

無線操縦ヘリコプタの運動解析

佐藤 直起^{*1}・中里 浩一^{*2}・津田慎一^{*3}・別府護郎^{*4}

Flight Dynamic Analysis of Radio-Controlled Helicopter

by

Naoki SATO^{*1}, Koichi NAKAZATO^{*2}, Shinichi TSUDA^{*3} and Goro BEPPU^{*4}

(received on Sep. 30, 2002, accepted on Jan. 20, 2003)

Abstract

The flight dynamics of a radio-controlled helicopter was analyzed in order to develop a stability augmentation system (SAS) for a safer flight control system. Experimental results are also shown to validate the validation of our approach. Data for a successful flight have been obtained and the scenery of the flight test is given at the same time.

Keywords: Radio Control, Helicopter, Flight Dynamic Analysis, Pitch Damping, Flight Experiments

1. はじめに

無線操縦ヘリコプタは実機と比較して運動特性が良いことが特徴であるが、そのことが初心者にとって操縦を難しくしている。無線操縦ヘリコプタが高い運動特性を示す要因としてはメインロータのヒンジシステムが自由度を持たない（ヒンジレス・ロータ）ことによるハブ・モーメントの影響が挙げられる。本研究では実験とシミュレーションから無線操縦ヘリコプタの運動特性、操舵応答特性を探り、操舵応答を改善するための制御系を設計することが目的である。今回、運動特性、操舵応答特性を調べるために2つの実験を行い、計算結果と比較したので以下にその詳細を示す。なお本研究は飛行条件をホバリング付近に限定して行った。

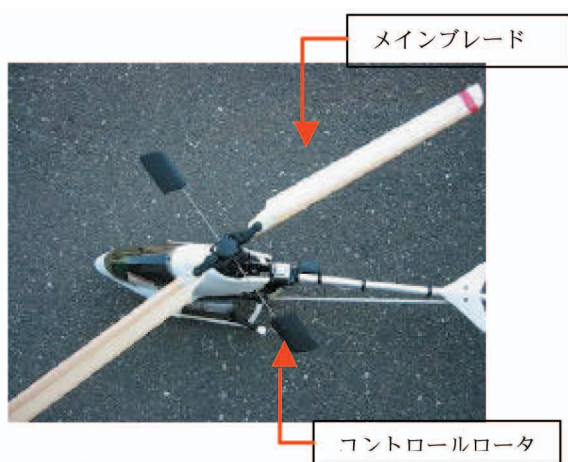


Fig1. Radio-Controlled Helicopter

2. 使用機体

研究に用いている機体は HIROBO 社製 Shuttle SCEADU である。その諸元を以下に示す。

全長×全幅×全高	1190×215×440 (mm)
機体重量	3.3 (kg)
メインロータ直径	1348 (mm)
ホバリング時の回転数	約 1300 (rpm)
テールロータ直径	244 (mm)

3. 理論解析

3. 1 座標系

本研究で使用している座標系を Fig.2 に示す。原点を重心に一致するように取り機体に固定する。機首方向を X 軸、その右手側を Y 軸、機体下方向を Z 軸の正にとる。そして各軸の速度成分を u, v, w とし、角速度成分を p, q, r とする。

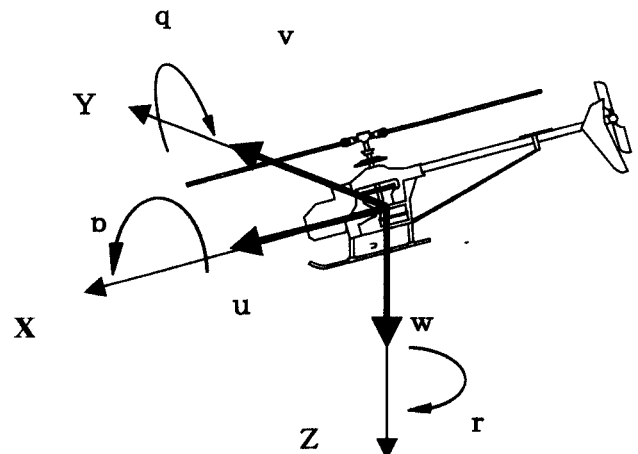


Fig.2 Coordinate System

*1 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程後期
*2 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程前期
*3 工学部航空宇宙学科教授
*4 元工学部航空宇宙学科教授

