

RC-ヘリコプタのブレードフラッピングを拘束するゴムと スタビライザ・バーに関する研究

根本健一*¹, 平岡克己*², 別府護郎*³

An Investigation of Spring-Constrained Flapping Blades and Stabilizer Bars for Radio-Controlled Helicopter

by

Ken-ichi NEMOTO*¹, Katsumi HIRAOKA*², and Goro BEPPU*³

(Received on March 31, 2005 & accepted on June 23, 2005)

Abstract

The effects of rubber, which is installed near the root of the blades of a radio-controlled helicopter in order to constrain blade flapping, and a stabilizer bar on the handling qualities are investigated theoretically and experimentally. The correctness of the equations of motion used in this paper is proved experimentally. Using these equations, the step lateral control responses are calculated and handling qualities are elucidated. On the basis of a flight test, the effect of these handling qualities on the control of the helicopter is examined. The following results are obtained. When the stabilizer bar lock number is small, the control effectiveness becomes small and it is difficult to perform rapid handling. When the strength of the rubber used is small, the time constant for the control input response becomes large, and its ability to stop the undesirable motion becomes worse. When a blade is installed in the hub rigidly without a hinge, limit cycle oscillations of pitching and rolling motions occur. Thus, it is difficult to perform the mission flight.

Keywords: RC helicopter, handling qualities, rubber, stabilizer bar, rigid rotor

1. まえがき

ほとんどのホビー用ラジコン(RC)ヘリコプタでは、操縦性を改善するために、ブレードのフラッピング運動を拘束するゴムとスタビライザ・バーが装着されている。

ゴムは Fig.1 に示すように、ブレードのフラッピング運動に比例してフラッピングを拘束するフラッピングモーメントを発生するように、ブレードの付け根に装着されている。

スタビライザ・バーは Fig.2 に示すように、棒の先に小さなブレードが付いている形状をしている。スタビライザ・バーは、メインブレードと直交して装着されている。スタビライザ・バーはフラッピング運動可能であり、機体の角速度によるジャイロモーメント等でフラッピング運動を起こすと、メインブレードのピッチ角が変化し、この機体の角速度運動を抑制するモーメントを発生する機能を持つ。また操縦によりスタビライザ・バーのブレードのピッチ角を変化させフラッピングモーメントを発生させてフラッピング運動を起こし、メインブレードの

ピッチ角を変化させ機体にモーメントを生む機構となっている。なお、スタビライザ・バーの棒の長さや、ブレードの大きさが変化すると、スタビライザ・バーのフラッピング運動特性に影響するロック数(γ_s)が変化するので、スタビライザ・バーの大きさ等の変化をスタビライザ・バーのロック数変化とする。

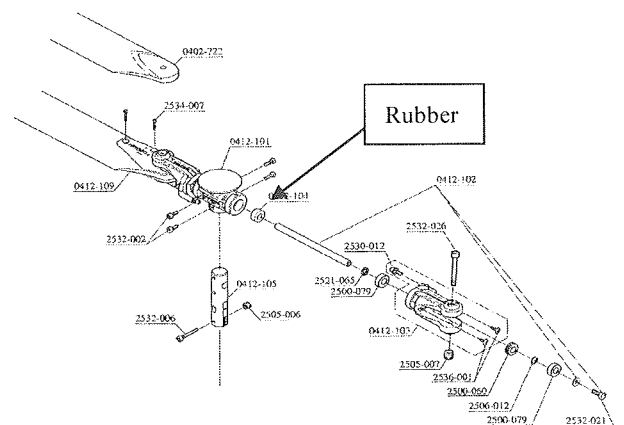


Fig. 1 Rubber.

