

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

増淵 寿^{*1}, 岸 拓志^{*2}

Study on Flight Characteristics of the Model Aircraft Using Ground Effect.

Hisashi MASUBUCHI and Takuji KISHI

The model aircrafts using ground effect are adopted as a teaching material for many handicraft classes aimed at young students. That model has no tailplane and flies on the floor surface horizontally, therefore the general flight theory of gliders can't be applicable. In order to clarify the flight mechanism, observation of flying models by a high-speed camera, wind tunnel experiment and numerical simulation were executed. As a result, the posture angle and external force on the model could be almost predicted as a function of the flying speed.

KEYWORDS : Airplane, Ground Effect, Fluid Dynamics, Teaching Material Development

1. はじめに

翼の地面効果については古くから知られており、これを利用した乗り物が地面効果翼機^{1),2)}やエアロトレイン³⁾として研究開発されている。実際に人が搭乗する機体の製作は容易ではないが、近年、児童・学生向け工作教室の教材として、地面効果を利用した模型機を活用する報告が散見される^{4),5)}。本研究室でも、図1に示すペーパークラフト製の地面効果翼機(以下、実験機と略す)を用いた教材開発を行い、その詳細を既報⁶⁾にまとめた。そこで使用する実験機の飛行は、一般的な模型飛行機のそれとは主に次の2点が異なっている。

① 一般的な無動力の滑空機は、飛ぶ方向を水平に対して傾斜させることで、重力の分力を推力として利用することができる。このため、図2(a)に示す力のつり合いが成立し、定常飛行することができる⁷⁾。これに対し、実験機は地面に沿ってほぼ水平に飛行するため、推力となる重力の分力は限りなく小さく、定常飛行状態を考えにくい。

② 模型飛行機の多くは、図2(b)のように機体の重心位置の前後に主翼と水平尾翼とを配置することで、ピッチング方向のつり合いと安定とを確

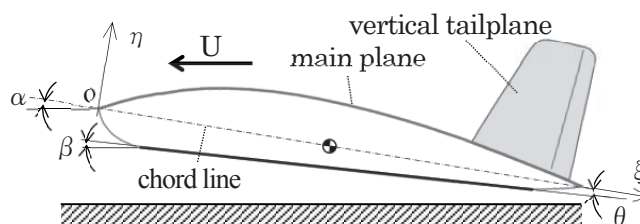


図1 地面効果翼機模型

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

*2 機械工学科 2014 年度卒業生 (現 金沢大学 理工学域 機械工学類 機械システムコース 3 年生)

保している⁸⁾。一方、図1の実験機は水平尾翼がない無尾翼機であり、ピッチング方向に関してつり合いをとることが難しく、かつ不安定になりやすいと考えられる。

これらの相違点のために、実験機の飛行状態や力のつり合いを考えると、普通の飛行機の理論をそのまま適用することは困難である。そこで本研究では、まず飛行中の実験機を撮影して、飛行姿勢や高度を観察・計測する。次に、機体まわりの流れの簡易的なシミュレーションを行い、機体を受ける流体力を求める。最後に、実験および計算結果を利用して、飛行中の機体姿勢と機体に作用する外力の変化の様子を推測し、実験機の飛行経過の説明を試みることにした。この研究を通して飛行状態が解明されれば、単純な工作教室を科学教室へと進化発展させ、「より遠くまで飛ぶ機体を製作する」という競技目標を加えることが可能となろう。

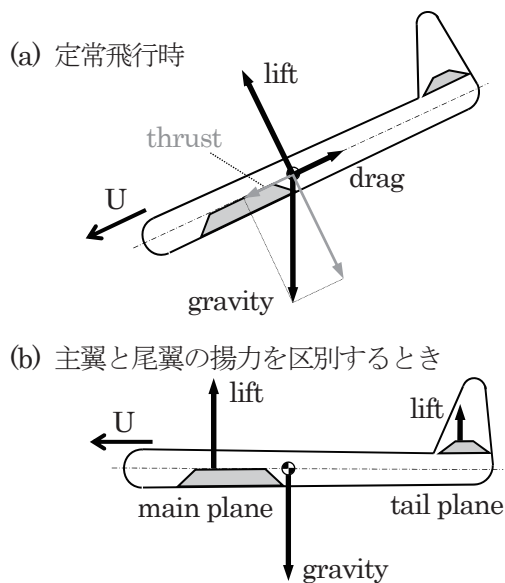


図2 滑空機に作用する力

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 に直交する座標軸
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)

なお、 $\xi-\eta$ 座標は機体に固定された座標系で、実際の長さを翼弦長 C で無次元化した数値で表す。

3. 飛行状態の観察

はじめに、実験機の飛行状態として、飛行時の姿勢 (ピッチ角 β あるいは迎角 α)、高度 h、飛行速度 U の測定を試みる。実験は、実際に実験機を滑空させる方法と、簡易風洞を使用して飛行状態を再現する方法の二通りで行う。飛行する実験機の動画あるいは静止画像を撮影し、得られた画像から飛行状態を計測する。