3. 2 運動方程式

$$m\dot{u} = -mg \sin \theta + X_a \quad (1)$$

$$m\dot{v} = mg \cos \theta \sin \phi + Y_a \quad (2)$$

$$m(\dot{w} + qu_0) = mg \cos \theta \cos \phi + Z_a \quad (3)$$

$$I_{xx}\dot{p} = L \quad (4)$$

$$I_{yy}\dot{q} = M \quad (5)$$

$$I_{zz}\dot{r} = N \quad (6)$$

ここで

- m : 機体質量 (kg)
- X_a : X 軸成分の空気力 (N)
- Y_a : Y 軸成分の空気力 (N)
- Z_a : Z 軸成分の空気力 (N)
- L : X 軸周りの空気力によるモーメント (N・m)
- M : Y 軸周りの空気力によるモーメント (N・m)
- N : Z 軸周りの空気力によるモーメント (N・m)
- θ : ピッチ角度 (rad)
- ϕ : ロール角度 (rad)

現在考えている運動は (1), (2), (4), (5) の運動のみである。(3), (6) は (1), (2), (4), (5) の運動と連成しないとして考慮してない。 X_a, Y_a, L, M はヘリコプタに加わる空気力と空気力によるモーメントであり、ホバリング付近では、主としてロータに加わる空気力と空気力によるモーメントになる。

3. 3 ロータに作用する空気力とモーメントの計算方法

ロータに働く空気力とモーメントについて以下のような手法を用いて計算した。

- (1) 空気力の計算方法にはブレード翼素理論を用いる¹⁾
- (2) SCEADU のヒンジはヒンジレスであるが、ブレードは木製のため力加わると弾性変形する。その弾性効果を考慮するため Fig.3 に示したような等価的なヒンジオフセットとフラップ運動を拘束するスプリングで表現する Young の手法を用いる²⁾。
- (4) 吹き下ろしの計算には Pitt と Peters の Dynamic Inflow の手法を用いる³⁾。Dynamic Inflow とは吹き下ろしを次式で仮定したとき \bar{v} を定常流れとすると、 v_0, v_s, v_c の項であり時間により変化する。

$$\bar{v} = \bar{v}_0 + v_s r \sin \psi + v_c r \cos \psi \quad (7)$$

Pitt と Peters によればブレードの推力を次のように考える。推力はブレード周りの空気の運動量変化で生じる。吹き下ろしが時間的に変化するときは、定常的な運動量変化に加えて、ブレード周りの空気 (ヴァーチャルマス, VM とする) の運動量変化の時間的変化により推力が生じる。

- (5) メインロータとコントロールロータにはホーエンエムザの仮定を用いる⁴⁾。

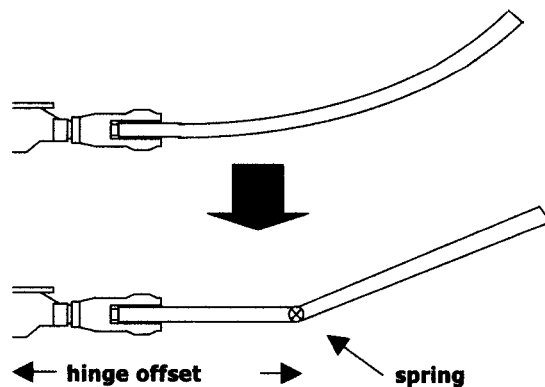


Fig.3 Analysis model of main rotor

以上のような手法を用いて無線操縦ヘリコプタの運動を計算するプログラムを作成した⁵⁾。プログラムではメインロータ、コントロールロータ、水平尾翼、垂直尾翼、胴体に関して計算を行い、機体重心に関する各軸の力とモーメントを求める。それを、3. 2で示した運動方程式に代入し、求めた加速度、角加速度を積分することで重心に関する速度と角速度を得る。この得られた速度、角速度と操舵入力を用いて新たな力とモーメントを計算する。ホバリング付近ではメインロータの影響が大きいためメインロータに関するブロック線図を Fig.4 に示す。ここで

- A1sp : 横のスウォッシュプレート角度 (rad)
- B1sp : 縦のスウォッシュプレート角度 (rad)
- A1 : 横のサイクリックピッチ角 (rad)
- B1 : 縦のサイクリックピッチ角 (rad)