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

従来、ゴムの強さやスタビライザ・バーの大きさが操縦性へ及ぼす効果の検討は、RC-ヘリコプタの実機を飛行させ、試行錯誤によって調べていたにすぎない。本研究では、これらの効果を、次のように実験的・理論的に調べた。2節では、理論計算に用いる運動方程式の検討と、方程式に現れる係数の決定を実験データを用いて行った結果について記述した。3節では、2節で検証された運動方程式を用いて操舵応答を計算し、理論的にゴムの強さ、スタビライザ・バーのロック数の効果を調べた結果を記述した。4節では、飛行実験を行ってこれらの効果を調べたのでその結果を記述した。5節では、結論を記述した。

なお、検討を行ったゴムの強さとスタビライザ・バーのロック数を Table 1 に示す。本研究で用いた機体は Hirobo 社製の SCEADU であり、その諸元を Table 2 に、写真を Fig.3 に示す。

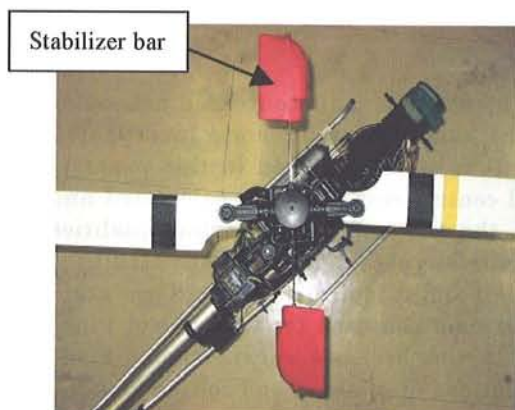


Fig.2 Stabilizer bar.

Table 1 Experimental item.

	Strength of rubber	Lock number of Stabilizer bar
1	Standard (81.3Nm/rad)	0.205
2	Standard (81.3Nm/rad)	0.110
3	Small (41.2Nm/rad)	0.205
4	Small (41.2NM/rad)	0.110
5	∞	0.205

Table 2 SCEADU of Hirobo.

Length	1.19 (m)
Width	0.215 (m)
Height	0.46 (m)
Mass	3.3 (kg)
Main rotor diameter	1.348 (m)
Chord length	0.055 (m)
Rotor number	2
Rotational speed of rotor	1500 (rpm)
Tail rotor diameter	0.244 (m)



Fig.3 SCEADU of Hirobo.

記号一覧

- a : メインブレードの揚力傾斜
 - a_s : スタビライザ・バーのブレードの揚力傾斜
 - a_{1s} : メインブレードのフラッピングヒンジの $\cos \phi$ 成分
 - A_1 : メインブレードのピッチ角の $\cos \phi$ 成分
 - b_{1s} : メインブレードのフラッピングヒンジの $\sin \phi$ 成分
 - B_1 : メインブレードのピッチ角の $\sin \phi$ 成分
 - c : メインブレードの翼弦長
 - c_s : スタビライザ・バーのブレードの翼弦長
 - h : 機体の重心からローターまでの垂直距離
 - I : メインブレードのフラッピングの慣性能率
 - I_s : スタビライザ・バーのフラッピング慣性能率
 - I_x : 機体の X 軸周りの慣性能率
 - I_y : 機体の Y 軸周りの慣性能率
 - k_β : ゴムのバネ定数
 - M_{a1s} : a_{1s} により機体に生れる縦揺れモーメントを I_y で割った値
 - M_{b1s} : b_{1s} により機体に生れる横揺れモーメントを I_x で割った値
 - M_θ : ダンピング試験でスプリングにより発生するモーメントを I_y で割った値
 - p : 機体の横揺れ角速度
 - q : 機体の縦揺れ角速度
 - R : メインブレード半径
 - R_s : スタビライザ・バー半径
 - T : メインブレード推力
 - γ : メインブレードロック数
- $$\gamma = \frac{\rho a c R^4}{I}$$
- γ_s : スタビライザ・バーのロック数
- $$\gamma_s = \frac{\rho a_s c_s R_s^4}{I_s}$$
- δ : スタビライザ・バーのブレードピッチ角変化
 - θ : 機体のピッチ角
 - θ_m : ダンピング試験での機体のピッチ角変化の計測値
 - θ_c : ダンピング試験での機体のピッチ角変化の計算値
 - ρ : 空気密度

- ϕ : ブレード方位角
- $1/\tau_f$: 運動方程式(1)の a_{1s} の係数
- $1/\tau_s$: 運動方程式(2)の B_1 の係数
- $1/\tau_B$: 運動方程式(1)の B_1 係数

