

## 複雑形状飛行体に適用可能なビデオカメラによる 運動解析法とグライダーへの応用

川添博光（鳥取大），三浦敬明（鳥取大・院），澤剛史（鳥取大・院），  
上野 真（JAXA），山田剛治（鳥取大），松野 隆（鳥取大）

### Analysis Method of Motion for a Complex Shape Flight Vehicle by a Single Video Camera and its Application to Flight of a Glider

by

Hiromitsu Kawazoe, Takaaki Miura, Takeshi Sawa (Tottori University)  
Makoto Ueno (JAXA), Gouji Yamada, Takashi Matsuno (Tottori University)

#### ABSTRACT

Information of aerodynamic force and moment acting on a flying object such as airplanes, rockets, and other flight vehicles is important for developing them and a new analysis method to measure them should be desired for a free flight test and a wind tunnel experiment. In this study, a new technique is suggested to measure aerodynamic force and moment as well as temporal vehicle's behavior by a single video camera, which is valid for a complicate form of aircrafts and has a potential to measure them more precisely. Furthermore, the analysis method was applied to free flight of a glider.

#### 1. はじめに

航空機の研究開発において，その物体に働く空気力及びモーメントを知ることは非常に重要である．従来，風洞実験では被測定物体を固定し，力天秤やロードセルによる計測が行われてきた．このため模型を支える支柱が必要となり，この支柱の存在が流れ場を変えることから，風洞実験の限界を狭めるといった問題がある．

そこで，非接触な測定方法の一つであるビデオカメラによる運動解析法が提案され研究が行われてきた<sup>1),2)</sup>．しかしながら，このような方法による6自由度の運動解析には測定対象の3次元情報を取得する必要があり，複数台のカメラが不可欠であった．さらに複数のカメラ使用はその設置場所の問題やこれらカメラ間の対応をとることが困難な場合が多いといった問題点がある．

そこで，著者らは一台のビデオカメラによる非接触状態での6自由度の運動解析法の開発を提案し，円ゲージを使用した解析法や特殊なゲージを必要とせず任意形状に適用可能な解析法の研究を行ってきた<sup>3),4)</sup>．本研究では，複雑な形状の飛行物体にも適用可能であり，測定精度の向上を目指した新たな解析法の提案を行う．また，この解析法を自由飛行するグライダーの運動解析に適用し，その力やモーメントの解析を行った．

#### 2. 測定原理および解析方法

##### 2.1 測定方法概略

一台のビデオカメラによる運動解析では，物体の運動を一方向から撮影するため，画像面内の2次元情報しか得ることができない．ここで，被測定物体が剛体の場合を考えると，物体上に付けた複数の点（マーカー）によるパターンはその運動中も変化しないため，時刻間のこの画像パターンには相関関係が成り立つ．そこで，一方向から撮影した画像（図1のxy平面に対応する撮影画像）に写るマーカー（測定点）模様に対し，物体の運動変位を考慮して計算したマーカー（模様）との間に相関理論を適用し，物体の並進および回転を求める．一台のビデオカメラ画像を利用するため，物体（マーカー）のパターンサイズや姿勢（形状）の測定から，図1のxy面内の並進移動およびz軸まわりの回転のみならず，撮影方向への変位および撮影面内の2つの軸（図1のx, y軸）回りの回転変位についても求め，6自由度の運動解析を行う．

##### 2.2 座標系

図1のように2つの座標系を定義する．まず，固定カメラの光軸をz軸として，カメラからある任意の距離だけ離れた点を原点Oとする静止座標系(x, y, z)である．測定対象の任意時刻における位置と姿勢は，x軸まわりに $\theta$ ，y軸まわりに $\phi$ ，z軸まわりに $\phi$ だけある基準となる位置（例えば固定座標原点）での姿勢から回転し，それをx, y, z軸方向に並進移動した状態にある．