である。

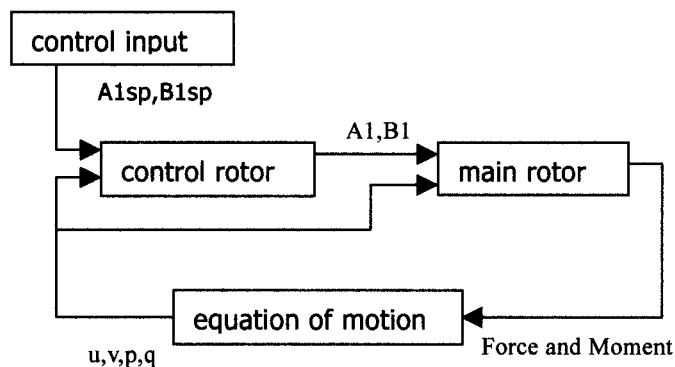


Fig.4 Block diagram of simulation

4. 実験

4. 1 ピッチダンピング計測

4. 1. 1 実験装置および方法

Dynamic Inflow や VM が無線操縦ヘリコプタにどのような影響を与えているかを調べるために、運動を 1 自由度に拘束して次のような実験を行った。Fig.5 に使用した実験装置の概略を示す。無線操縦ヘリコプタを台座に固定し、テールの部分をスプリングで上下に拘束した。また台座の部分では、ピッチ角 θ 以外の自由度をすべて拘束してある。ピッチ角 θ は台座に取り付

けてある，ポテンシオ・メータで計測する．

メインロータをホバリング時の回転数（約 1300rpm）で回転させ，ピッチ角をとったあとフリーにして釣り合い位置までの減衰の様子を計測した．

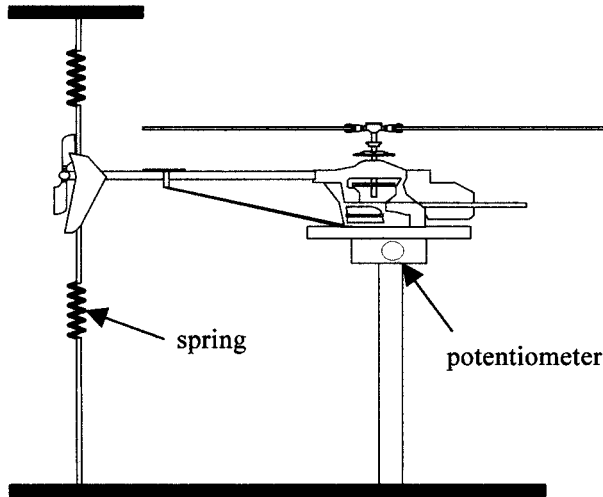


Fig.5 Experimental model of pitch damping

4. 1. 2 実験結果

ピッチダンピングの実験結果と計算値との比較を Fig.6 に示す．計算値は吹き下ろしのモデルの違いによって 3 種類ある．1 つは Dynamic Inflow を考慮してないモデルである．残りの 2 つは Dynamic Inflow を考慮に入れたモデルにヴァーチャルマス (VM) の影響を計算に入れているかどうかである．

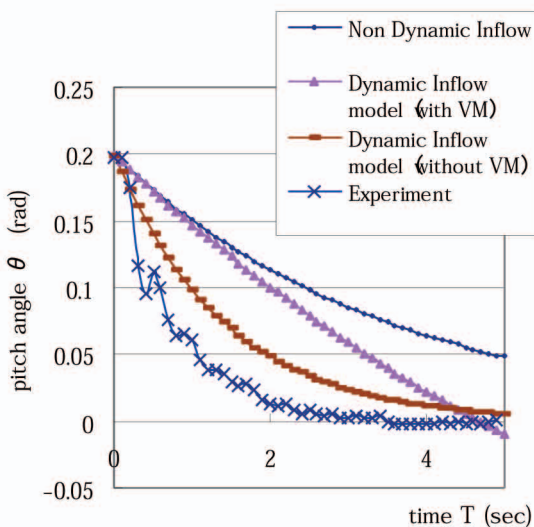


Fig.6 Result of pitch damping

Fig.6 より次のことが分かる．Dynamic Inflow を計算しないと実験値と大きくはずれる．そのため，Dynamic Inflow はピッチ角の減衰に大きな影響を与えている．また最も精密なモデルは Dynamic Inflow with VM であるが，実験値に最も近いのは VM を考慮しないモデルである．このことから，VM の影響は少なく Fig.6 の結果は VM の計算に間違いがあると考えられる．

4. 2 飛行実験

4. 2. 1 実験システムおよび方法

飛行実験では実際に無線操縦ヘリコプタを飛行させ，機体の運動データを取得し計算値と比較する．飛行実験で用いたシステムの概略図を Fig.10 に示した．機体の運動データは機種に積んだセンサで加速度，角速度を測り，ローパスフィルタを通す．その後，機体中央下に積んだマイコンで A/D 変換した後 RS232C インターフェイスで有線にてデータを送信し，地上の計測用コンピュータで取得する．操舵入力には送信機の操縦データを A/D 変換ボードを通して同じく地上の計測用コンピュータでデータを取得する．

