Unsteady Motion Analysis of Free Flight Airplane Model in a Wind Tunnel

○ 長尾 宜宗 (鳥大・院)

森田 真司 (鳥大・院)

正 岩田 博 (鳥大・工)

正 川添 博光 (鳥大・工)

Yoshimune NAGAO, Graduated Student, Tottori University

Shinnji MORITA, Graduated Student, Tottori University

Hiroshi IWATA, Tottori University

Hiromitsu KAWAZOE, Tottori University, Koyama-tyou minami4-101, Tottori-city

Aerodynamic forces and moments acting on a flight body in unsteady motion should be analyzed for developing airplanes, rockets, and other flight vehicles. A force balance has been a widely used technique to know aerodynamic forces and moments acting on a flight vehicle. In this study, the single video camera method for analysis of three aerodynamic forces and three moments loaded on a flight vehicle was applied to the behavior of a radio-controlled airplane model, which had a semicircle pipe gauge under the body. The vertical tail wing of the airplane was suddenly removed during the flight in a wind tunnel. The airplane would fall in a unsteady motion, the beginning behavior of which was investigated in the research.

key words : Video Image Analysis, Airplane Model, Aerodynamics forces, Moments

1. はじめに

従来の風洞実験では模型をメカニカルな方法で支持し、空気力等を測定しているが、その支持やロードセルなどが模型の運動を拘束したり流れ場を変えたりするため、正確な値を得るのが困難な場合が多い。そこで風洞内で実飛行する模型航空機を非接触測定が可能なビデオカメラを用いて解析する実験法を考案した。本報告では一方向から一台のカメラを用いた撮影画像による6自由度の運動解析法を使い、実飛行中の模型航空機から突然、垂直尾翼を取り去り、非定常運動に至る挙動とそのとき機体に作用する空気力、モーメントを解析した。

2. 座標系

物体の運動を解析するため、2個の座標系を用いた(図1)。まずビデオカメラの光軸延長線上から一定距離のところを原点Oとし、空間に固定された静止座標系 (x, y, z) を考える。任意の時刻における物体の位置と姿勢は x 軸, y 軸, z 軸の順にそれぞれの軸まわりに θ , ϕ , ψ 回転し、そして各軸方向に並進移動した状態にあるものと定義する。式(1)に静止座標系内の初期位置 (x_0, y_0, z_0) とそれらが回転・並進した後の座標値 x_i, y_i, z_i における変換マトリックスを示す。次に時間毎に変化する物体の重心位置 $C_g(x_g, y_g, z_g)$ を原点とする機体に固定した座標系 (X, Y, Z) を考え、時刻 i から $i+1$ に変位するとき X 軸, Y 軸, Z 軸の順にそれぞれ γ_i , α_i , β_i 回転し、そして各静止座標の重心間に $d_i(d_{x0}, d_{y0}, d_{z0})$ 並進するものと定義した。式(2)に x_i, y_i, z_i と X_i, Y_i, Z_i における、変換マトリックスを示す。ここで X_i, Y_i, Z_i は時刻 i から見た時刻 $i+1$ における機体軸の並進移動量である。

3. 実験方法

本実験は、JAXA(旧航空宇宙技術研究所)所有の2m×2m低速風洞テストセクションをオープンにして使用した。模型航空機は一般に市販されているエンジンラジコン飛行機を改良して使用した。この飛行機は全長 893 mm, 全幅 1100 mm, 主翼面積 0.218 m² で質量は 1483 g である。一方向からのビデオ撮影による運動解析のため、胴体下部に半円筒状の運動解析用ゲージを設置した(図2)。

またラジコン飛行機および風洞の破損を考慮した安全策として、機体の重心近傍の主翼上面および胴体側面よりワイヤーを取り付け3点支持で機体を風洞内で制止できるようにした(図1)。

実験はまず機体側面のワイヤーにテンションをかけておき、機体を実飛行するに従い徐々に力をゆるめフリーフライト可能な状態

態を保持する。そしてこの間、突然に垂直尾翼を取り去り、その運動の様子を地面に固定したビデオカメラで撮影した。なお、実験時の風速は 15.5 m/s である。得られた毎秒 30 フレームの撮影画像は 1 フレーム毎にパソコンに取り込み、画像解析ソフト(Planetron 製, Image-Pro)によりマーカー位置(x-y座標)を測定し解析した。

4. 解析法

物体が剛体の場合、物体上に付けた複数の点(図2のマーカー)によるパターンにはその運動中も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x-y平面)に写るマーカーに剛体の相関理論を適用し、6自由度の運動解析を行う。

本研究では相関適用のモデルとして半径 50 mm の円ゲージを用いた。画像測定では円上にある 45° 間隔のマーカー3点と、その3点を 22.5° 回転した位置にある3点、さらにこの上下に位置する同様なゲージの点も含め、合計 18 点のマーカーを相関解析に用い物体の重心位置 (x_g, y_g, z_g) と姿勢、すなわち回転角 (θ, ϕ, ψ) , (α, β, γ) を算出した。

一方向からの撮影では、 z 方向変位の直接測定ができないため、この方向への移動に伴い変化する円ゲージの半径の変化率を利用した。画像測定により得られた半径の値 r を実寸法 r_0 で除した収縮率 r_i を用い、この収縮率と z 方向の変位をあらかじめ検定しておき、実験により得られた収縮率から z 方向位置を決定した。