2つめの座標系は，任意時刻*i*における機体の重心位置 $C_{gi}$  ( $x_{gi}$ ,  $y_{gi}$ ,  $z_{gi}$ )を原点とする機体に固定した座標系( $X_i$ ,  $Y_i$ ,  $Z_i$ )である．機体座標による運動解析では，時刻*i*から*i+1*に変位するとき， $X_i$ 軸まわりに $\gamma_i$ ， $Y_i$ 軸まわりに $\alpha_i$ ， $Z_i$ 軸まわりに $\beta_i$ の順に回転し，そして時刻*i*から*i+1*の位置へカメラによる画像（静止座標系）で機体重心位置が変位距離 $d_i$  ( $d_{xi}$ ,  $d_{yi}$ ,  $d_{zi}$ )だけ並進移動したものと扱う．

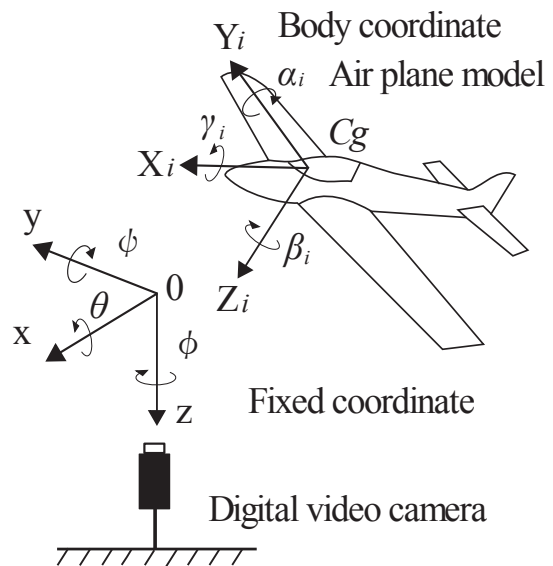


Fig.1 Definition of the two coordinate systems.

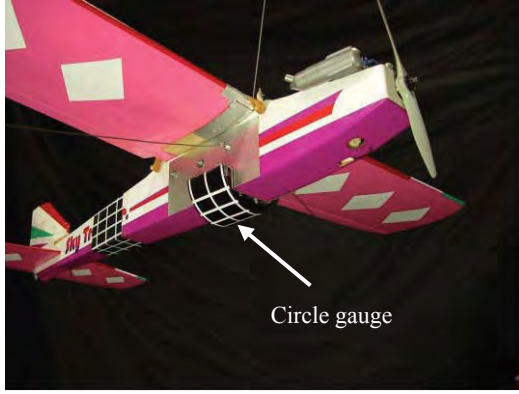


Fig. 2 The air plane model for the circle gauge method.

### 2. 3 複数組の仮想円を用いた解析法の提案

これまで著者らが行ってきた一台のビデオカメラによる飛行体の 6 自由度運動解析では、例えば 1 組のゲージ（高精度化のため複数の円ゲージで構成された円筒ゲージ、図 2）を使用してきた。しかしこれら従来の方法では、ゲージそのものによる飛行体の空力特性への影響からゲージを大きくすることができず、また円筒ゲージの取り付け位置が機体の胴体のみに限られるなどといった問題があった（図 2）。そこで主翼にもマーカーを取り付けるなどといったマーカーの取り付け範囲を広げ、さらに複数組の種々のゲージを用いることにより、任意形状物体にも適用可能で、かつその空力特性に影響を与えない、しかも測定精度の向上が期待される方法を考案する。