2. ダンピング試験による運動方程式の検討

ダンピング試験によって得られたピッチ角変化 (θ_m) の時系列を用いて運動方程式に現れる係数を決定し、運動方程式が現象を正しく表現しているかを調べた。

ダンピング試験は次のような試験である。Fig.4 に示すように、RC-ヘリコプタは重心近くの点回りにピッチング運動のみが可能であるように固定した。針金線を尾部に取り付けた。この針金線の上方はスプリングを介して天井に、下方はスプリングを介して床に固定した。したがって、RC-ヘリコプタはスプリングにより、ピッチング振動が可能である。この状態で RC-ヘリコプタのローターを所定の回転角速度 (1500rpm) で回転させ、機体に初期のピッチ角変化を与えた後放置し、その後の機体のピッチ角変化を計測した。

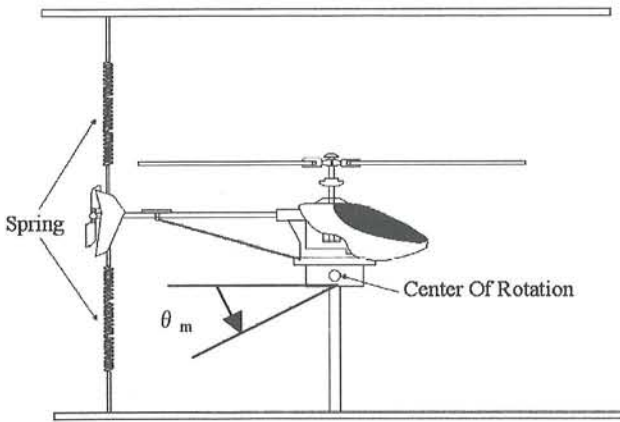


Fig.4 Damping test.

ダンピング試験で計測したピッチ角変化の時系列 (θ_m) を用いて、式(1)~(4)に示されている運動方程式 (ダンピング試験では δ は 0 とする) によって計算されたピッチ角変化の時系列 (θ_c) との差の評価関数 J が最小になるように、運動方程式の係数を Modified Newton Raphson 法で求めた。評価関数 J を式(5)に示した。

$$\dot{a}_{1s} = -\frac{1}{\tau_f} a_{1s} - q - \frac{1}{\tau_B} B_1 \quad (1)$$

$$\dot{B}_1 = -\frac{1}{\tau_s} B_1 + q + \frac{1}{\tau_s} \delta \quad (2)$$

$$\dot{q} = M_{a_s} a_{1s} + M_\theta \theta \quad (3)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (4)$$

$$J = \int_0^T (\theta_m - \theta_c)^2 dt \quad (5)$$

式 (1) ~ (4) の運動方程式は、Ref. 1 と Ref.3 に示されているのでここでは省略する。ただし、近似的に a_{1s} と b_{1s} との連成項と A_1 と B_1 との連成項を省略し、 a_{1s} と

B_1 の二階微分の項を省略した。

4 つの係数 $1/\tau_f$, $1/\tau_B$, $1/\tau_s$, $M_{a_{1s}}$ について、Modified Newton Raphson 法で、これらの値の推定を行ったところよい結果が得られなかった。そこで、ゴムの効果とスタビライザ・バーのロック数の影響が少ない $1/\tau_f$, $1/\tau_B$ は計算では固定し、それらの影響が強く現れる $1/\tau_s$, $M_{a_{1s}}$ について、Modified Newton Raphson 法で推定を行った。

運動方程式(1)~(4)を解いて求められたピッチ角 θ_c の時系列と、実験で得られたピッチ角 θ_m の時系列との比較を Fig.5~8 に示す。両者はよく一致しており、推定された係数を用いた運動方程式は、現象を正しく表現していることが立証された。