3.1 実験機

実験に使用する機体は、科学教室で製作させるものと同じケント紙製のペーパークラフト機で、主な仕様を表1に示す。重心は機体のほぼ中央 $\xi_G \approx 0.489$ (前縁から翼弦長の約 49%) の位置にあり、これ以外の詳細については既報⁶⁾に掲載してある。同じ寸法・構造のものを3機製作して実験に使用する。

表1 実験機の主な仕様

翼弦長 C	翼幅 B	質量 m	取り付け角 θ
233mm	175mm	17.2g	2.7°

3.2 高速度カメラを用いた飛行状態の観察

はじめに、実験機をゴムカタパルトで射出し、飛行中の機体を高速度カメラで撮影する。実験機はカタパルトから約 7m 先まで飛んで停止するため、射出直後 (1.2m)、中間地点 (3.5m)、止まる直前 (6.8m) の3か所で撮影を行う。

使用した高速度カメラは、デジモ社製 VCC-H1000 で、撮影速度 (フレームレート) と解像度はそれぞれ $f = 1000\text{fps}$ 、 $256 \times 212 \text{ pixel}$ の白黒画像である。録画時間が 4.0s と長いため、撮影開始のタイミングは手動のトリガで行った。

はじめに、飛行速度を以下の手順で測定した。まず、測定位置にメジャーを固定し、その手前を飛行する機体を高速度カメラで撮影する。得られた動画から適当な画像を2枚抽出し、画像間のフレーム数 N (10~20) を数え、この間に進んだ距

離 x ($\approx 2 \sim 10\text{cm}$) を計測すれば、飛行速度は $U = (x/N) \times f_i$ で求められる。

表 2 に、この方法で求めた速度を示す。表の値は 3 機の平均だが、機体による速度差は 0.3m/s 以下と小さく再現性は比較的高い。この速度を、風洞実験や流れ解析のための基礎データとする。

表 2 撮影位置と各計測点における飛行速度

撮影位置 L	1.2m 射出直後	3.5m 中間地点	6.8m 停止直前
飛行速度 U	5.3m/s	3.8m/s	2.2m/s

次に、各位置での飛行状態を確認するため、適当な静止画像を抽出する。図 3(a) は射出直後で、機体の後縁側が上がり、ピッチ角 β は負の値となる。機体の底辺は前方の 1 点で床面と接触しているように見える。図 3(b) の中間地点では、 $\beta < 0$ のままであるが、後縁が少し下がって $|\beta|$ は射出直後に比べ減少している。図 3(c) の停止直前では、機体の底辺全体が床面に接触し、静止時と同じ $\beta = 0$ のように見える。いずれの画像からも、機体が床面から完全に離陸した飛行状態を観察することはできなかった。

最後に、この画像から機体姿勢 (角度 α , β) の測定を試みた。しかし、①飛行する機体はレンズ面と必ずしも平行にならない、②レンズの収差のために画像の周辺でゆがみが発生する、③カメラの解像度が低く細部が不鮮明である、という問題があった。そこで、図 3 の画像から測定した角

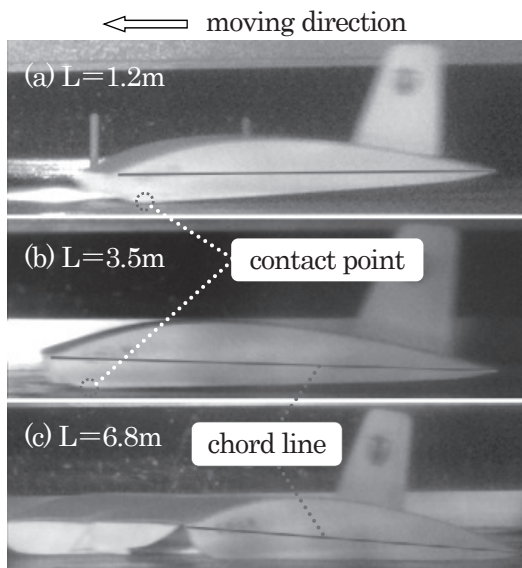


図 3 飛行中の実験機

度は信頼性が低いと判断し、機体姿勢の測定は風洞実験に委ねることとした。

3.3 簡易風洞を用いた飛行状態の計測

飛行状態計測に用いる簡易風洞は、科学教室用に自作したもの⁶⁾である。ここでは、床面近くを飛行している状態を再現するため、機体の支持方法を図 4 のように工夫した。まず、機体上部にアルミニウム製のパイプ (図中の B) を取り付け、この中に針金を貫通させる。この針金の両端をリング状に丸め、図の A で示す 2 本の丸棒に通した。この構造により、機体は A に沿った鉛直方向の移動と、B を中心とした水平軸まわりの回転が自由にできるようになっている。このため、機体は送風機の風を受けると、揚力によって浮上し、外力によるモーメントがつり合う機体姿勢へと自動的に移行する。すなわち、摩擦を無視すれば、実際に飛行している状態を再現できると考えた。