図 3 にその例を示すように、機体重心から任意に定めることができる位置ベクトルで定義される点  $g_{01}$  を定め、そこからそれぞれ  $r_{A1}$ ,  $r_{B1}$ ,  $r_{C1}$  の距離にある物体表面上の点  $A_1$ ,  $B_1$ ,  $C_1$  を定義する。ただし、図 3 では  $\angle A_1 g_{01} B_1 = \angle B_1 g_{01} C_1 = 45^\circ$  としており、下記に示す(1), (2)式もそれに対応したものとなっている。この点については、 $45^\circ$  とは限らず任意に指定した角度での設定も可能である。この場合、式(1), (2)はこれとは違ったものとなる。同様に  $g_{02}$  から  $r_{A2}$ ,  $r_{B2}$ ,  $r_{C2}$  の物体表面にマーカー  $A_2$ ,  $B_2$ ,  $C_2$  を設置する。実際は測定対象となる飛行物体にプリントするか又はマーカーを描く。このように重心との位置関係が決まった点  $g_i$  から物体表面上にマーカーが設置できる。ここで、撮影画像のパターンと対比される（相関をもつ）計算による図 3 のマーカー（パターン）、例えば  $A_2$ ,  $B_2$ ,  $C_2$  のパターン計算による  $g_{02}$  の位置  $(x_{g02}, y_{g02})$ 、仮想円の半径  $r$ 、回転角  $\theta$ ,  $\phi$  は式(1)~(5)のように求めることができる。ここで、 $\lambda_{A2}$ ,  $\lambda_{B2}$ ,  $\lambda_{C2}$  は  $r_{A2}$ ,  $r_{B2}$ ,  $r_{C2}$  と  $r_{A2}$  との比である。なお、カメラの光軸と一致する  $z$  軸回りの回転  $\phi$  については得られた画像から直接求める。

本研究のように一方向からの撮影では、 $z$  方向変位が直接的に測定することができない。そこで式(3)により計算から得られる半径  $r$ （仮想円ゲージ半径）を使って求める。ここでは  $r$  をその  $z$  方向の規準となる位置での値（半径  $r_0$ ）で除した仮想円ゲージの収縮率  $r_t (= r/r_0)$  を利用し、あらかじめ検定した  $z$  方向の変位に対する収縮率と照らし合わせて  $z$  方向の位置を決定する(図 4)。

$$x_{g02} = \frac{\sqrt{2}/2(x_{A2}\lambda_{A2} + x_{C2}\lambda_{C2}) - x_{B2}\lambda_{B2}}{\sqrt{2}/2(\lambda_{A2} + \lambda_{C2}) - \lambda_{B2}} \quad (1)$$

$$y_{g02} = \frac{\sqrt{2}/2(y_{A2}\lambda_{A2} + y_{C2}\lambda_{C2}) - y_{B2}\lambda_{B2}}{\sqrt{2}/2(\lambda_{A2} + \lambda_{C2}) - \lambda_{B2}} \quad (2)$$

$$r_{A2} = \sqrt{A+B} \quad (3)$$

$$A = \{(x_{A2} - x_{g02})\lambda_{A2} \sin \phi - (y_{A2} - y_{g02})\lambda_{A2} \cos \phi\}^2$$

$$B = \{(x_{C2} - x_{g02})\lambda_{C2} \sin \phi - (y_{C2} - y_{g02})\lambda_{C2} \cos \phi\}^2$$

$$\theta = \sin^{-1} \left[ \frac{\{(x_{A2} - x_{g02})\lambda_{A2} \sin \phi - (y_{A2} - y_{g02})\lambda_{A2} \cos \phi\}}{r_{A2}} \right] \quad (4)$$

$$\phi = \sin^{-1} \left[ \frac{\{(x_{A2} - x_{g02})\lambda_{A2} - r_{A2} \sin \phi \sin \theta\}}{r_{A2} \cos \phi \cos \theta} \right] \quad (5)$$

$$\lambda_{A2} = r_{A2} / r_{A2} = 1$$

$$\lambda_{B2} = r_{B2} / r_{A2}$$

$$\lambda_{C2} = r_{C2} / r_{A2}$$

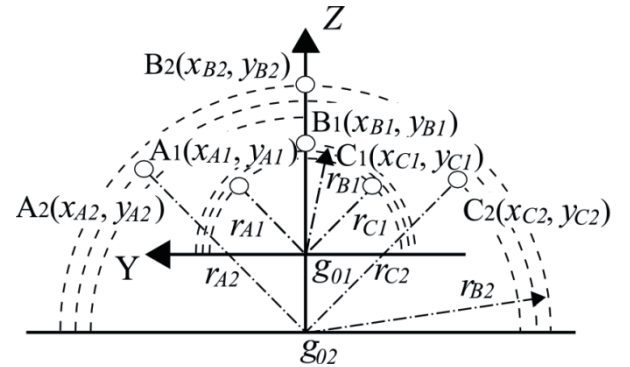


Fig.3 Example of maker setting.