今回の飛行実験ではロール操舵とピッチ操舵入力に対する機体の角速度応答を計測した．手順としてはまず，無線操縦ヘリコプタをホバリング状態にした後拘束，Fig.7 のような操舵入力をスウォッシュプレートに加える．操舵入力を加えた後は一切の操舵をしないで機体がどのような運動をするのかを計測した．

4. 2. 2 実験結果

この実験は機体の操舵応答を計測するために行った．Fig.7 のようにホバリング状態からピッチ操舵は行わないで，ロール操舵のみをした場合の角速度応答が Fig.8 である．操舵をすると約 0.3 (rad/sec) の角速度が生じていることが分かる．また，機体の振動によりピッチ角速度が生じている．Fig.9 はロールの角速度応答を実験値と計算値で比較したものである．計算値は実験値の 2 倍以上の角速度の値になっている．Fig.11 は飛行実験の時の写真である．

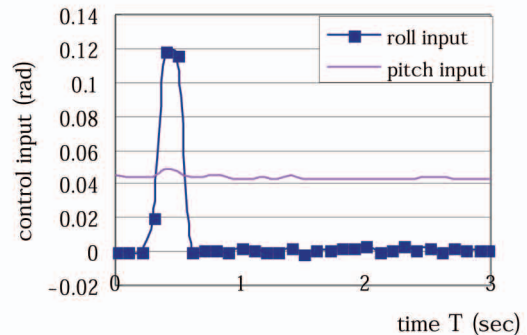


Fig.7 Control input

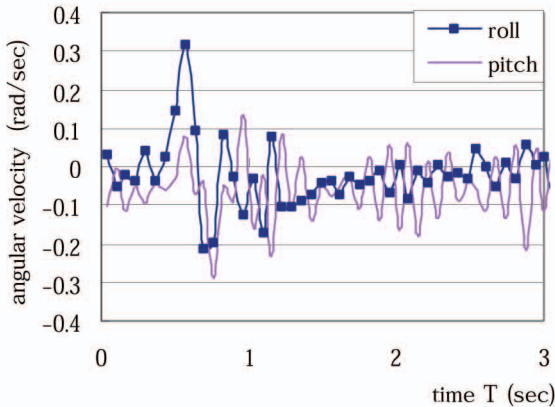


Fig.8 Control response

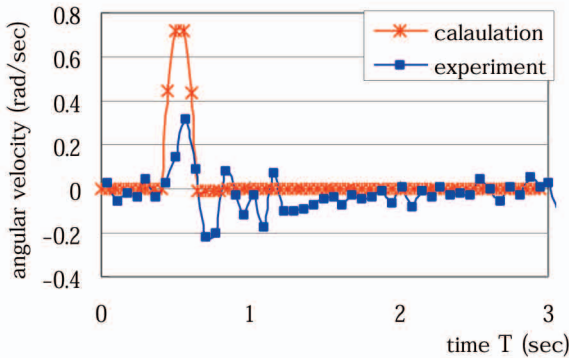


Fig.9 Roll response

5. 考察

今回行った2つの実験により次のような結果が得られた。

- ・ ピッチダンピングではDynamic Inflowは機体の運動に大きな影響を与えている。しかし、VMの影響は少なく、現時点ではVMの算出が間違っている。
- ・ 飛行実験結果ではロール応答に関して計算値が実験値の2倍以上の値をとる。

よって今後の検討課題として次のようなことが挙げられる。

- ・ VMの算出方法を検討し、計算プログラムを修正する必要がある。
- ・ 飛行実験ではセンサー取り付け位置の剛性を増して振動の影響を受けにくくする。

また、ラジコンヘリコプタは操舵入力によりコントロールロータの迎角が変化し、コントロールロータがシーソーのようにフラップ運動する。このフラップ運動と連動してメインブレードのピッチが変わる。また、ピッチング運動によってもコントロールロータがシーソー運動し、ブレードのピッチ角を変化させピッチングモーメントを発生しピッチング運動に影響を与える。このようにコントロールロータの運動は機体の運動と密接な関係がある。そのため現段階ではメインロータとコントロールにホーエンエムザの仮定を用いてロータのダイナミクスを無

視しているが、今後はロータのダイナミクスも考慮していく。さらに計算プログラムにはYoungの手法も取り入れているため、弾性率の異なるブレードでも同様の実験を行い計算プログラムの妥当性を証明していく。

