

On a Rotating Hollow Cylinder in Flight

Katsuya HIRATA*, Yosuke KIDA*, Toshihiro NAKAI*, Yusuke NAITO*,
Hirochika TANIGAWA**, Masami NAKANO*** and Takashi NOGUCHI*

(Received July 20, 2020)

This study deals with a flying hollow cylinder, or a flying pipe, in rotation. The authors conduct field observations of the flying hollow cylinder using a pair of high-speed video cameras, and analyse its three-dimensional motion based on their recorded images. As a result, the statics of flying-hollow-cylinder aerodynamics is revealed for both commercial and simplified-laboratory models. The observed orbit is approximated to be not an obvious parabolic curve but rather a straight line, after an initial instable and complicated curve. The stable flight with this approximately-straight-line orbit suggests the importance of aerodynamics in flying mechanism.

Key words : experiment, field observation, hollow cylinder, tube, pipe

キーワード : 実験, 屋外観測, 中空円筒, チューブ, パイプ

回転しながら飛行する中空円筒について

平田 勝哉, 貴田 洋輔, 中井 俊宏, 内藤 悠介, 谷川 博哉, 中野 政身, 野口 尚史

1. 書き出し

今回の研究では, “X-zyLoTM”¹⁾として知られている様な, 回転しながら飛行するパイプの空気力学に焦点を当てる. 飛行するパイプは, ボールや “フリスビー[®]” として知られているような飛行円板などと比べてより遠くに飛ぶ傾向がある.

一般に, 高レイノルズ数における三次元物体を過ぎる流れは, 航空力学や機械工学, スポーツなどのさまざまな分野で重要であるが, 流体力学の長い歴史の中では比較的新しいテーマの一つである. 三次元物体の基礎知識は, 流体中を飛行する物体または流れの中に置かれた物体の解析の際, 必要になる.

しかし, その適用範囲の広さにも拘らず, 球や円板などの幾何学的に単純な軸対称物体を過ぎる流れでさえ, 円柱などの二次元物体と比較すると, 十分に明らかになっていない.

三次元物体の中でも, パイプやチューブは単純な軸対称物体の一つである. そして, 未だにパイプを過ぎる流れに関する研究は, 球や円板に比べて少ないが, 燃焼器や飛行機のエンジン収容部の換気装置, スクリューの収容部, 蒸気発生器, 流量計, 飛行する遊具の設計のような多くの産業分野で有用である. リングやトーラス, ワッシャを過ぎる流れの研究は少数であるがいくつか見られる²⁻⁷⁾. 一方, パイプを

* Department of Mechanical Engineering, Doshisha University, Kyoto

Telephone: +81-774-65-6461, FAX: +81-774-65-6830, E-mail: khirata@mail.doshisha.ac.jp

**Department of Mechanical Engineering, National Institute of Technology Maizuru College, Kyoto

***New Industry Creation Hatchery Center, Tohoku University, Miyagi

過ぎる流れに関する研究はごく少数である⁸⁾。更に、回転している状態のものは見られない。なお、再生可能エネルギーの分野でも新しい風車⁹⁾の設計に関連して、このパイプを過ぎる流れが注目を集めている。

本論では、空気力学の観点から回転しているパイプの飛行メカニズムを明らかにすることを試みる。つまり、主流とほぼ平行な回転軸を有するパイプを理想化したモデルとして考え、そのパイプを過ぎる流れに注目する。具体的には、二台のハイスピード・ビデオ・カメラを用いて回転する飛行パイプの屋外観測を実施し、飛行パイプの軌道と角速度を記録した映像に基づき運動解析を行う。

2. 実験方法

2.1 モデルとパラメータ

Fig. 1に、モデル、すなわち、一様流中で回転するパイプを示す。モデルの寸法 d と l, t は、それぞれ、モデルの直径と長さ（パイプ横断面の軸方向寸法）、厚さ（パイプ横断面の軸直角方向寸法）を表す。モデルの直径と長さに対応する無次元幾何学パラメータ、すなわち、形状比（無次元直径） d/t と断面比（無次元長さ） l/t を、以下のように定義する。

$$\frac{d}{t} = \frac{d_o + d_i}{d_o - d_i} \tag{1}$$

$$\frac{l}{t} = \frac{2l}{d_o - d_i} \tag{2}$$

正確には、 d はモデルの平均直径（ $= (d_o + d_i)/2$ ）である。ここで、 d_i はモデル内側（内縁）の直径であり、 d_o はモデル外側（外縁）の直径である。

レイノルズ数を、次式で定義する。

$$Re = \frac{U_\infty t}{\nu} \tag{3}$$

ここで、 U_∞ は一様な主流流速、 ν は空気の動粘度である。また、モデルの回転速度は、外径位置での回転速度 $d_o \Omega$ と U_∞ との比である回転速度比 Ω^* を用いて表す。 Ω^* を、次式で定義する。

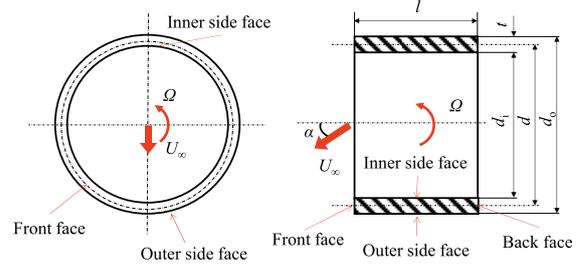


Fig. 1. Model: a rotating pipe flying in stationary fluid.

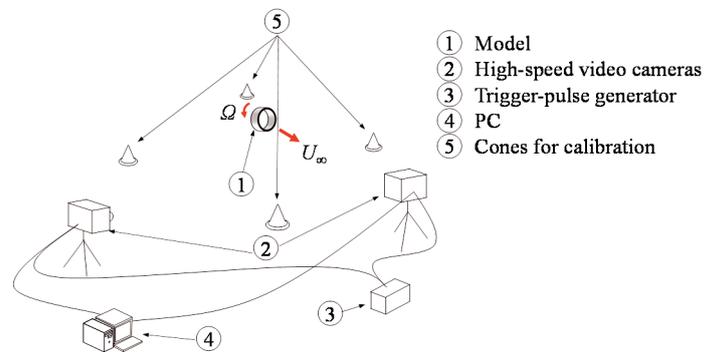
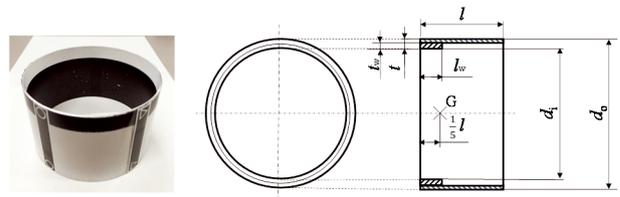


Fig. 2. Experimental apparatus for field observation.