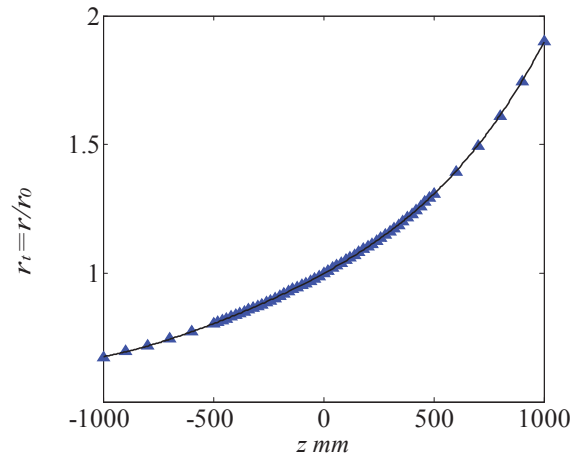


Fig.4 Relation between circle gage radius and location z.

以上のように、仮想円ゲージは  $g_0$  から 3 点までのマーカー位置  $(r_A, r_B, r_C)$  のどれか、もしくはこれら 3 つを使って計算される値で代表される。本稿では A 点までの距離  $r_A$  を用いた。

2. 4 機体座標系による力とモーメントの表現

機体に働く空気力とモーメントを求めるため、運動の記述を静止座標系ではなく機体に固定した機体座標系で表現する。ここで、空気力およびモーメントの算出にあたり、測定対象となる飛行体（後述のグライダー）にニュートンの第2法則を適用した運動方程式は式(6)～(11)となる。

$$F_x = m(\dot{V}_x + V_\alpha V_z - V_\beta V_y + g \sin \phi) \tag{6}$$

$$F_y = m(\dot{V}_y + V_\beta V_x - V_\gamma V_z - g \cos \phi \sin \theta) \tag{7}$$

$$F_z = m(\dot{V}_z + V_\gamma V_y - V_\alpha V_x - g \cos \phi \cos \theta) \tag{8}$$

$$M_\gamma = I_{xx} \dot{V}_\gamma - I_{yz} (V_\alpha^2 - V_\beta^2) - I_{zx} (\dot{V}_\beta + V_\gamma V_\alpha) - I_{xy} (\dot{V}_\alpha - V_\beta V_\gamma) - V_\alpha V_\beta (I_{yy} - I_{zz}) \tag{9}$$

$$M_\alpha = I_{yy} \dot{V}_\alpha - I_{zx} (V_\beta^2 - V_\gamma^2) - I_{xy} (\dot{V}_\gamma + V_\alpha V_\beta) - I_{yz} (\dot{V}_\beta - V_\gamma V_\alpha) - V_\beta V_\gamma (I_{zz} - I_{xx}) \tag{10}$$

$$M_\beta = I_{zz} \dot{V}_\beta - I_{xy} (V_\gamma^2 - V_\alpha^2) - I_{yz} (\dot{V}_\alpha + V_\beta V_\gamma) - I_{zx} (\dot{V}_\gamma - V_\alpha V_\beta) - V_\gamma V_\alpha (I_{xx} - I_{yy}) \tag{11}$$

式(6)～(8)の運動方程式に含まれる外力  $F_x, F_y, F_z$  には純粋な空気力のみ（グライダーの場合）を求めるために、任意の飛行姿勢での機体各軸方向に働く重力成分を差し引いてある(図5)。ここで、 $V_x, V_y, V_z, V_\gamma, V_\alpha, V_\beta$  はそれぞれ機体座標系による X, Y, Z 軸方向の速度と各軸まわりの角速度である。また、 $M_\gamma$  はローリングモーメント、 $M_\alpha$  はピッチングモーメント、 $M_\beta$  はヨーイングモーメントを示している。また、 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  は慣性モーメント、 $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  は慣性乗積を示す。実験で使用したグライダーにおけるこれらの慣性特性は2本吊り自由振動法により実験から求めた。