風洞の開口部が狭いため、この実験には表 1 の実験機を 63% に縮小したものを使用する。このため、 $Re = UC/\nu$ で定義されるレイノルズ数が、表 2 に示す飛行時の値とほぼ同一となるように風洞の風速を調整した。

機体を側方からデジタルスチルカメラで撮影したものを図 5 に示す。U が大きいときは、図 5(a) のように後縁側が上昇するが、機体底辺の 1ヶ所は床面に接地したままである。U が小さくなるにつれて後縁が下がり (図 5(b))、ある風速以下になると底辺全体が接地する (図 5(c))。このように、風洞実験は高速度カメラで観察された飛行状態

(図 3) を忠実に再現していた。次に、空気は床面と平行に流れるから、機体に描かれた翼弦線と床面のなす角が迎角 α となる。図 5 から α を計測した結果を表 3 に示す。

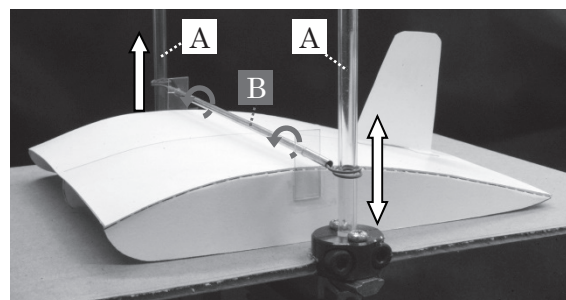


図 4 実験機の支持方法

比較のために、反りのない平板翼機で同じ風洞実験を行ったところ、図6のように、ピッチ角が増加して完全に離陸することを確認できた。したがって、実験機が離陸しない原因は、支持部の構造や摩擦だけの問題でなく、翼の空力的な影響によるものと考えられる。

表3 風速と迎角，ピッチ角との関係

風速 U [m/s]	8.8	6.0	3.1
ピッチ角 β [deg]	-5.8	-3.0	0
迎角 α [deg]	-3.1	-0.3	2.7

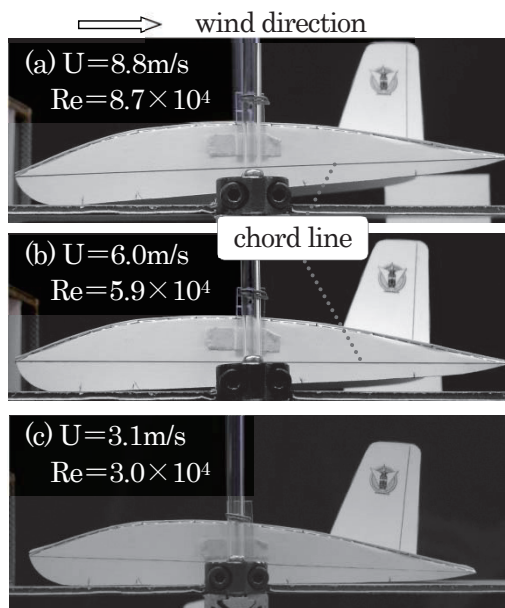


図5 風洞実験中の機体姿勢

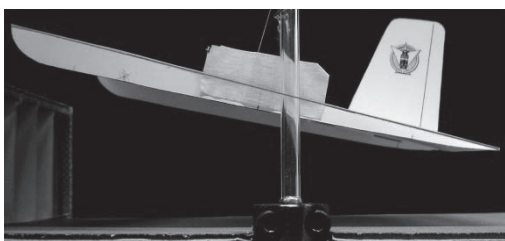


図6 平板翼機の風洞実験

4. 実験機まわりの流れの数値シミュレーション

観察実験を通して、実験機の飛行状態は明らかになってきたが、そこで発生している現象を理論的に説明することはできていない。そこで、飛行時に機体が受ける流体力を推定することを目的に、

流れのシミュレーションを実施する。

4. 1 解析手法

解析には渦法を使用する。図7のように機体の翼面に渦パネルを $n=80$ 枚配置し、地面に平行な速度 U の一様流中に置かれた機体まわりの空気の流れを調べる。地面に対して線対称となる地中の位置に、同じ強さで反対符号の渦パネルを配置すれば、鏡像効果によって地面の存在を表すことができる。

二次元の定常ポテンシャル流れとして解析を行い、機体に作用する揚力 L を推定する。具体的には、主翼の揚力係数 C_L と風圧中心 CP の座標 ξ_{CP} とを求めた。パラメータは、迎え角 α と後縁高さ h の2つである。

渦法はメッシュフリー解析法であるため、今回のように α と h の両方を変化させ、数多くの条件について解析することに適した計算法である。計算の詳細については既報⁹⁾を参照されたい。