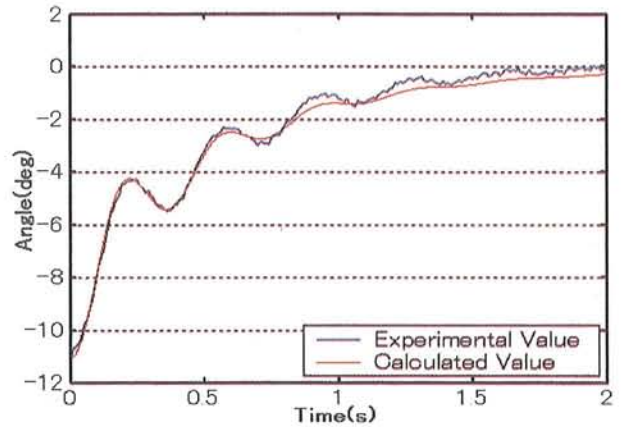


Fig.5 Pitch angles for standard condition.

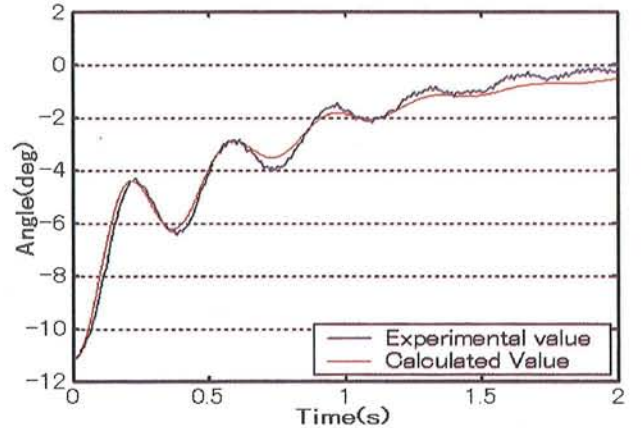


Fig.6 Pitch angles for small lock number of stabilizer bar.

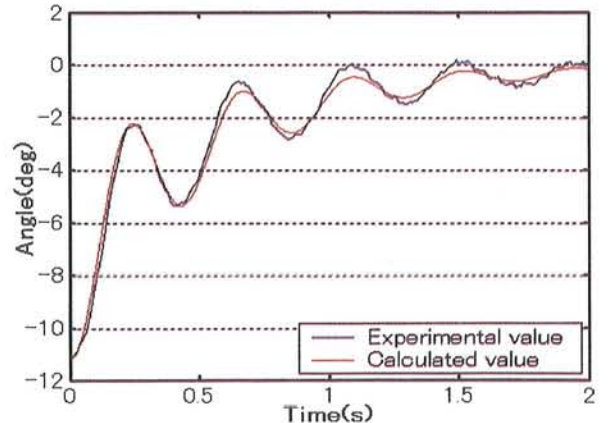


Fig.7 Pitch angles for small strength of rubber.

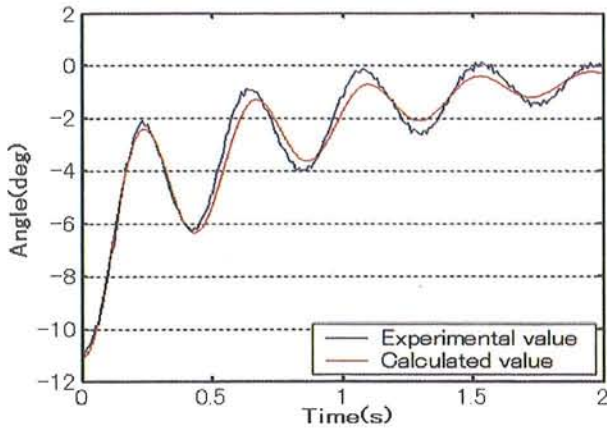


Fig.8 Pitch angles for small lock number and strength of rubber.