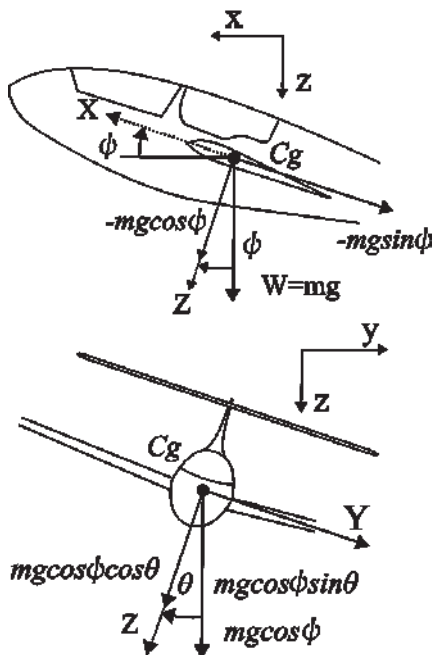


Fig.5 Components of the gravity element.

3. グライダーによる実験方法および結果

3. 1 実験方法

一台のビデオカメラによる複雑形状物体の運動解析の適用例として、グライダーを発射台(図6)から発射し、自由飛行する様子を高速度カメラで撮影した。使用したグライダーはカシオペア社製 mini-ASK21 (表1) で、高速度カメラは AMETEK 社製 Phantom v710を使用した。撮影条件は画像解像度が1280×600pixel、撮影速度は7500fpsである。また、2本吊り自由振動法によって求めたグライダーの慣性モーメントを表2に示す。

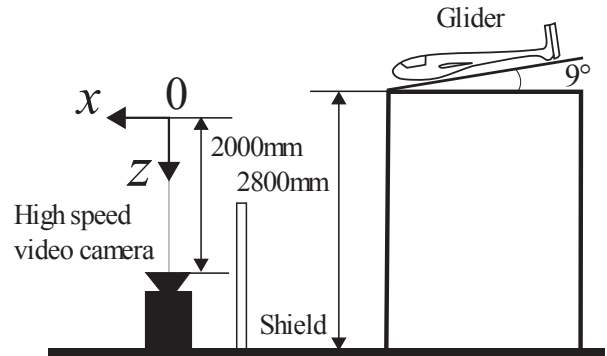


Fig.6 Experimental set-up.

Table 1 Specifications of the glider

Fuselage length	670 mm
Wing span	1305 mm
Wing area	13.7 cm <sup>2</sup>
Overall weight	0.473 kg

Table 2 Inertial characteristics

$I_{xx}$	0.01788 kgm <sup>2</sup>
$I_{yy}$	0.01151 kgm <sup>2</sup>
$I_{zz}$	0.02485 kgm <sup>2</sup>
$I_{xy}=I_{yx}$	0 kgm <sup>2</sup>
$I_{yz}=I_{zy}$	0 kgm <sup>2</sup>
$I_{zx}=I_{xz}$	0.00209 kgm <sup>2</sup>

3. 2 実験結果

図7に飛行するグライダーの撮影画像を重ねて表示したものを示す。白いドットは機体と翼に付けたマーカである。図8にこの撮影画像を解析して得られた静止座標での機体の重心位置の軌跡を示す。z軸は実際の運動と対応を取りやすくするため上向きを正(z'軸(=-z))で表した。これによるとy軸方向の変位は負の方向に100mm程度、z軸方向は最初に下方へ、その後上昇方向に変位している。このことから図6で下方へ9°で発射された機体は加速度運動によって揚力が増加し、途中から上昇へと運動していることがわかる。