(a) Commercial model (X-zyLo™)



(b) Model (simplified) (c) Details of (simplified) model

Fig. 3. Experimental model for field observation.

Table 1. Model's dimensions and mass, together with geometric parameters in non-dimensional forms.

	Commercial model (X-zyLo™)	Model (simplified)
Diameter d	0.096 m	0.1 m
Thickness t	0.001 m	0.001 m
Length l	0.061 m (max.), 0.048 m (min.)	0.06 m
Mass m	0.023 kg	0.017 kg
Reduced diameter d/t	96	100
Reduced length l/t	61 (max.), 48 (min.)	60

$$\Omega^* = \frac{d_0 \Omega}{2 U_\infty} \quad (4)$$

ここで、 $\Omega^* = 0$ は非回転を表す。

揚力係数 C_L と抗力係数 C_D を、以下の式により定義する。

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S} \quad (6)$$

ここで、 L と D は、それぞれ、揚力と抗力を表す。 S は翼面積であり、 $2dl$ に等しい。

2.2 屋外観測

Fig. 2 に、屋外観測に用いた実験装置の概略を示す。投擲者が投げたモデル (図中の①) の動きを、一対のハイスピード・ビデオ・カメラ (②) で記録する。ハイスピード・ビデオ・カメラは、モデルの進行方向の延長線上近くに一台と、進行方向に対して直角方向近くに一台の、都合二台を用いて撮影する。二台のカメラは、共に全軌道を計測出来る様に、十分な距離を隔てて設置する。二台のカメラは、トリガー・パルス発生器 (③) によって同期している。PC (④) は、カメラを初期化/監視し、かつ、記録したデータを保存/分析する。一方のカメラは、IEEE1394 で PC に接続する。他方のカメラは、LAN ケーブルで PC に接続する。また、較正には透明な直方体または四つのカラー・コーン (⑤) を使用する。ハイスピード・ビデオ・カメラのフレームレ-

率は 500 fps とした。

Fig. 3 に、実際の屋外観測で用いるモデルを示す。Table 1 に、モデルの寸法と質量、無次元幾何学パラメータをまとめる。パネル(a)は市販の商用モデルの、パネル(b)は単純化した実験モデルの写真を示す。特にパネル(b)は屋外観測の主要モデルであり、以降は単に「モデル」と呼ぶ。パネル(c)には、パネル(b)の詳細を示す。

連続画像の三次元運動解析により、地面固定座標系(x_E, y_E, z_E)におけるモデルの位置と姿勢を得る。その結果より、オイラー角 (今回の運動は比較的小となしいのでクォータニオンは使用しない) を使用して、モデルに作用する流体力とモーメントを求める。Fig. 4 に、オイラー角 Ψ と θ 、 ϕ の定義を示す。物体固定座標系(X, Y, Z)ともう一つの座標系(X_E, Y_E, Z_E)の原点 O は、モデルの質量中心 G とする。ここで(X_E, Y_E, Z_E)は、(x_E, y_E, z_E)を平行移動した座標系である。また、(x_E, y_E, z_E)の原点 O_E は、モデルの投擲位置とする。オイラー角 Ψ と θ 、 ϕ を用いて、(X_E, Y_E, Z_E)を(X, Y, Z)に変換する。 (X, Y, Z) におけるモデルの運動量方程式と角運動量方程式は、以下の通りである。

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg \sin \theta + F_X. \quad (7)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = mg \cos \theta \sin \phi + F_Y. \quad (8)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = mg \cos \theta \cos \phi + F_Z. \quad (9)$$

$$I_{XX} \dot{P} - I_{XZ} \dot{R} + (I_{ZZ} - I_{YY})QR - I_{ZX}PQ = M_X. \quad (10)$$

$$I_{YY} \dot{Q} + (I_{XX} - I_{ZZ})RP + I_{XZ}(P^2 - R^2) = M_Y. \quad (11)$$

$$-I_{XZ} \dot{P} + I_{ZZ} \dot{R} + (I_{YY} - I_{XX})PQ + I_{XZ}QR = M_Z. \quad (12)$$

ここで、式(7)–(9)の、 g は重力加速度である。 U と V 、 W は、物体固定座標系(X, Y, Z)でのモデルの飛行速度

の三成分である。また、式(7)–(12)の、 $P(=\Omega)$ と Q 、 R は、モデルの角速度の三成分である。 $[I_{ij}]$ は、モデルの慣性モーメント・テンソルである。ここで i と j は X または Y 、 Z である。 F_X と F_Y 、 F_Z は、外力つまり流体力の三成分である。 M_X と M_Y 、 M_Z は、外力モーメントつまり流体力のモーメントの三成分である。式(10)–(12)の左辺の非線形項は、ジャイロ効果により生じる力のモーメントを示す。

3. 結果と考察

3.1 広範囲観測

Fig. 5 は、屋外観測の一例を示す。パネル(a)と(b)は、ある瞬間に同期撮影した二つのハイスピード・ビデオ・カメラ画像である。パネル(c)は、それらの画像を含む時間的に連続した二つの同期撮影画像の三次元運動解析から得られたモデルの軌跡の一例を示す。モデルは、各パネルの赤い矢印の方向に飛行している。パネル(a)と(b)の黄色の点は、モデルの一回転に相当する。観測された軌道からは、モデルは投げ出されてからしばらくの間、複雑な軌道を描くことが分かる。その後、モデルは放物線よりも明らかに直線に近い軌道を描く。このほぼ直線状の軌道は、飛行メカニズムにおける空気力学の重要性を示唆する。