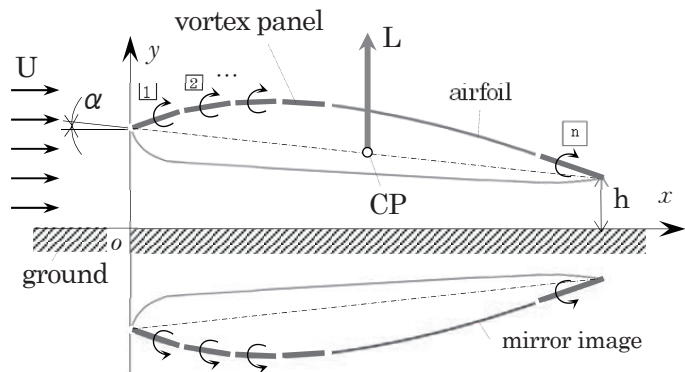


図7 地面効果翼まわりの流れ解析に用いる渦パネル

4. 2 解析の問題点

今回のシミュレーションは簡易的なものであるため、実際に発生している流れと比較する際には、次の点を念頭に置く必要がある。

① 粘性を無視した渦法は、高レイノルズ数流れを解析する計算法である。しかし、本研究で扱う実験機は寸法が小さく飛行速度も遅いため、翼弦長 C を代表寸法とするレイノルズ数は 10^4 のオーダーである。これは十分に大きな値とは言えず、揚力特性が Re の大きさによって変化する領域がある¹⁰⁾。

② 実験機の主翼は、1枚のケント紙を曲げただけの曲面板であるから、前縁が尖った形になっている。このため、前縁はく離の発生は避けられないと予想されるが、解析は非粘性で実施しているため、この現象が再現できない。

これらのことから、シミュレーションから推定される C_L および ξ_{CP} は、実機におけるそれらの値と無視できない差があるものと予想される。しかし、今回は飛行状態の大まかな把握が目的であるため、解析も簡便なこの手法を用いることにした。

5. 定常滑走時における力学的つりあい状態の推定

ここでは、シミュレーションで求めた地面近傍を飛ぶ翼の特性データを利用して、実験機が等速で定常飛行するときの飛行姿勢と機体に作用する外力とを算出する。次に、得られた結果に基づいて、射出直後から停止に至る実験機の飛行過程を推定し、観察結果と比較する。

5.1 滑走モデル (2つの滑走状態)

3章の観察実験の結果は、実験機が終始、機体の一部を床面に接触したままで滑走することを示していた。加えて、この滑走状態は図8に示す(a)と(b)の2通りに分類できることもわかった。

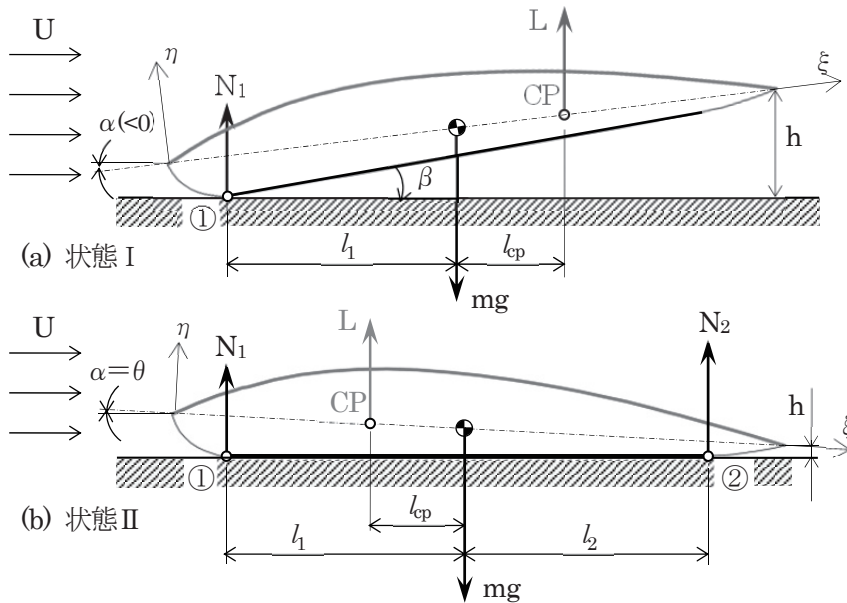


図8 実験機の定常滑走モデル

状態Ⅰ：機体底辺の前方の端である点①のみで床面に接触し、ピッチ角が $\beta < 0$ となる状態。状態Ⅰの機体には、重力 mg 、揚力 L 、①において床面から受ける垂直抗力 N_1 の3力がそれぞれ鉛直方向に作用するものと仮定する。

状態Ⅱ：機体底辺の全体が床面に接触し、 $\beta = 0$ となる状態。状態Ⅱのときは、 mg と L に加え、底辺全体から垂直抗力を受けると考えられるが、これを底辺の前端①と後端②の2点に作用する集中荷重 N_1, N_2 で代表させる。

どちらの状態においても、抗力（空気抵抗）と床面からの摩擦力とが水平方向に作用し、実験機を減速させる原因となるが、ここでは水平方向の力は無視する。また、実験機の点①および②の座標 (ξ, η) は、それぞれ $(0.080, -0.064)$ 、 $(0.850, -0.026)$ である。