さらに、得られた $1/\tau_s$, M_{a1s} の推定値と計算値を Fig.9 に示す。 M_{a1s} については、ゴムの強さが標準で、スタビライザ・バーのロック数が 0.11 の場合を除き、実験値が計算値よりかなり大きくなっている。計算に用いたゴムの強さは、ハブを固定し、ブレードをフラッピングの自由振動をさせ、その振動数により求めた。 M_{a1s} の実験値と計算値とに差があるということは、ゴムの強さの推定値が不適当であるか、あるいは M_{a1s} に寄与する計算に入っていない他の要因があるためと考えられる。この点は不明であり、今後の検討事項である。

$1/\tau_s$ については、ゴムの強さが標準で、スタビライザ・バーロック数が 0.11 の場合、約 15% の差がある。他の場合は、比較的良好に一致している。上記の 15% の差の原因は現在不明であり、今後の課題である。 Fig.9 から分かるように、ゴムの強さによる M_{a1s} の変化とスタビライザ・バーのロック数による $1/\tau_s$ の変化の傾向はよく現れている。

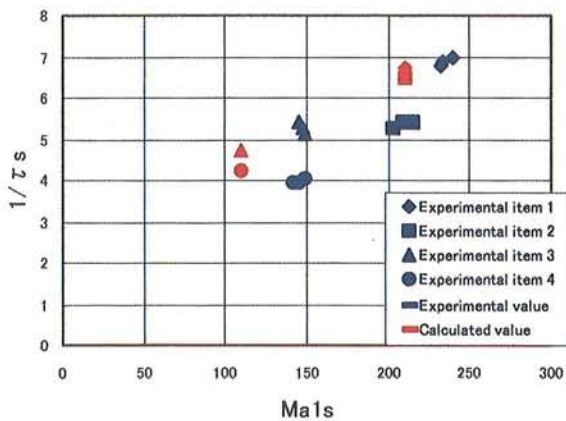


Fig.9 M_{a1s} - $1/\tau_s$.

$1/\tau_s$ の計算をスタビライザ・バーのブレードの空気力によるモーメントのみを用いて行くと、計算値と推定値とに大きな差が生じた。そのため、ゴムの強さを標準とし、スタビライザ・バーのブレードを取り除いてダンピング試験を行い、 $1/\tau_s$ の推定を行った。その結果比較的大き

な値 (10.0) を得た。これはメインブレードの空気力のモーメントが寄与しているためと考えられる。 Fig.9 に示した計算値はこの効果を入れたものである。

ゴムの強さが標準の場合と小の場合とで、 $1/\tau_s$ に差が出ている。そこで、ゴムの強さが小の場合についても、ブレードなしで、ダンピング試験を行い $1/\tau_s$ を求めると、5.0 という値が得られ、ゴムの強さが標準の場合の 10.0 に比し、かなり小さな値が得られた。これは、ゴムの強さが小の場合、メインブレードのラグ運動が大きく、ブレードの空気力のモーメントが小さくなるためと考えられる。スタビライザ・バーのブレードが無い場合に、ゴムの強さが標準と小の二通りについてダンピング試験で得られたピッチ角の計測値を Fig.10 に示す。明らかに、ゴムの強さが小の場合が振動の減衰が悪く、 $1/\tau_s$ が減少することを示している。

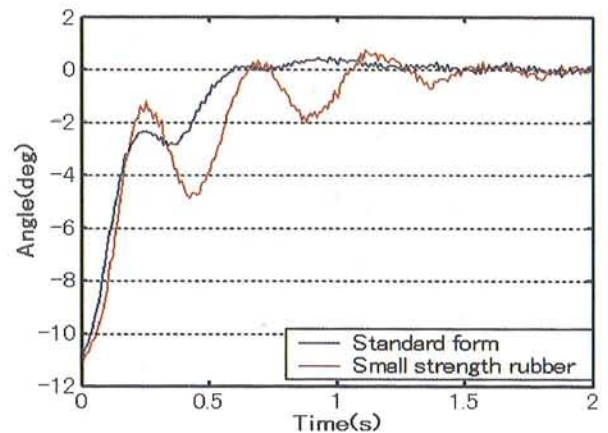


Fig.10 Pitch angles for damping test without blade.