以上を確認する為、Fig. 6 は、屋外観測画像の三次元運動解析から得られたモデルの典型的な軌道を、自由落下時の放物線軌道 (図中、点線) および一定 C_L の理論軌道 (図中、一点鎖線: 後述) と共に示す (軌道の求め方は後述)。ここで、Fig. 6 と Fig. 7: 後述では、 $x_E = 5$ m で時間 $\tau = 0$ s としている。一方、モデルの放出点は $x_E = 0$ m である。Fig. 6 でも、Fig. 5 と同様、観測された軌道は、初期の不安定かつ複雑な軌道の後、 $x_E > 5$ m で放物線よりも明らかに直線に近い軌道を描く。

Fig. 6 の、放物線軌道と理論軌道を描く為、 $x_E = 5$ m でのモデルの飛行速度成分を推定する。Fig. 7 は、 $\tau = 0$ s - 0.3 s の間の飛行速度成分の時系列を示す。ここで、 $\tau = 0$ s - 0.3 s は、 $x_E \approx 5$ m - 10 m に対応する。その区間でモデルは約三回転する。パネル(a)と(b)は、それぞれ、モデルの速度ベクトルの水平成分 U と垂直成分 W を表す。Fig. 7 より、両成分が直線で近似できることが分かる。すなわち、パネル (a) では $U = -2.5\tau + 15.9$ であり、パネル(b)では $W = -0.7\tau + 2.2$ である。これらの経験式に $\tau = 0$ s を代入したものを $x_E = 5$ での初期条件として、Fig. 6 の放物線軌道と一定 C_L の理論軌道を計算している。

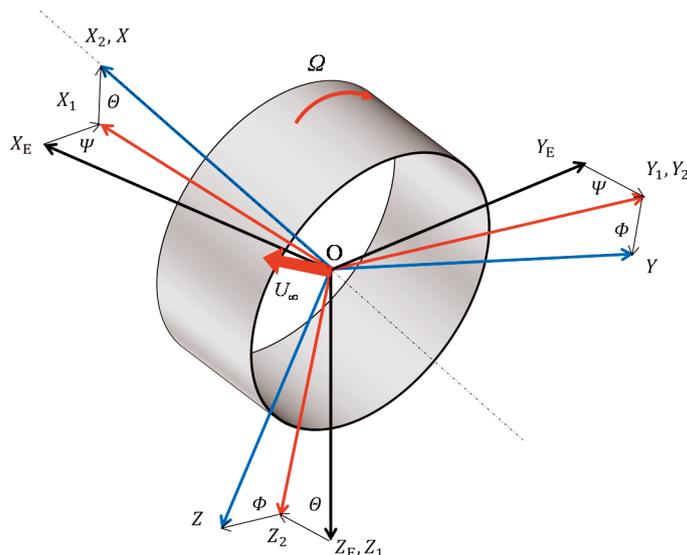


Fig. 4. Euler angles Ψ , θ and ϕ for motion analysis. The origin O of coordinates is located at a models mass centre G. A coordinate system (X_E, Y_E, Z_E) is comparative to the earth surface. Another (X_1, Y_1, Z_1) is a rotated (X_E, Y_E, Z_E) by Ψ about the Z_E axis. Another (X_2, Y_2, Z_2) is a rotated (X_1, Y_1, Z_1) by θ about the Y_1 axis. The other (X, Y, Z) is a rotated (X_2, Y_2, Z_2) by ϕ about the X_2 axis.

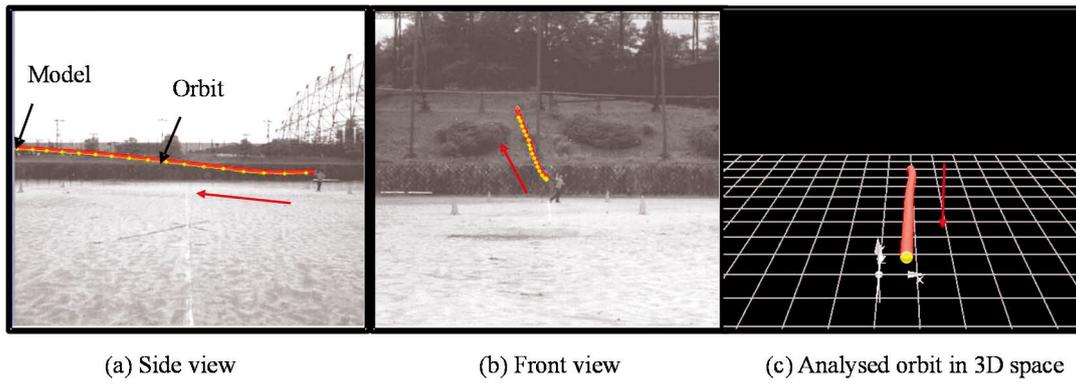


Fig. 5. An example of field observation; instantaneous images by a pair of high-speed video cameras, and the orbit by three-dimensional motion analysis. A model flies in the direction of an red arrow in each figure.

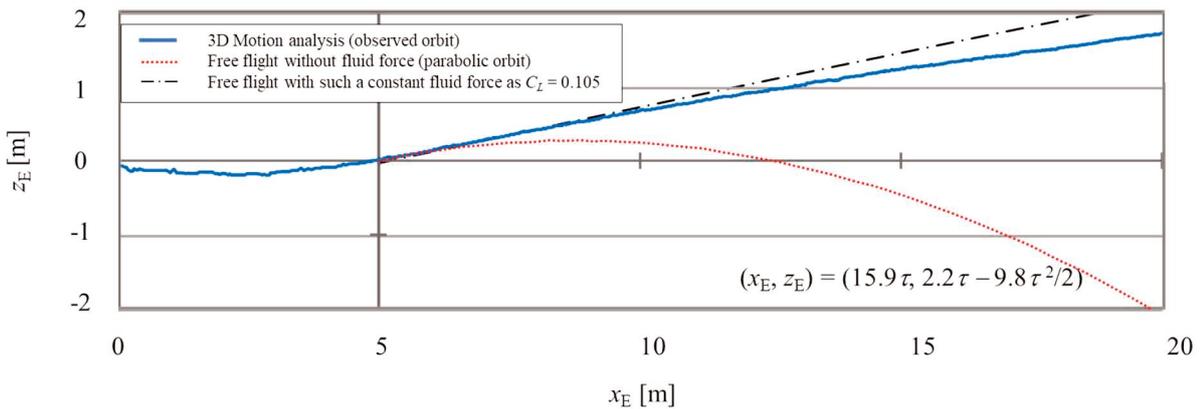


Fig. 6. Observed orbit of a model, together with a parabolic one without fluid force and a non - parabolic one with such a constant fluid force as $C_L = 0.105$. τ denotes the time which has zero at $x_E = 5$ m.

