できる。

最後に、本実験で使用した実験機では、機体重心の位置も飛距離に大きく影響する。例えば、図10において、重心を機体前方へと移動させると、モーメントのつり合いをとるために N_1 が増加して飛距離が短くなることが想像できよう。一方、重心を風圧中心よりも後方へと移動させると、揚力による機首上げモーメントが発生して機体は離陸し、あっという間に宙返りしてしまう。したがって、重心が風圧中心よりも少しだけ前縁側になるように調整したときに、飛距離は最大になると予想できる。実際に、平板翼機において飛距離が最大となる重心位置を実験で求めると $\xi_G \doteq 0.3$ となり、力学モデルで計算が発散せずに収束できる重心の最大値 $\xi_G = 0.29$ とほぼ一致していた。

参考文献

- 1) 新宿「宇宙の学校」第2回スクーリング、表面効果翼船「ラム」の製作、< <https://www.ku-ma.or.jp/spaceschool/tokyo/2013/shinjuku130825.php> > (参照日 2015年9月24日)
- 2) 小浜 泰昭ほか：実走行実験によるエアロトレイン空力特性の解明と浮上姿勢制御法の開発、日本機械学会論

文集B編, Vol.68, No.665 (2002), pp.102-107.

- 3) 安東 茂典：水面飛行機の開発，石田パンリサーチ出版局(1993)
- 4) 久保昇三：Paper Craft “RAM”，< <http://space.geocities.jp/ashix58/ram/ram.pdf> > (参照日 2014年9月26日)
- 5) 愛媛県総合科学博物館 友の会，科学クラブ例会活動報告，2012年10月号，地面を滑るように飛ぶ地面効果翼機を作って走行（飛行）距離を競争しよう，< <http://www.i-kahaku.jp/friend/kagaku/pdf/201210.pdf> > (参照日 2016年9月20日)
- 6) 増淵 寿：児童を対象とした科学教室用の教材開発，小山高専研究紀要，vol.47(2014)，pp.55-63.
- 7) 増淵 寿，岸拓志：地面効果を利用する模型飛行機の飛行状態に関する研究，小山高専研究紀要，vol.48(2015)，pp.51-59.
- 8) 岸拓志：地面近くを飛行する二次元翼まわりの流れのシミュレーション（地面効果翼機の解析），小山高専 機械工学科 卒業研究概要集(2015)，pp.59-60.
- 9) 大阿久 善仁：Excel を用いた簡易数値風洞の開発（パネル法を用いた地面効果の解析），小山高専 機械工学科 卒業研究概要集(2014)，pp.31-32.
- 10) 東昭：模型航空機と風の科学，電波実験社(1993)，pp.10-28.

【受理年月日 2016年 9月30日】