さらに、ゴムの強さを無限大にした状態、すなわち、ブレードを剛にハブに取り付けた場合についても、ダンピング試験を実施し、計算で求めたピッチ角変化の時系列と比較した。計算ではブレードを弾性体と考え、弾性変形によるフラッピング運動を Young の手法²⁾を用いて計算した。実験で得られたピッチ角変化の時系列と計算で求めたピッチ角変化の時系列との比較を Fig.11 に示す。 Fig.11 によれば、両者は大きな差を示した。この場合の理論式は不正確であり、正しい理論式を求める事は今後の課題とする。

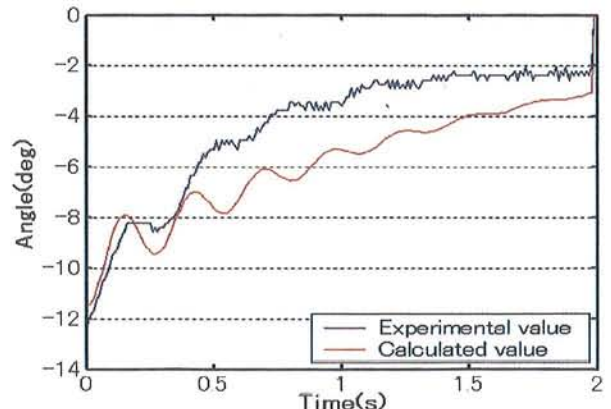


Fig.11 Pitch angles for rigidly installed blade to hub.

以上の検討の結果、運動方程式として式(1)~(4)を用い、係数には推定された値を用いて行った操舵応答の計算結果は、ブレードをハブに剛に取り付けた場合を除いて実際の現象をよく表していることが検証されたと考えられる。

3. 理論解析によるゴムの強さの変化とスタビライザ・バーのロック数の変化による操縦性の検討

2節で正しさが立証された運動方程式とその係数を用いて、横ステップ操舵 δ に対する横揺れ角速度応答を計算した。なお、運動方程式(1)~(4)は縦揺れ運動の方程式であるので、それぞれ $a_{1s} \rightarrow b_{1s}$, $B_1 \rightarrow A_1$, $q \rightarrow p$, $I_y \rightarrow I_x$, $M_{a1s} \rightarrow M_{b1s}$, $M_\theta \rightarrow 0$ とした。

3.1 ゴムの強さの効果

ゴムの強さを標準と小とした場合について、横ステップ操舵に対する横揺れ角速度応答を計算した。その結果を Fig.12 示す。ゴムの強さを小さくすると応答の時定数が大きくなる。また、応答の利得が小さくなっているのが分かる。

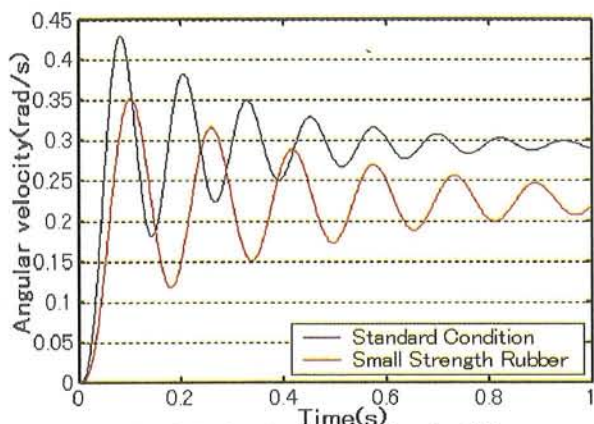


Fig.12 Calculated responses for the different strength of rubbers

3.2 スタビライザ・バーのロック数の効果

スタビライザ・バーのロック数が 0.205 と 0.110 の場合について、横ステップ操舵に対する横揺れ角速度応答を計算した。その結果を Fig.13 に示す。Fig.13 によると、ロック数が小さくなると、振動の減衰が悪くなり、応答の利得が小さくなるのが分かる。