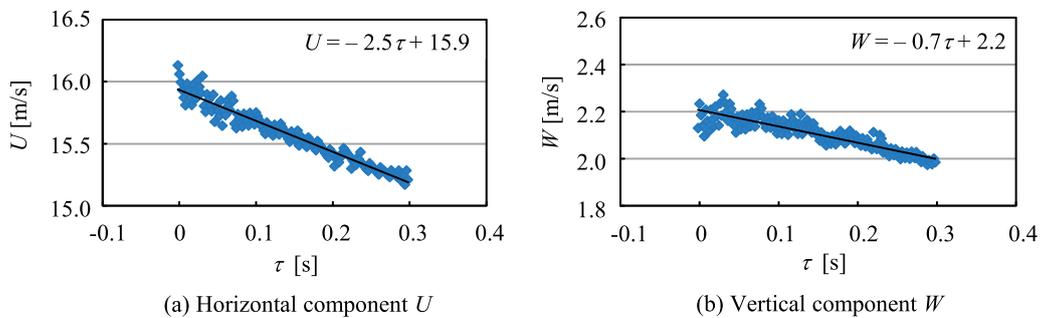


Fig. 7. Time series of flight velocity at $\tau = 0 - 0.3$ s, which corresponds to a horizontal flight distance of $x_E \approx 5 - 10$ m with about 3 model's rotations.

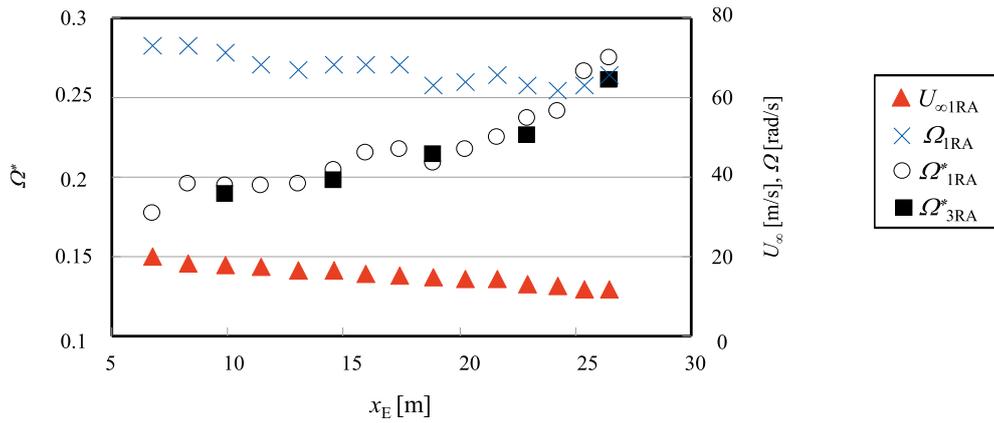


Fig. 8. Translation speed $U_\infty (\equiv (U^2 + V^2)^{1/2})$, angular velocity Ω and rotation parameter Ω^* versus horizontal flight distance x_E . Subscripts “1RA” and “3RA” denote the average over one rotation and three rotations, respectively.

Table 2. Summary of field observation.

	Commercial model (X-zyLo™)	Model (simplified)
Translation speed U_∞	16.9 m/s	14.8 m/s
Angular velocity Ω	60.3 rad/s	55.7 rad/s
Reynolds number $Re (= Re(t))$	1100	970
(Reynolds number $Re(d)$ based on d)	(110000)	(97000)
Rotation parameter Ω^*	0.17	0.18

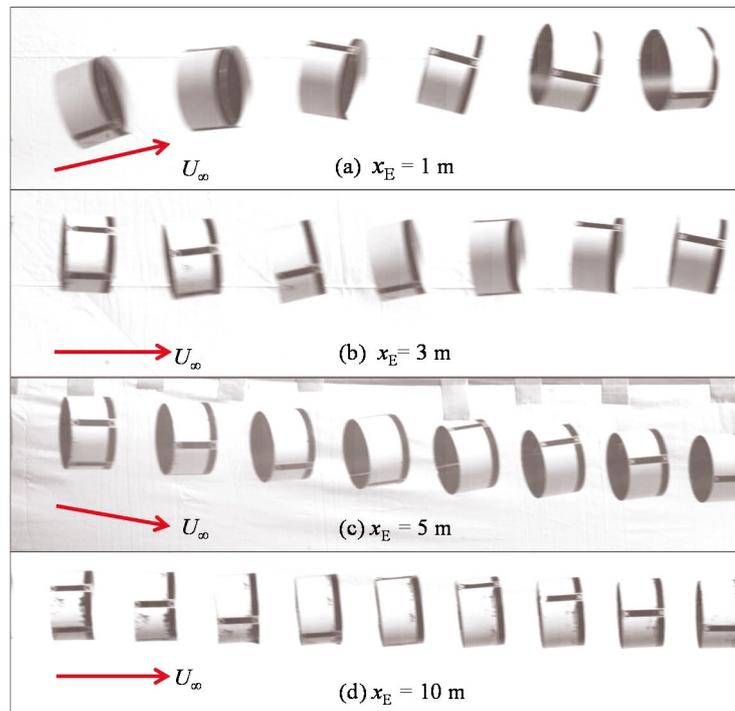


Fig. 9. Time series of model's flight attitude. A model flies in the direction of an arrow.