5.2 解析方法

図8の各状態にある実験機が、地面と平行に一定速度 U で進むときの「つりあい状態」を仮想する。このとき、鉛直方向の力のつり合いと、重心まわりのモーメントのつり合いは、それぞれ次式で表される。

$$N_1 + N_2 + L - mg = 0 \dots\dots\dots(1)$$

$$N_2 l_2 - L l_{CP} - N_1 l_1 = 0 \dots\dots\dots(2)$$

なお、機体重心は翼弦上にあると仮定した。また、状態Ⅰでは $N_2 = 0$ である。

ここで、底辺全体が接地する状態Ⅱのときは $\alpha (= \theta) = 2.7^\circ$ 、 $h/C = 0.021$ の定数となるため、この値を使って前章のシミュレーションを行うと、 $C_L = 2.10$ 、 $\xi_{CP} = 0.286$ なる解を得られた。あとは、機体速度 U を与えれば、揚力は次式で求められる。

$$L = C_L \frac{\rho U^2}{2} BC \dots\dots\dots(3)$$

したがって、(1)(2)を連立方程式として解き、 N_1, N_2 を求めることは容易である。

一方、状態Ⅰのときは、流体力によって機体姿勢 β が変化するため、 α と h の値

をあらかじめ決めておくことができない。

さらに、式(1)(2)に現れる L と l_{CP} は、それぞれ $C_L(\alpha, h)$ 、 $\xi_{CP}(\alpha, h)$ の影響を受けるため、計算手順は状態IIに比べ著しく複雑化する。ただし、点①は常時床と接触しているのだから、迎角 α を与えれば後縁高さ h は一意に定まり、両者は次式で結ばれる。

$$h = C \times \{ (\xi_1 - 1) \sin \alpha - \eta_1 \cos \alpha \} \dots\dots\dots(4)$$

式(4)により、翼特性に影響する α 、 h の2変数を一つだけに集約することができる。そこで、 α だけを変数として前章のシミュレーションを行い、状態Iにある地面効果翼の翼特性 C_L 、 ξ_{CP} を求めた結果を図9に示す。この図から、零揚力角は α_0

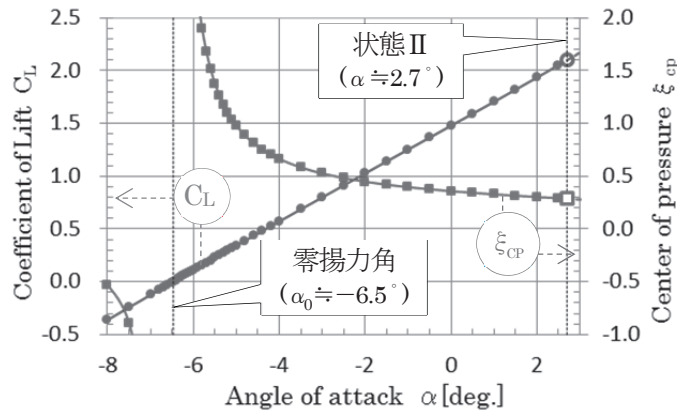


図9 実験機の翼特性 (状態I)

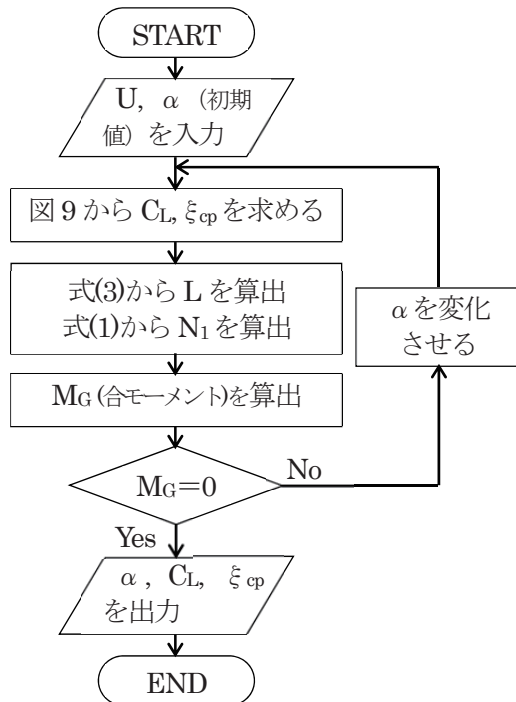


図10 定常状態計算用フローチャート

$\approx -6.47^\circ$ で、 C_L はほぼ α に比例して増加することが分かる。一方、風圧中心 ξ_{CP} は、($\alpha > \alpha_0$ の範囲に限定すると) α が小さいときは翼後縁よりも後方にあるが、 α の増加に伴って次第に機体の前方へと移動し、底辺全体が床と接触するときの位置 ($\xi_{CP} = 0.286$) へと単調に近づいている。

ある速度 U における、状態Iの定常滑走状態は、図9の翼特性と式(1)(2)のすべてを満足する α を求めることで得られる。具体的には、図9から $C_L(\alpha)$ と $\xi_{CP}(\alpha)$ の近似式をそれぞれ導出し、図10のフローチャートにしたがって反復計算を行う。機体の姿勢 α が定まれば、近似式から C_L と ξ_{CP} を、式(3)から L を、式(1)から N_1 を求めることができる。