機体座標系の並進移動量 X', Y', Z' と角度変位量 α, β, γ は単位時間あたりの変化に換算した速度 V_x, V_y, V_z と角速度 $V_\alpha, V_\beta, V_\gamma$ として表す。模型飛行機に働く力、モーメントを導出するための主要パラメータの一つである加速度、角加速度については速度、角速度データの中心差分により求めた。

5. 実験結果

図3(a)より X 軸方向に働く力 F_x は、垂直尾翼を突然取り去る($t=2.1$ s)ことにより機体重心が機首前方へ僅かに移動するため、機首下げの状態となる。迎角が減少するとともに垂直尾翼が無くなったことによる機体の抗力が減少するために、まず機体は x 軸の正方向へ緩やかに加速していく。その後この力は機体を減速させる負の方向へと急激に変化している。一方、横(Y 軸)方向に働く力 F_y は終始 0 N 近傍を推移しており大きな変動が見られない。また、上下(Z 軸)方向に働く力 F_z は定常飛行中、機体重量と釣り合うように推移するが、ここで垂直尾翼を取り去ると、迎角が

僅かに減少し機首下げになること、尾翼消失分の抗力が減少することに起因して機体が下降するような下向きの力が僅かに作用する。その後機体の降下に伴い上向きの力が作用する。次に図3 (b)に機体の姿勢について示す。垂直尾翼を取り去ることにより、各機体軸回りの姿勢安定性が悪化していることが分かる。尾翼を消失してから0.5秒後にまず M_α が増加し始めるが、これは尾翼が無くなることにより機体が機首下げの状態に急降下するためである。一方、 M_γ と M_β は連成して変化しており、これらは3 s以降で急に減少し、機体には姿勢不安定性を助長するようなモーメントが作用している。

6. おわりに

風洞内でエンジンラジコン飛行機を自由飛行させて実験を行った。飛行中に突然垂直尾翼を取り去ることにより、僅かな時間遅れを伴って機体には各軸方向の力、各軸回りのモーメントが複雑に作用することを確認した。特に M_γ と M_β は連動しており、それらは機体を不安定にするようなものであった。

Fig.1 Definition of the coordinate systems and the airplane model in the wind tunnel.

(a) Aerodynamic force (F_x, F_y, F_z)

(b) Moments ($M_\alpha, M_\beta, M_\gamma$)

Fig.3 Time variations of aerodynamic forces and moments of the free flight airplane.

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{gi} \\ 0 & 1 & 0 & y_{gi} \\ 0 & 0 & 1 & z_{gi} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi_i & -\sin \phi_i & 0 & 0 \\ \sin \phi_i & \cos \phi_i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi_i & 0 & \sin \phi_i & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \phi_i & 0 & \cos \phi_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_i & -\sin \theta_i & 0 \\ 0 & \sin \theta_i & \cos \theta_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} e_{xi} & e_{yi} & e_{zi} & x_{gi} \\ e_{yi} & e_{yi} & e_{yi} & y_{gi} \\ e_{zi} & e_{zi} & e_{zi} & z_{gi} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad \dots(1)$$

$$\begin{bmatrix} d_{xi} \\ d_{yi} \\ d_{zi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_{xi} & e_{yi} & e_{zi} \\ e_{yi} & e_{yi} & e_{yi} \\ e_{zi} & e_{zi} & e_{zi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X'_i \\ Y'_i \\ Z'_i \end{bmatrix} \quad \dots(2)$$

$$\begin{aligned} e_{xri} &= \cos \psi_i \cos \phi_i \\ e_{yri} &= \cos \psi_i \sin \phi_i \\ e_{zri} &= -\sin \psi_i \\ e_{x\theta i} &= \sin \psi_i \cos \phi_i \sin \theta_i - \sin \phi_i \cos \theta_i \\ e_{y\theta i} &= \sin \psi_i \sin \phi_i \sin \theta_i + \cos \phi_i \cos \theta_i \\ e_{z\theta i} &= \cos \psi_i \sin \theta_i \\ e_{x\alpha i} &= \sin \psi_i \cos \phi_i \cos \theta_i + \sin \phi_i \sin \theta_i \\ e_{y\alpha i} &= \sin \psi_i \sin \phi_i \cos \theta_i - \cos \phi_i \sin \theta_i \\ e_{z\alpha i} &= \cos \psi_i \cos \theta_i \\ d_{xi} &= x_{gi+1} - x_{gi} \\ d_{yi} &= y_{gi+1} - y_{gi} \\ d_{zi} &= z_{gi+1} - z_{gi} \end{aligned}$$

謝辞

本研究の風洞実験を進めるにあたり、独立行政法人宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部風洞技術開発センターのご協力を頂きました。そして貴重なご意見を頂きました同センター低速風洞チームの藤田敏美氏に併せて感謝の意を表します。

参考文献

- (1) H.Kawazoe, K.Arima: Analysis of Aerodynamic Forces and Moments by A Single Video Camera and Its Application to Falling Motion of Bowl-Shaped Body: AIAA 2001-2986, PPI-13, 2001.
- (2) 平山, 川添: 突風を受けたホバリング回転翼機のビデオカメラによる空力解析, 第40回飛行機シンポジウム講演論文集, 1b4, 2002
- (3) 平山聡志, 川添博光: 実飛行する模型航空機のビデオカメラによる空力解析, 中国四国支部第41期講演会講演論文集, No.035-1, pp.153-154, 2003.

Fig.2 Semicircle pipe gauge.