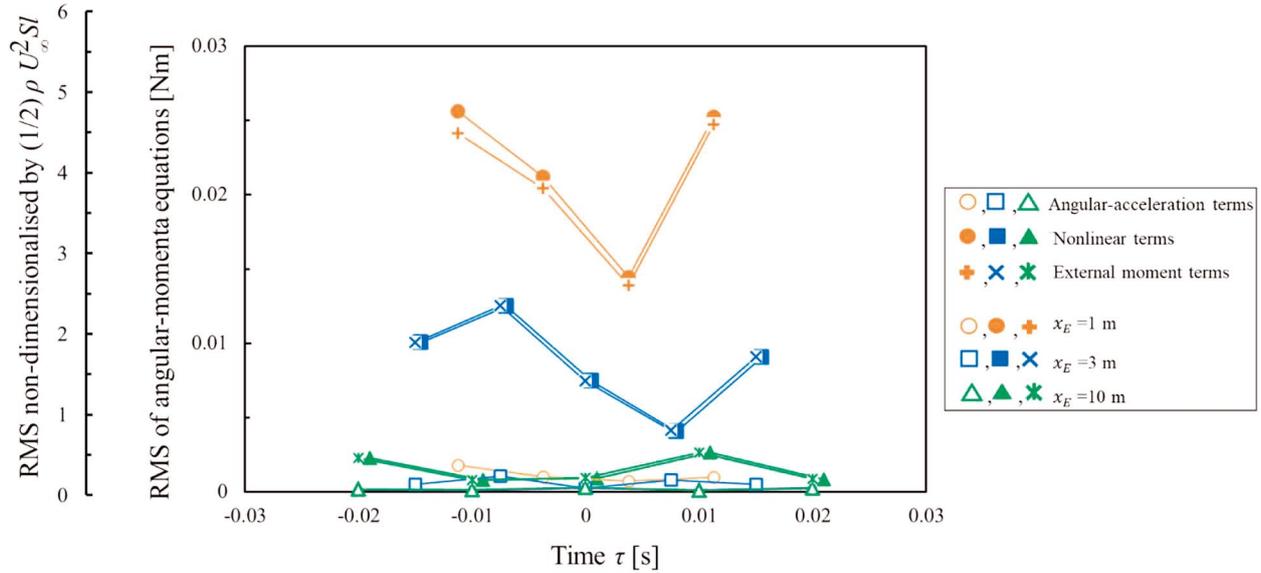


Fig. 10. Time series of moment.

Fig. 8 は、屋外観測の別の一例を示す。つまり、Fig. 8 は、水平飛行距離 x_E に対する、(1)平行移動速度 U_∞ ($\equiv (U^2 + W^2)^{1/2}$)、および、(2)角速度 Ω 、(3)回転速度比 Ω^* の三つを描く。下付き添え字「IRA」と「3RA」は、それぞれ、一回転と三回転にわたる平均を示す。 Ω^* は、 x_E が増加するに連れて、単調に増加する。逆に U_∞ と Ω とは、 x_E が増加するに連れて、単調に減少する。以上の結果は、モデルの回転の減衰が、モデルの飛行速度の減衰よりも相対的に小さいことを示唆する。

Table 2 に、今回の屋外観察での有次元/無次元の運動パラメータをまとめる。より詳しく述べると、表中の値は、複数の投擲者による 20 回の試行にわたる平均値である。全 20 回の試行は、全て、初期の不安定かつ複雑な飛行の後に安定したほぼ直線状の飛行時のものである。Table 2 からは、 Re と Ω^* は、それぞれ、約 10^3 と約 0.2 であることが分かる（投擲者によるばらつきが大きいので、1桁程度の信頼性しか現状では保証できない）。

3.2 初期の不安定かつ複雑な飛行

Fig. 9 は、さまざまな x_E での、モデルの姿勢の時系列を示す。パネル(a)と(b),(c),(d)は、それぞれ、パネル中央が $x_E = 1$ m と 3 m, 5 m, 10 m に対応する。

より具体的には、各パネルは、モデル進行方向に対して側面から撮影した画像を一定の時間間隔で重ね合わせたものを示す（フレームレートは 500 fps であるが、ここに示した画像は全体の一部である）。モデルの姿勢は、 $x_E < 5$ m の時に、上下左右に変動しながら飛行することが分かる。この姿勢変動は、モデルが進むにつれ徐々に小さくなり、 $x_E \geq 5$ m ではモデルの姿勢は安定し変動は非常に小さい。

Fig. 10 は、モデルに作用する力のモーメントを示す。Fig. 10 は Fig. 9(a)と(b), (d)に対応する。ここで、Fig. 10 と Fig. 11: 後述の $\tau = 0$ s は、Fig. 9(a)と(b), (d)の中央位置にモデルが存在する時間である。より詳しく述べると、Fig. 10 は、 $x_E = 1$ m と 3 m, 10 m における、式(10)-(12)中の、角加速度項および非線形項、流体力モーメント項の二乗平均平方根（合成成分の値）を示す。また、 $x_E = 5$ m の結果は、 $x_E = 10$ m の結果と同様に零に近いので、Fig. 10 では描いていない。

まず、 $x_E = 1$ m での結果を見る。角加速度項の値は小さく、常に (τ に依らず) 零に近い。一方、非線形項の値は角加速度項の値よりもはるかに大きく、かつ、時間 τ の増加に連れて大きく変動する。また、流体力モーメント項の値は、非線形項の値とほぼ一致する。これは、非線形項（モデルの回転によるジ

ジャイロ・モーメント) が流体力モーメントとほぼ均衡していることを示唆する。同様に、これは、モデルの角加速度が角運動量の平衡に及ぼす影響が無視できることも示唆する。次に、 $x_E = 3 \text{ m}$ の結果を見る。定性的観点からは、 $x_E = 3 \text{ m}$ の結果は上述の $x_E = 1 \text{ m}$ の結果と同様である。また、定量的観点から見ると、 $x_E = 3 \text{ m}$ の各項の値は、 $x_E = 1 \text{ m}$ のそれらよりも、常に小さくなる。最後に、 $x_E = 10 \text{ m}$ での結果を見る。定性的観点からは、 $x_E = 10 \text{ m}$ での結果も、 $x_E = 1 \text{ m}$ や 3 m での結果と同じである。また、定量的観点からは、 $x_E = 10 \text{ m}$ での各項の値は、任意の時間の $x_E = 1 \text{ m}$ や 3 m のそれらよりもはるかに小さく、零に近い。