5.3 計算結果

図11は、速度 U を変数として、実験機に作用する外力の大きさと飛行姿勢の計算結果をまとめたものである。なお、機体寸法や質量は表1の値を使い、速度は表2の測定結果に基づいて、 $U \leq 5.0 \text{m/s}$ の範囲とした。

まず、状態Iは $U > U_1 \approx 2.83 \text{m/s}$ で、状態IIは $U < U_2 \approx 1.4 \text{m/s}$ において、力とモーメントの両方が釣り合う条件が存在した。しかし、 $U_2 < U < U_1$ となる速度では、つり合いの条件を満足する飛行姿勢を見出すことができなかった。今回の解析で使用したモデルが妥当であるならば、この速度範囲では第三の飛行状態（例えば、機体が床面から完全に離れる、②点を中心に機首が上がるなど）が発生するものと考えられる。次に、図11において揚力 L に注目すると、その大きさが機体重量 mg に比べて有意な大きさとなる範囲は、 U_1 や U_2 の付近に限られている。例えば $L/mg \geq 0.2$ を満たす速度範囲は $0.8 < U < 3.1 \text{m/s}$ で、これより速度が遅い場合のみならず、速い場合にも揚力は小さくなってしまい、翼として有効に機能していないことが分かる。

最後に、状態Iのときの機体姿勢（迎角 α ）に注目する。速度が大きい $U > 3.4 \text{m/s}$ の範囲では、 α は零揚力角 $\alpha_0 \approx -6.5^\circ$ に近い一定値を維持するが、これより速度が小さくなると、急速に α が増加することが分かる。また、速度が U_1 のときの迎角は $\alpha \approx -2.6^\circ$ で、状態IIにおける $\alpha = 2.7^\circ$ との差は大きく、どのように状態IからIIへと移

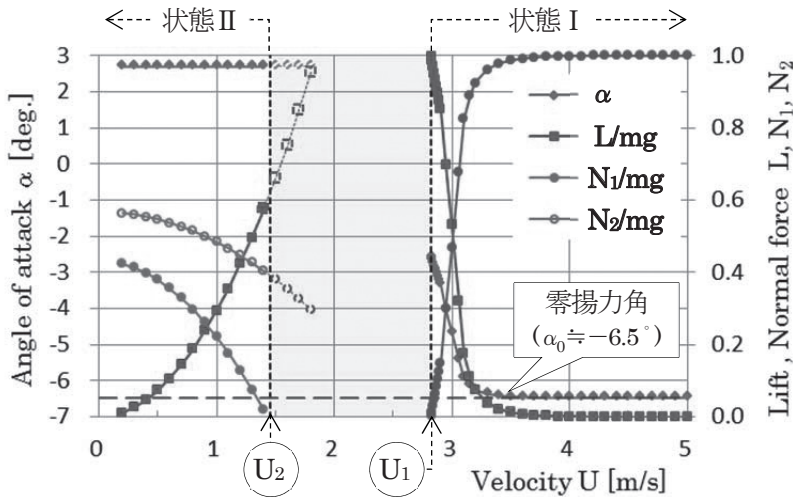


図 11 定常飛行時の外力と迎角

っていくのかについて、この計算結果からは明らかになっていない。

5. 4 計算結果を利用した滑走経過の推定

図 11 のデータに、風圧中心 ξ_{CP} の計算結果を加えて、代表的な速度 U における機体姿勢と機体に作用する外力とを描画したものが図 12 と図 13 である。この図を利用して、カタパルトから射出された機体の滑走経過の説明を試みる。

まず、射出直後の U が大きいときは、図 12(a) に示す状態 I の姿勢となる。後縁が上がって迎角が $\alpha = \alpha_0$ となるため、揚力は機体重量に比べて無視できるほど小さい。一方、風圧中心は機体後端よりもずっと後方にあるため、ごくわずかの揚力でも重心まわりに反時計方向のモーメントを発生させ、抗力 N_1 によるモーメントとつり合いが取れている。この飛行姿勢は、速度 U が 3.4m/s 以上ではほとんど変化しない。揚力の発生が期待できないため、機体重量のほとんどを点①からの反力 N_1 で支えながら地面を滑ることになる。したがって、摩擦抵抗は翼がない場合と同程度の大きさとなり、空力的効果がほとんど期待できない速度域である。なお、図中に揚力 L のベクトルが描かれていないのは、作用点が後縁よりもずっと後方であって、大きさが極めて小さいためである。

実験機は床面との摩擦や抗力(空気抵抗)が原因で次第に減速し、 $U < 3.4\text{m/s}$ に至ると、速度の低下とともに迎角 α が大きくなっていく。すなわち、図 12(b)~(d)に示すように後縁側が下がって、ピッチ角 β が大きくなる。揚力係数 C_L は α と