図9と図10に静止座標系における機体の重心位置と姿勢角の時間変化を示す。機体の $z'$ 方向の変化を詳しくみると、0.07s付近で運動が下降から上昇方向に変化している。姿勢角は $\phi$ がほぼ一定の値をとって、すなわちヨーイング変化がほとんどない飛行をしている。さらに、機体が $xy$ 平面上で直線的に変位していることから(図8)、機体に働くヨーイングモーメントは小さいと考えられる。 $\phi$ は $8^\circ$ から $15^\circ$ への頭上げが生じており、静止座標系では機体が迎角を大きくする方向に角度変化している。しかし一方では、機体の進行方向が下向きから上向きに変化しているため(図8, 図9)、機体座標から見ると機体に対する流れの迎角はむしろ減少していることも考えられる。そこでさらに解析を進め、流れに対する機体の実行迎角を求めた。その結果を図11に示す。機体はその後、姿勢角 $\phi$ を増加させながら上昇していくと推察されるが、これは別視点から撮影した映像の結果とも一致した。その後は速度の減少とともに揚力が減少し降下していく。

図12に機体座標系から見た速度の時間変化を、図13に機体の進行速度(速さ $\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$ )の時間変化を示す。

X軸方向の速度は最初は少し加速し、0.07sあたりから減速する。これはあたかもポテンシャルエネルギーの減少が前方方向速度の増加につながるかのよう静座標系での $z$ 方向の変位の傾向と一致している。同様に進行方向の速さ(図13)においてもこの現象がはっきりと現れている。

0.07s以降は大きく減速しており、0.09秒間に1m/s程度の速度低下が見られた。Y軸方向では機体は負の方向(左方向)にほぼ一定の速度で飛行しており、ヨーイング角を持った少し横滑りの状態にある。Z軸方向の速度( $V_z$ , 下向きが正)は、最初1m/s程度の飛行から0.11s付近でほぼ0となり、その後上昇方向に転じている。

図14に機体に働く(機体座標から見た)空気力の変化を示す。これは重力による力の成分を差し引いており、プロペラ等の推進機構がないため機体に働く真の空気力である。X軸方向に働く空気力は、0.06sまで加速する力が働くもののその力は減少してゆき、その後、減速させる力として作用している。最後の0.16s付近では抗力として7N程度の力が働いている。Y方向の力(横力)は-5Nから0Nへと変化しており、図8, 12における $y$ 軸方向の横滑りはこの力によって発生したものと考えられる。Z方向(下方为正)には0.05sまで上方向に作用する力が増加し、その後は上向きの力でゆるやかな振動を伴いながら減衰していく。これは機体の速度と迎え角の減少が揚力の低下につながったためと考えられる。

図15に機体軸まわりのモーメントを示す。 $M_x$ (ローリングモーメント)は振動し、 $M_y$ (ピッチングモーメント)は0.10sあたりで頭下げから頭上げに作用しはじめている。 $z$ 軸方向の機体の重心位置の変化を考慮すると、機体の下降時に迎え角が大きくなる。そのため、翼の特性から頭下げのモーメントが作用し、その後上昇方向に運動することに伴い実行迎角が減少して頭上げのモーメントが作用したものと考えられる。このため機体はその後、姿勢角 $\phi$ を増加する。 $M_z$ (ヨーイングモーメント)は小さな値で増減しているだけで姿勢変化への影響は小さく、図10の姿勢角に対する推察とも一致する。



Fig. 7 Sequential images of the glider at every 0.04 sec.

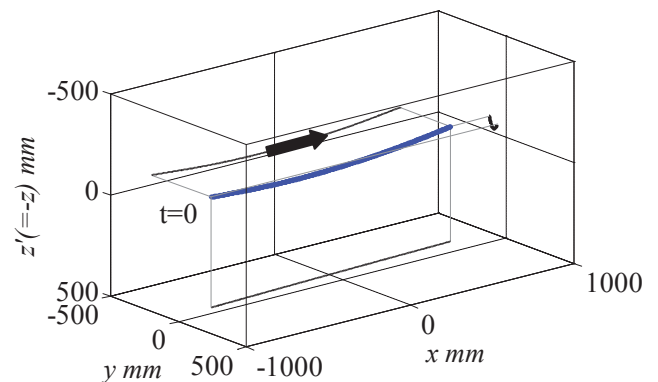


Fig. 8 Trajectory of the center of gravity of the glider.