以上をまとめると、ジャイロ・モーメントは常に流体力モーメントとほぼ均衡しており、モデルの角加速度が角運動量の平衡に及ぼす影響は無視できることが分かる。更に、水平飛行距離 x_E の増加に連れて、各項の時間平均値も変動幅も共に零へと漸近する。以上の減衰/安定化の過程において、ジャイロ効果こそが、モデルの角加速度とではなく、流体力モーメントとのみバランスをとる主要な役割を果たす。

補足すると、Fig. 9 と Fig. 10 との間に、ある良好な対応関係を確認することができる。Fig. 10 において、非線形項の値は、 x_E が 1 m から 10 m に増加するに連れて、減少する傾向にある。一方、Fig. 9 において x_E が 1 m から 10 m に増加するに連れて、モデルの姿勢変動は小さくなる傾向がある。具体的には、 $x_E = 1 \text{ m}$ において、 $\tau = 0.00375 \text{ s}$ での非線形項の値は、 $\tau = -0.01125 \text{ s}$ と 0.01125 s での値より小さい。実際、Fig. 9(a) に示す様に、 $x_E = 0.95 \text{ m} \sim 1.15 \text{ m}$ での姿勢変動は、 $x_E = 0.65 \text{ m} \sim 0.85 \text{ m}$ と $x_E = 1.15 \text{ m} \sim 1.35 \text{ m}$ での姿勢変動よりも小さく見える。同様に、 $x_E = 3 \text{ m}$ では、 $\tau = 0.0075 \text{ s}$ での非線形項の値は $\tau = -0.0075 \text{ s}$ での値より小さい。実際、Fig. 9(b) では、 $x_E = 3.07 \text{ m} \sim 3.20 \text{ m}$ での姿勢変動が $x_E = 2.80 \text{ m} \sim 2.93 \text{ m}$ での姿勢変動よりも小さく見える。

3.3 安定した直線状の飛行

Fig. 11 は、屋外観測に基づく三次元運動解析により求めた揚力係数 C_L と抗力係数 C_D の時系列を示す。すなわち、Fig. 11 は、 $Re = 1020$ かつ $\Omega^* = 0.19$ 、迎え角 $\alpha = 2^\circ$ での $x_E = 10 \text{ m}$ における結果である。厳密に言えば、 $\tau = 0 \text{ s}$ が $x_E = 10 \text{ m}$ に対応する。パネル(a) と (b) は、それぞれ、 C_L と C_D を表す。各パネルにおいて、三次元運動解析の時間平均値を実線で示す。つまり、パネル(a) では $C_L = 0.105$ であり、パネル(b) では $C_D = 0.043$ である。 $C_L = 0.105$ となる事実は、重力 mg と揚力 L がほぼ同じ値になることに対応する。 L と mg との間のこの均衡は、直線状飛行の基本的メカニズムである。

また、パネル(a) では、理論値として、(1)無限に長いスパンの翼を想定してモデルを二枚の平板翼と近似した二次元翼のポテンシャル理論を用いて計算した値、および、(2)モデルを有限スパンの翼と考慮して高アスペクト比翼と近似した三次元翼のポテンシャル理論より求めた値、(3) (2)と同様だが高アスペクト比翼ではなく細長物体として仮定し求めた値の三つを、観測値との比較の為に示す。(特に(1)と関連して、二次元複葉翼のポテンシャル理論^{10, 11)}も利用可能だが、今回の実験条件下ではその値は(1)に近い。)

一方、パネル(b)では、理論値として、(1)層流境界層理論を用いて計算した値と、(2)モデルを有限スパンの翼として考慮して細長物体と仮定した三次元翼のポテンシャル理論より求めた値の二つを、観測値との比較の為に示す。

層流境界層理論を除く理論では、双平板、すなわち、スパン d かつ長さ l の平行な長方形平板の対を仮定する。二次元翼のポテンシャル理論では、平板循環 $\Gamma = -4\pi U_\infty (l/4) \sin\alpha$ (Kutta, (1902), Lamb (1932)¹²⁾ から引用)ならびに Kutta-Joukowski 定理 $L = -\rho U_\infty \Gamma$ (Kutta (1902) と Joukowski (1906), Lamb (1932)¹²⁾ から引用) より、 $C_L = 2\pi \sin\alpha$ となる。高アスペクト比翼と近似した三次元翼のポテンシャル理論では、 C_L は Anderson (1936)¹³⁾ により、次のように与えられる。 $\partial C_L / \partial \alpha = 2\pi / (1 + 2\pi / (\pi AR))$ 。細長物体のポテンシ

ヤル理論では, C_L と C_D は, Jones (1946)¹⁴⁾あるいは Wu (1971)¹⁵⁾により, $C_L = (1/2) \pi AR \alpha$ と $C_D = (1/2) C_L \alpha$ で与えられる. 層流境界層理論では, 抗力 D は $0.664(\mu \rho U_\infty^3 l)^{1/2} \times \pi d \times 2$ (Blasius, 1908)¹⁶⁾と, 与えられる.

まず, パネル(a)を見る. いかなる瞬間も C_L はほぼ一定で時間平均値 0.105 に近く, その結果, C_L の時間変動は小さい. この小さい変動は, C_L 測定の良い精度を示唆している. また, 観測値は, (1)二次元翼のポテンシャル理論の値よりかなり小さいが, (2)高アスペクト比翼のポテンシャル理論や(3)細長物体のポテンシャル理論とはかなり近い. よって, モデルの揚力は, 三次元翼のポテンシャル理論によって概ね予測できそうである.