もに増加するため、機体が減速するにも関わらず、揚力 L が次第に大きくなっていく点に興味深い。また、風圧中心は機体後方から、次第に重心へと近づいてくる。

飛行速度が $U_1 \doteq 2.83\text{m/s}$ まで減速すると、図 12(e)のように、風圧中心と重心の位置、および重力と揚力の大きさがほぼ一致する。このときは、揚力だけでほぼ機体の全重量を支えることができ、点①における抗力が $N_1 \doteq 0$ となるため、床面からの摩擦が極めて小さくなる理想的な状態といえる。

さらに、 $U < U_1$ となると、図 10 で示す反復計算は発散してしまい、状態 I の飛行姿勢では、重心まわりのモーメントが $M_G = 0$ となる α を見出すことができなかった。 U の低下に伴って α が増加する傾向が変わらないと仮定すると、図 9 の翼特性より、 $U < U_1$ では風圧中心が重心よりも前縁に近い側へ移動してしまうため、 $N_1 > 0$ では重心まわりのモーメントのつり合いを取れないことが原因である。そのため、ここでは U_1 から U_2 までの減速過程については棚上げて、飛行速度が U_2 に達した状態から説明を再開する。

飛行速度が $U_2 \doteq 1.4\text{m/s}$ の状態を描いたものが図 13(a)である。ここからは、底辺全体が接地して 2 点から垂直抗力を受ける状態 II の力学モデルを使用しているが、 U_2 の速度では $N_1 \doteq 0$ となり、重心を挟んだ 2 力 L と N_2 とでモーメントがつり合った $M_G = 0$ の状態となっている。したがって、もし飛行速度が $U > U_2$ となると、揚力 L は図 13(a)のときよりも増加するため、 $M_G = 0$ を満足するには $N_1 < 0$ とする必要がある。床面からの垂直抗力 N_1 が負になることはありえないから、前縁側が浮上して状態 II とは異なる滑走形態に移行する可能性がある。

状態 II では、機体の滑走姿勢 (α や h) の変化がないため、揚力係数 C_L と風圧中心 ξ_{CP} は一定値をとり、式(3)にしたがって揚力 L の大きさだけが U^2 に比例して変化する。このため、さらに減速して $U < U_2$ となると、 L が減少する分だけ底辺が支える力 N_1 と N_2 が増加し、3 力によるモーメントのつり合いが満足される安定な状態(図

13(b),(c) が続く. 機体の速度低下は揚力の減少を生み, 床面との間の摩擦力が一層増して, 減速, 停止に至ると考えられる.

5. 5 実験結果との比較

最後に, 計算結果から推定される飛行状態と, 実際に観察された飛行状態とを比較する.

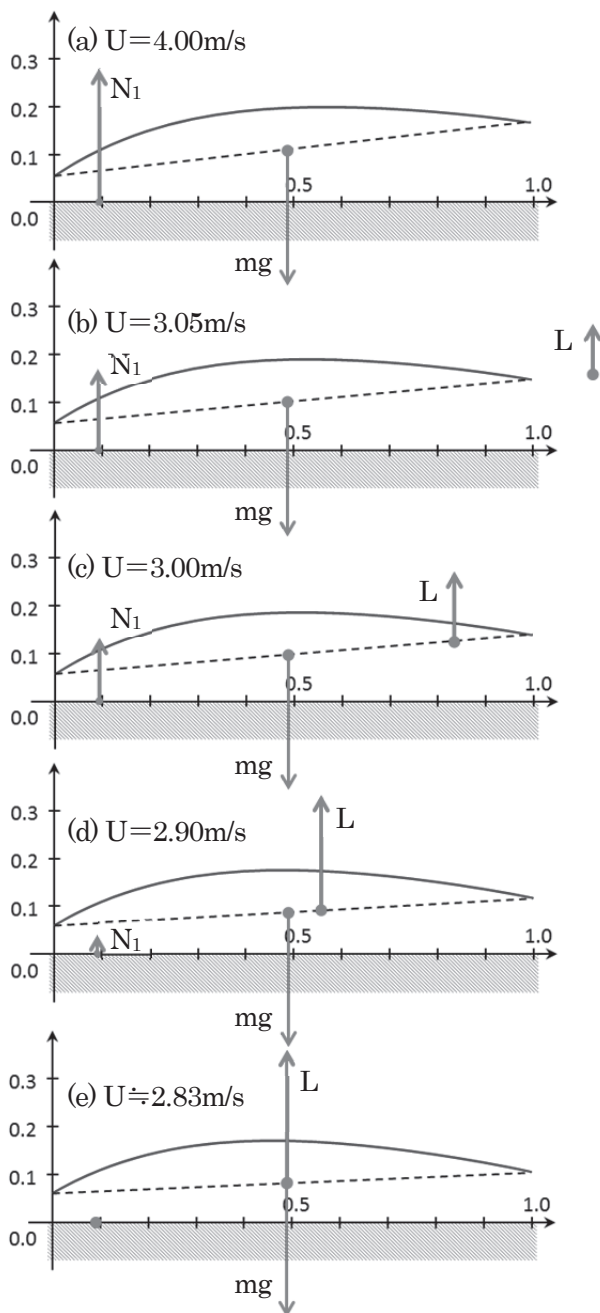


図 12 定常飛行時の外力ベクトル (状態 I)

まず, 飛行機体の撮影, 風洞実験, シミュレーションに基づく解析のいずれにおいても, 機体の姿勢は, 速度変動に対して定性的には同じように変化した. すなわち, 速度が大ききときは状態 I の姿勢をとり, 速度の低下とともに後縁側が下がって迎角が増し, ある速度以下になると状態 II に至る. しかし, 同一のレイノルズ数で比較すると, 状態 I における迎角 α は, 風洞実験から求めた表 3 の方が解析結果よりも大きな値となり, 定量的には一致しなかった.