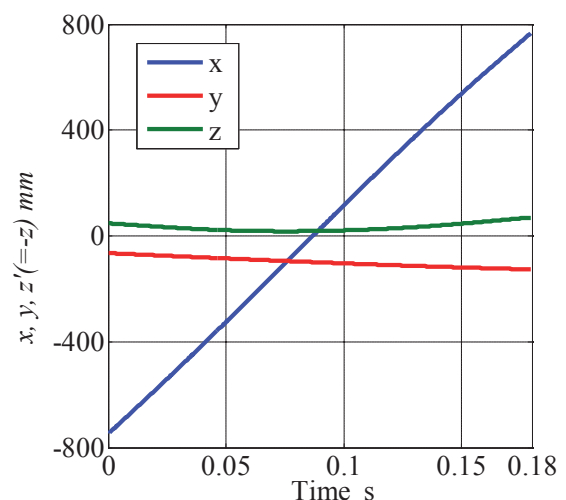


Fig. 9 Temporal variations of the glider location in the fixed coordinate system.

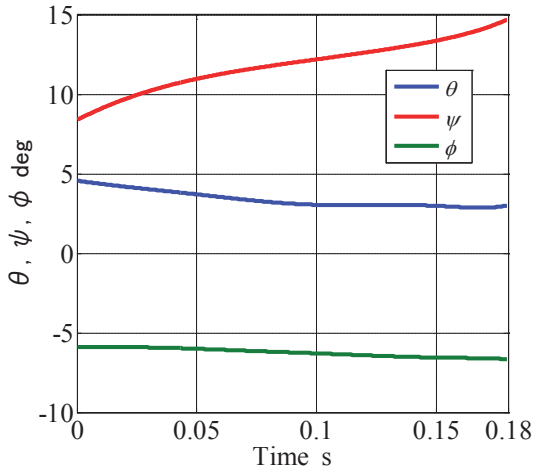


Fig. 10 Temporal variations of the glider posture in the fixed coordinate system.

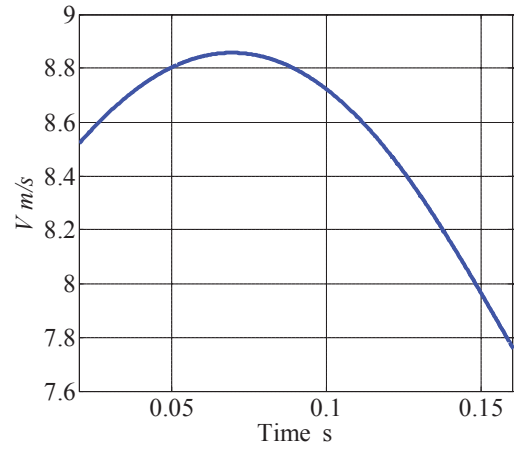


Fig. 13 Temporal variations of the glider velocity.

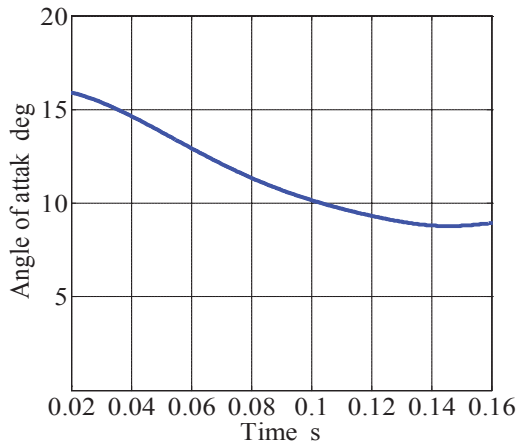


Fig. 11 Temporal variations of the effective attack angle of the glider.

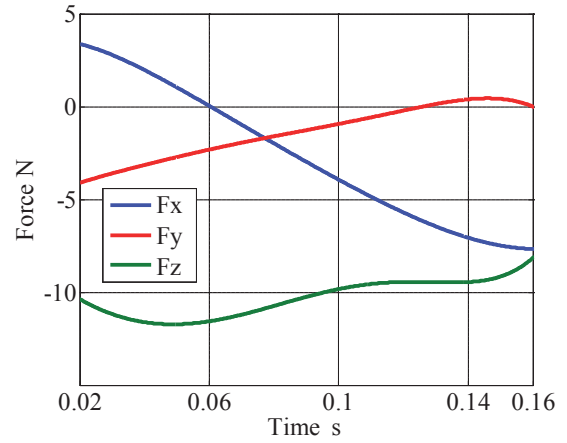


Fig. 14 Temporal variations of the aerodynamic forces of the glider.