次に, パネル(b)を見る. C_D の時間平均値は 0.043 となり, 零に近い. ただし, C_D の大きな変動振幅は C_L とは対照的に C_D 測定の高い精度を示唆する. 低い測定精度の原因として, モデル飛行方向の速度成分 U がその法線方向速度成分 V や W よりもはるかに大きいことが挙げられる. すなわち, 各時点の U の誤差の絶対値は, 各時点での W の誤差の絶対値よりもはるかに大きくなりがちであろう. ここで注意すべきは, 式(7)と(9)において, それぞれ, C_D には \dot{U} の影響が, C_L には \dot{W} の影響が卓越することである. 飛行メカニズムに関するより詳細な議論の為, 将来, C_D の正確な測定が望まれる. もっとも, 屋外観測と同様, (1)層流境界層理論を用いて計算した C_D 値も, (2)パイプを有限翼として考え細長物体として仮定して三次元翼のポテンシャル理論より求めた C_D 値も, 共に非常に小さく零に近い.

前述したが, Fig. 6には, 観測された軌道と放物線軌道に加えて, C_L を一定値(0.105)かつ C_D を零と仮定した二つの理論軌道も示す. より具体的には, 放物線運動と同じ $x_E = 5$ mにおける初期条件のもと, 流体力として $C_L = 0.105$ かつ $C_D = 0$ を仮定した理論軌道を, 図中に一点鎖線で示す. この流体力を想定した理論軌道は, ほぼ直線状であり, 観測された軌道に近い. 逆に, 両者は, 流体力を想定しない理論軌道, すなわち, 放物軌道とは大きく異なる. 以上

をまとめると, 飛行軌道を考える上で, モデルに作用する流体力は無視できない.

4. 結び

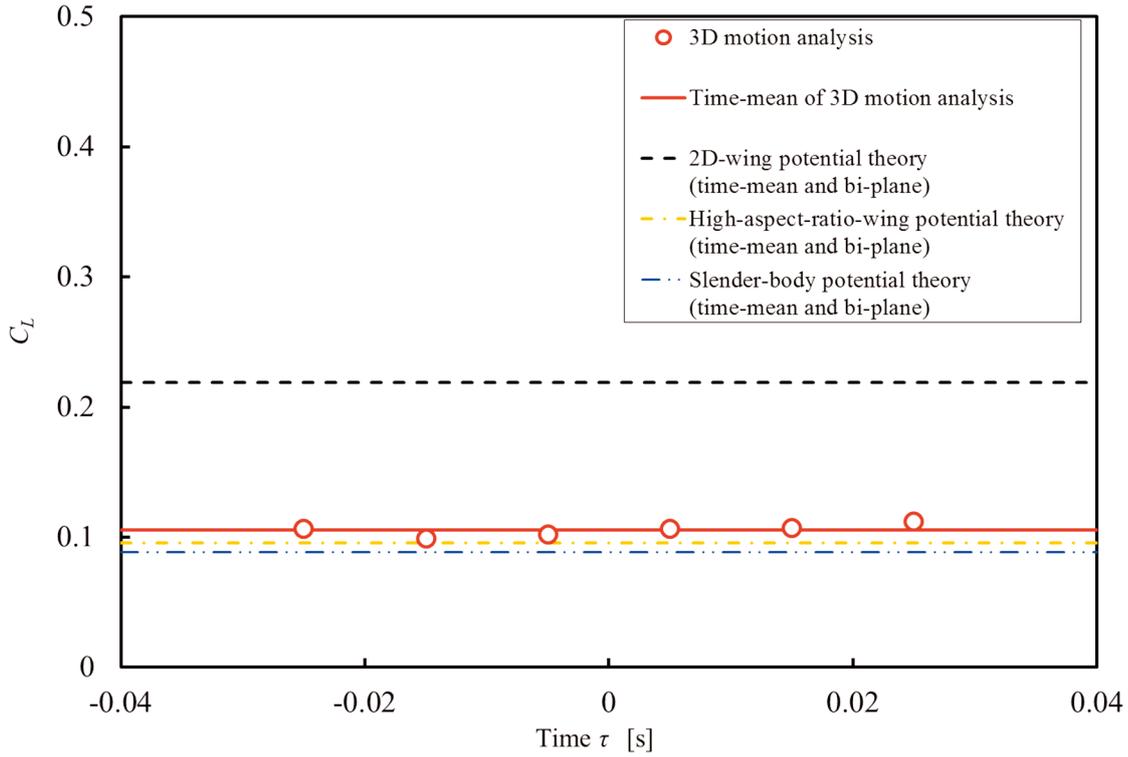
屋外観測と数値解析により, 飛行する回転パイプをモデルとして検討した. 得られた結果を, 以下にまとめる (人の投擲によるばらつきが大きいので数値はあくまで今回の実験条件下でのものである).

(1) 観測された軌道からは, モデルは投げ出されてからしばらくの間, 複雑な軌道を描くことが分かる. その後, モデルは放物線よりも明らかに直線に近い軌道を描く. このほぼ直線状の軌道は, 飛行メカニズムにおける空気力学の重要性を示唆する. 具体的に述べると, 水平飛行距離 $x_E = 0$ m ~ 5 m において, モデルは, 不安定で複雑な飛行をする. その後の $x_E > 5$ m で, 安定したほぼ直線状の飛行を行う. 初期の不安定で複雑な飛行後の, 安定したほぼ直線状の飛行では, モデルの回転の減衰が, モデルの飛行速度の減衰よりも相対的に小さくなる. また, モデルの安定したほぼ直線状の飛行時におけるレイノルズ数 Re と回転速度比 Ω^* はそれぞれ, 約 10^3 と約 0.2 である.