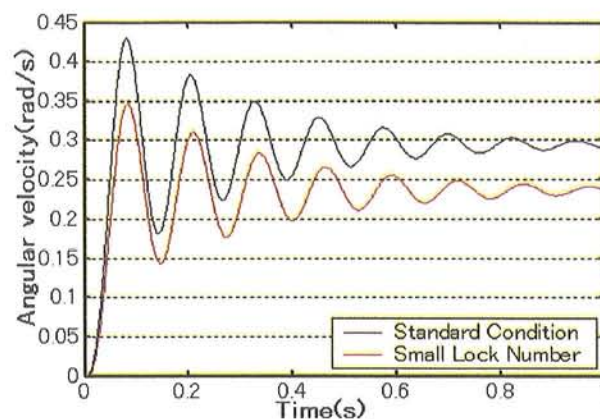


Fig.13 Calculated responses for the different lock number of stabilizer bar

4. 飛行実験

ここでは、飛行実験によってこれまでの解析を考察する。飛行実験では、機体をホバリング状態にし、その状態からパルス操舵を行う。その後、変位が約 3 m になった時に静止させる。飛行実験の様子を Fig14 に示す。飛行時のロール角速度とピッチ角速度を RC-ヘリコプタに搭載したジャイロで計測した。計測された角速度は A/D 変換した後、計測用 PC に保存して解析した。

飛行実験を行った時のバネの強さとスタビライザ・バ



Fig.14 Flight test.

ーのロック数の組み合わせは、Table 1 に示した中の 1, 2, 3, 5 の組み合わせとした。

計測システムを Fig.15 に示す。計測装置として、角速度を計測するジャイロ・センサと計測された角速度を送信するマイクロ・コンピュータとバッテリーを RC-ヘリコプタに取り付けた計測ボックスに収納した。計測ボックスは、機体下部にあるエンジンのすぐ下に取り付けられており、上下にスポンジを入れて振動が伝わらないようにした。

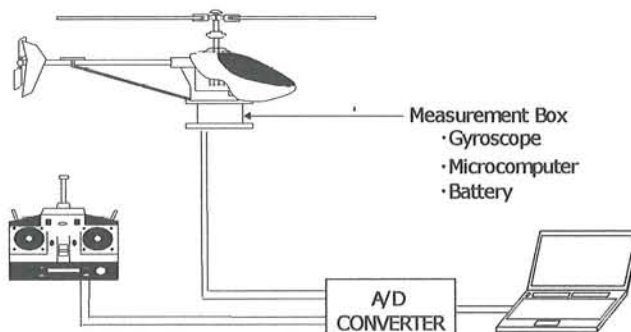


Fig.15 Measurement system.

Fig.16~19 に飛行実験で得られた結果とパイロットのコメントを記述する。

(1) バネの強さが標準でスタビライザ・バーのロック数が0.110の場合、発生する角速度は小さいことが分る。これは解析結果とよく一致している。パイロットのコメントは次の通りである。“ステップ操舵に対して、角速度の発生が小さい。そのため、俊敏な飛行は困難である。”

(2) バネの強さが小でスタビライザ・バーのロック数が0.205の場合、操縦性の劣化は計測データからは認められない。パイロットのコメントは次の通りである。“角速度の発生がやや遅い。従って、機体の横揺れが大きく、ホバリング状態を保つのがやや難しい。”

(3) ブレードを剛にハブに取り付けた場合、角速度の測定値に振幅一定で一定周期の振動が生じていることが分かる。目視でも、機体がリミット・サイクルの振動を起こして見られた。パイロットのコメントは次の通りである。“一定周期の横揺れと縦揺れ運動が発生した。その揺れを止める操縦は困難であり、静止ホバリング飛行は難しい。”

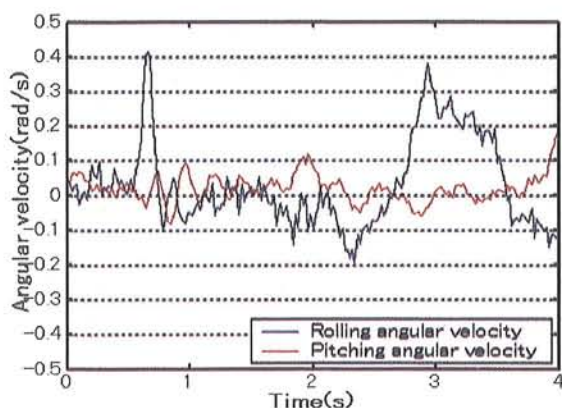


Fig.16 Angular velocities for standard condition.