6. 謝辞

本論文を書くに当たり、東京大学工学部教授河内先生にお世話になったことを感謝致します。

7. 参考文献

- 1) 加藤寛一郎, 今永勇生 : 「ヘリコプタ入門」 東京大学出版 1985.
- 2) M.I.Young : 'A Simplified Theory of Hingeless Rotors with Application to Tandem Helicopters.' Proceeding of the Eighteenth Annual National Forum of the American Helicopter Society, May 1962.
- 3) D.A.Peters, G.H.Gaonkar : 'Theoretical Flap-Lag Damping with Various Dynamic Inflow Models Journal of the American Helicopter Society, July 1980
- 4) Raymond. W. Prouty : 'Helicopter Performance, Stability and Control.' Krieger Publishing Company 1986.
- 5) Gareth. D. Padfield : 'Helicopter Flight Dynamics, The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling.' Oxford, Blackwell Science, 1996.

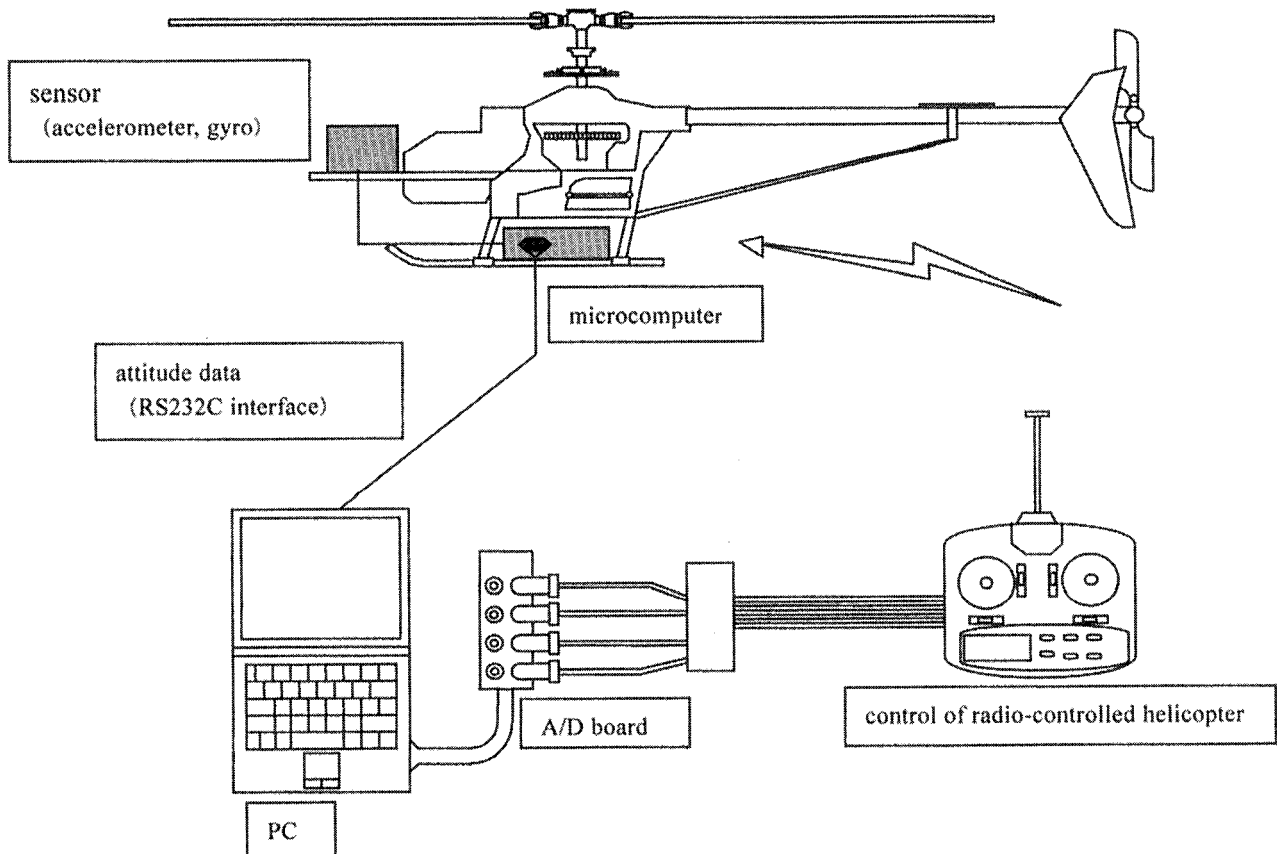


Fig.10. Schematic diagram of flight experimental system



Fig.11 The scenery of the flight experiment