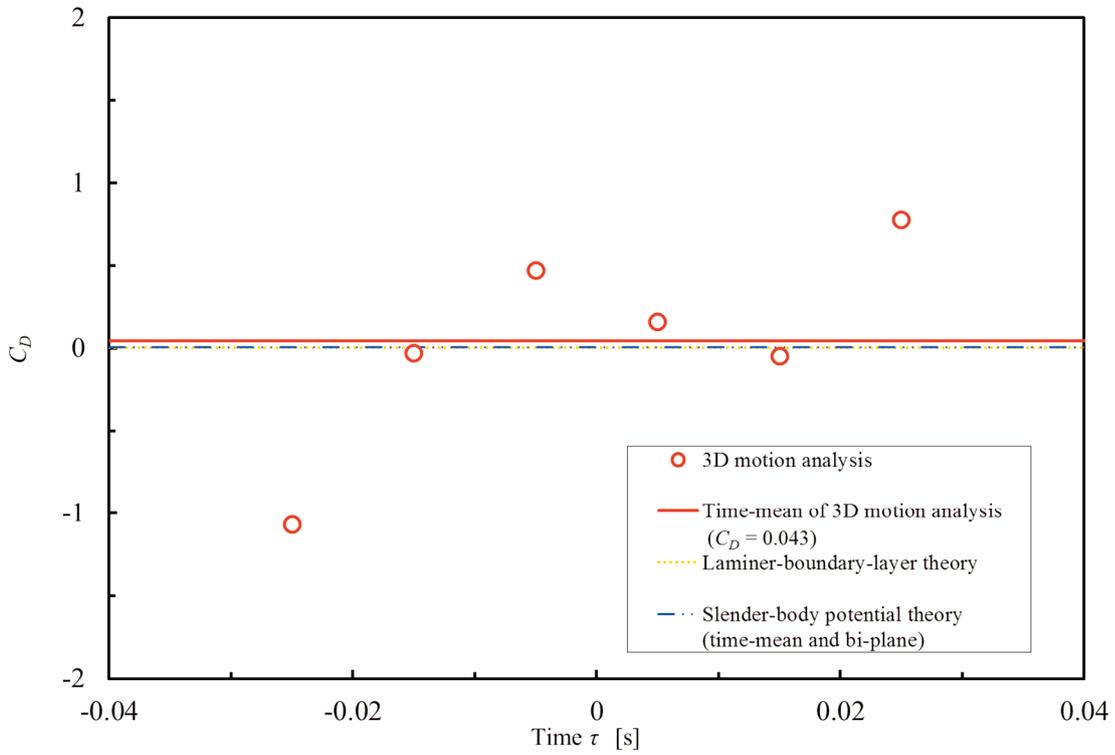
(2) $x_E < 5$ m での初期の不安定で複雑な飛行では, モデルは上下左右に変動する. そして, 水平飛行距離 x_E の増加に連れて, モデルに作用する力のモーメントの時間平均値も変動幅も共に零へと漸近する. 以上の減衰/安定化の過程において, ジャイロ効果が, モデルの角加速度とではなく, 流体力モーメントとのみバランスをとる主要な役割を果たす.

(3) 安定したほぼ直線状飛行に関して, 屋外実験に基づいて空力特性を明らかにした. つまり, 観測された C_L の平均値は 0.105 となり, 揚力 L が重力 mg にほぼ等しい. 更に, モデルの揚力は, 三次元翼のポテンシャル理論によって概ね予測できる. モデルの抗力は理論と同様に非常に小さく零に近い.

(4) 将来は, 正確かつ再現性のある投擲を行う実験装置を開発し, より多くの試行に基づく統計処理が望まれる.



(a) Lift coefficient C_L



(b) Drag coefficient C_D

Fig. 11. Time series of lift coefficient C_L and drag coefficient C_D at $x_E = 10$ m (for $Re = 1,020$, $\Omega^* = 0.19$ and $\alpha = 2^\circ$).

本研究には、同志社大学の永田麻王氏の技術的支援を受けた。ここに記して謝辞を表す。

参考文献

- 1) WMC(online), available from <<http://www.wmctoys.com/products/x-zylo>>, (accessed on January, 2017).
- 2) M. Takamoto, “A Study of the Wake Structure Behind Bluff Rings”, *Bulletin of NRLM*, **36**, 1–93 (1987).
- 3) T. Leweke, M. Provansal, and L. Boyer, “Stability of Vortex Shedding Modes in the Wake of a Ring at Low Reynolds Number”, *Physical Review Letters*, **71**, 3469–3472 (1993).
- 4) 平田勝哉, 舟木治郎, 津野夏規, “流れの中に置かれたリングの臨界断面”, *Trans. JSME, Ser. B*, **67**[664], 3101–3109 (2001).
- 5) G. J. Sheard, M. C. Thompson, K. Hourigan and T. Leweke, “The Evolution of a Subharmonic Mode in a Vortex Street”, *Journal of Fluid Mechanics*, **534**, 23–38 (2005).
- 6) 平田勝哉, 永瀬敦史, 舟木治郎, “後流渦輪の発達”, *Trans. JSME, Ser. B*, **72**[714], 285–290 (2006).
- 7) 平田勝哉, 永瀬敦史, 舟木治郎, 藤川顕寛, “リングを過ぎる流れの曲率効果と厚み効果”, *Trans. JSME, Ser. B*, **73**[725], 126–132 (2007).
- 8) K. Hirata, J. Funaki, Y. Sakata, S. Yajima and H. Yamazaki, “High-Reynolds-Number Flow Past a Pipe”, *Journal of Fluid Science and Technology*, **8**[3], 380–395 (2013).
- 9) Y. Ohya, T. Karasudani, A. Sakurai and M. Inoue, “Development of a High-Performance Wind Turbine Equipped with a Brimmed Diffuser Shroud”, *Trans. Jpn. Soc. Aero. Space Sci.*, **49**, 18–24 (2006).
- 10) I. E. Garnick, Potential flow about arbitrary biplane wing section, NACA Rep., No. 542 (1936).
- 11) 片柳亮二, 飛行機の翼理論, (成山堂書店, 東京, 2016), pp.104-115.
- 12) H. Lamb, Hydrodynamics 6th Ed., Cambridge University Press, Cambridge, UK, pp. 681–682(1932).
- 13) R. F. Anderson, Determination of the characteristics of tapered wings, NACA Rep., No. 572 (1936).
- 14) R. T. Jones, Properties of low aspect-ratio pointed wings at speeds below and above the speed of sound, NACA Rep., No. 835 (1946).
- 15) T. Y.-T. Wu, “Hydromechanics of Swimming Propulsion, Part 3, Swimming and Optimum Movements of Slender Fish with Side Fins”, *Journal of Fluid Mechanics*, **46**, 545–568 (1971).
- 16) H. Blasius, “Grenzschichten in Flüssigkeiten Mit Kleiner Reibung”, *Zeitschrift für Mathematik und Physik*, **56**, 1–37 (1908).