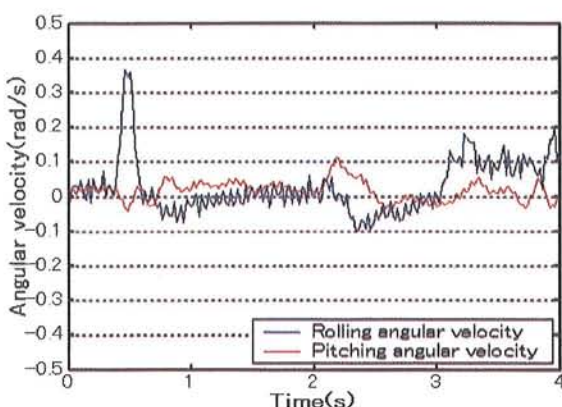


Fig.17 Angular velocities for small lock number of stabilizer bar.

5. まとめ

理論解析で用いた運動方程式の正しさの検証を、ダンピング試験を実施して行った。その結果、 a_{1s} と b_{1s} との連成、 A_1 と B_1 との連成を省略し、 a_{1s} と B_1 の2回微分を0とした近似方程式(1)~(4)で、操縦性に影響する現象が

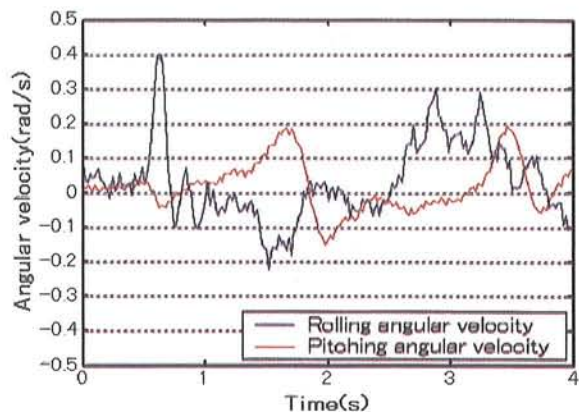


Fig.18 Angular velocities for small strength of rubber

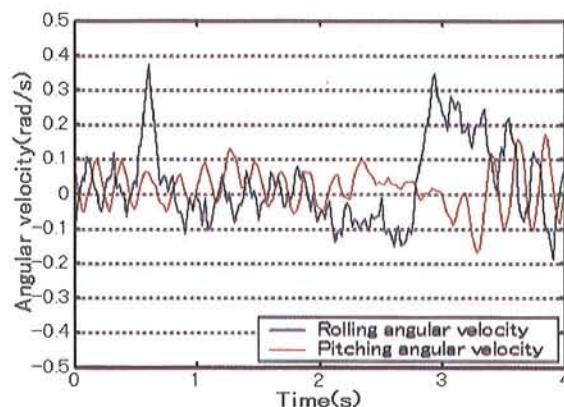


Fig.19 Angular velocities for rigidly installed blade to hub

表現されることが分かった。

理論解析および飛行実験で、ゴムの強さとスタビライザ・バーのロック数が操縦性へ与える影響について次のことが明らかになった。

ゴムの強さを小さくすると、操舵応答の時定数が大きくなり発生する角速度の大きさが小さくなる。結果として運動を止める能力が悪くなる。

スタビライザ・バーのロック数が小さくなると、操舵入力によって発生する角速度の大きさが小さくなる。その結果、俊敏な飛行が困難となる。

ブレードをハブに剛に取り付けると、縦揺れと横揺れ運動にリミット・サイクルの振動が生じた。そのため、ミッション飛行は困難である。

最後に、本研究においてRCヘリコプタの取り扱いにアドバイスを戴き、飛行実験で有益なパイロットのコメントを提出して戴いたハンザ有限会社の笠原隆代表取締役様に感謝申し上げます。

参考文献

- 1) B. Mettler, "Identification modeling and characteristic of miniature rotorcraft", Kluwer Academic Publishers, Sept. 2002
- 2) M. I. Young, "A simplified theory of hingeless rotors with application to tandem helicopters", Proceedings of the 18th Annual National Forum of AHS, May 1962.
- 3) 根本健一: RC-Helicopterに装備されたゴムと Stabilizer Barの操縦性へ及ぼす効果の研究, 東海大学大学院修士論文, 2004.