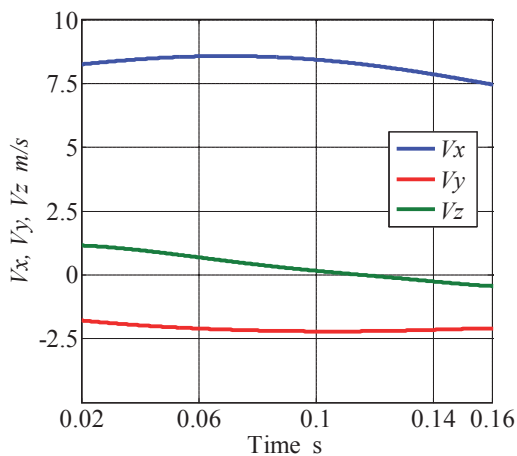


Fig. 12 Temporal variations of the glider velocity in the body coordinate systems.

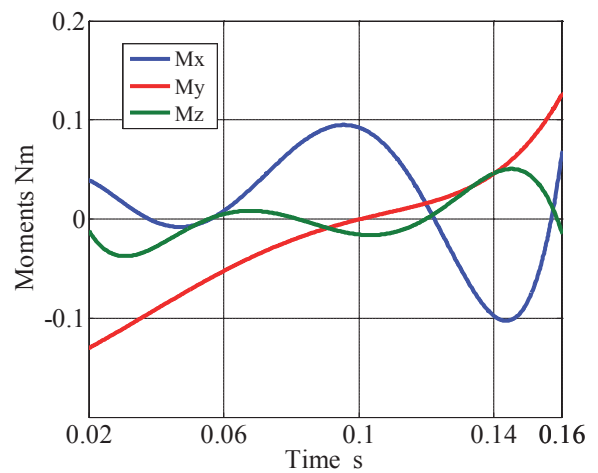


Fig. 15 Temporal variations of the moments of the glider.

#### 4. 結論

一台のみのビデオカメラ画像に基づく飛行体の6分力の新たな解析法を提案した。その特徴は、

- (1)任意形状物体に適用が可能である。
- (2)特別な測定用のゲージを取り付ける必要がない。これにより物体の形状を損なわず空力6分力への影響がない。
- (3)飛行体の広範囲にわたって任意にマーカールを付けることができるため、測定精度の向上を図ることができる。
- (4)上記(3)と関連し、飛行体の一回転運動などが許容され、その計測対象となる挙動（運動）に制限がない。

さらに、本方法をグライダーの自由飛行に適用した。測定点（マーカール）の取り付け位置を従来の胴体部のみから主翼にまでひろげて行った結果、本方法の運動解析への有用性を確認した。

#### 参考文献

- 1)鈴木一史, 榊井和典, 向山桂太, 宮寄武, 澤田秀夫: 矢の空力特性（境界層遷移に対する先端形状の影響）, ながれ, 日本流体力学会誌, 29(4), pp287-296, 2010.
- 2)谷口哲也, 宮寄武, 清水鉄也, 姫野龍太郎: 硬式野球ボールに働く空気力の測定, ながれ, 日本流体力学会誌, 25(3), pp257-264, 2006.
- 3)H.Kawazoe and K.Arima: Analysis of Forces and Moments by a Single Video Camera and Its Application to Falling Motion of a Bowl-Shaped body, AIAA 2001-2986, pp1-13, 2001.
- 4) Kawazoe, H. Morita, S. and Iwata, H. : Analysis of Free Flight Model-Airplane with Sudden Loss of the Vertical Tail by a Single Video Camera Method, AIAA paper, No.2005-4900, 2005.