次に解析では, $U_2 < U < U_1$ の速度域において, 状態 I, II とは異なる第三の飛行状態の存在が暗示されたが, 今回の実験においては, その状態は確認できなかった. ただし, これまでの実験や科学教室において, カタパルトから射出された実験機が, 床面上を通常通りにしばらく滑走した後で, 突然に機体が浮き上がる, あるいは機首が上がって宙返りしてしまうことが何度かあった. この不安定性が, 解析で暗示された中速度域で発生する第三の飛行状態に対応したものではないかと考える. この状態の発生の有無は, 重心位置との関係が深いようであるが, その詳細の解明は今後の課題としたい.

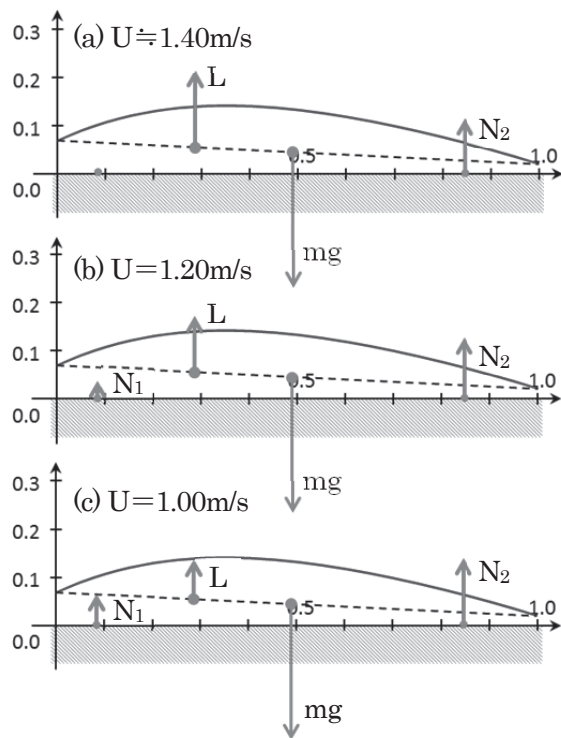


図 13 定常飛行時の外力ベクトル (状態 II)

6. まとめ

本研究では、地面効果を利用した模型飛行機の飛行状態解明を目的として、実験と解析とを実施した。シミュレーションの方法や解析モデルには不完全なところが多々あり、一部の速度域については定常飛行状態を求めることができていないが、断片的に得られた結果をつなぎ合わせ、飛行経過の説明を試みた。

最後に、本研究で明らかとなった内容のうち、前章までに記述できなかったものについて以下に列記する。

- ・通常の飛行機は、飛行速度が大きくなると揚力が増して高度が上昇するのに対し、今回の実験機は、速度が大きくなると迎角を小さくして発生する揚力を抑制し、離陸することを防ぐ飛行姿勢へと自律的に移行する機構を有している。

- ・実験機は、離陸をしないことで、常に機体の一部を地面から支えてもらうことができる。これにより、無尾翼機に見られるピッチング方向の不安定性を解消しているように思われる。その一方、離陸しないために、揚力によって地面からの摩擦抵抗を低減するという翼の空力的な効果を、特に高速時にはほとんど発揮できないという問題を内包している。

- ・高速で飛行するとき、実験機は底辺の直線部前端（①の接地点）を中心として回転し、速度に対応した特定の姿勢をとる。したがって、主翼の形状だけでなく、機体底辺の形状、特に接地点の位置も、飛行状態や距離に影響する可能性が高い。

参考文献

- 1) 安東 茂典, 水面飛行機の開発, 石田パンリサーチ出版局(1993)
- 2) 秋元 博路, 3.6m 長自航模型試験による前翼型表面効果翼船の特性評価, 日本船舶海洋工学会論文集 Vol.3 (2006), pp.97-103.
- 3) 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.
- 4) 簡単で高性能! 地面効果翼機を作ろう!, <www.i-kahaku.jp/friend/kagaku/pdf/201301.pdf> (参照日 2015年9月24日)
- 5) 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)

- 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) 森 照茂, 模型飛行機—理論と実際, 電波実験社(1979), pp.22-29.
- 8) 小林昭夫, 図解 飛行機はなぜ飛ぶか?—紙ヒコーキとゴム動力機でわかる飛行の仕組み, 講談社 SOPHIA BOOKS (2002), pp.25-37.
- 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) 小池勝, 流体機械工学, コロナ社(2009), pp.40-55.

【受理年月日 2015年 9月30日】

