

論文・報告

小型ヘリコプタロビンソンR22による 飛行特性計測試験

Measurements of the Flight Characteristics of
a Light Helicopter, Robinson R22

川 田 忠 裕*
Tadahiro KAWADA

譚 安 忠**
Anzhong TAN

中 嶋 良 樹***
Yoshiki NAKAJIMA

原 幸 久***
Yukihisa HARA

五十棲 隆 勝***
Takakatsu ISOZUMI

赤 地 一 彦***
Kazuhiko AKACHI

A flight test was performed to determine the flight characteristics of a light helicopter, Robinson R22. The helicopter attitude, acceleration and angular velocity were measured along with pilot control inputs. The data acquisition system was constructed utilizing a laptop computer. Computer programs were developed to allow the engineer to easily obtain raw test data in flight and visualize/analyze the obtained test data. The system was installed on the aircraft with the airworthiness requirements satisfied. The flight tests were performed mainly to obtain the responses of the helicopter motion corresponding to the specific pilot control inputs. The system identification of the equations of motion for this helicopter in hover is performed from these data.

Keywords: helicopter, Robinson R22, flight characteristics, flight test, system identification

1. はじめに

ヘリコプタは運動力学的には不安定性が強く、機体の姿勢やホバリングの位置などを維持するためには、パイロットが常に細かく操縦を行わなければならない。そのため、大きい機体には、何らかの自動安定装置を取り付けてある場合が多いが、小型の機体は自動安定装置がついていないものがほとんどで、パイロットが安定した飛行を維持するためのワークロードは非常に大きい。小型ヘリコプタに適した自動安定装置の開発は、ヘリコプタの普及を促進するうえで重要な意味を持っている。ヘリコプタの自動安定操縦装置、安全装置、および航法計器を開発し、取り付けを行うためには、その機体固有の運動特性を知る必要がある。特にパイロットの行った操縦に対して、機体がどのように反応し、機体の固有の運動安定性はどの程度あるのかなどは、飛行試験を行ってみないと正確に分からない。

今回われわれはロビンソン社の2人乗り小型ヘリコプタR22の運動特性を調べる目的で、運輸省航空局の正式な許可を得たうえで、このヘリコプタに機体の姿勢や加速度などを検知する慣性測定装置、パイロットの操縦量や操縦速度を検知する位置変換器、データ処理計算機等を取り付け、実験を行った。まずはホバリング状態からの旋回、前進、横進等への遷移飛行を行い、パイロット

の操縦に対する機体の応答からヘリコプタの運動方程式のシステム同定を試みたので、その結果について報告する。

2. 計測装置の搭載

ヘリコプタへの計測装置の搭載は飛行時の荷重に耐え、かつ非常時においても搭乗者への傷害が無いように十分な取り付け強度を持たなければならない。また、搭載する計測機自身も、飛行時の振動や温度変化を受けても正常に作動するものでなければならない。搭載によって機体の重量重心が許容範囲を超えることのないように、十分な配慮も必要である。今回は図-1に示すように、機体の各対応部所へ主に慣性測定装置、位置変換器、光センサ、ひずみゲージおよびデータ収録用のマイクロコンピュータを搭載した。使用した機体は、社有機のロビンソン式R22ベータ型JA7756機である。また、飛行中のパイロットの交信と計器盤の記録のために、8mmビデオカメラも搭載した。

(1) 慣性測定装置

慣性測定装置は内部に3軸のレートジャイロと加速度計を有し、磁気方位センサと水平起立ループの使用により、リアルタイムの方位、縦揺れと横揺れの姿勢角、3軸の角速度、3軸の加速度を連続計測して出力するもの

*川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課課長 **川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課係長

***川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課

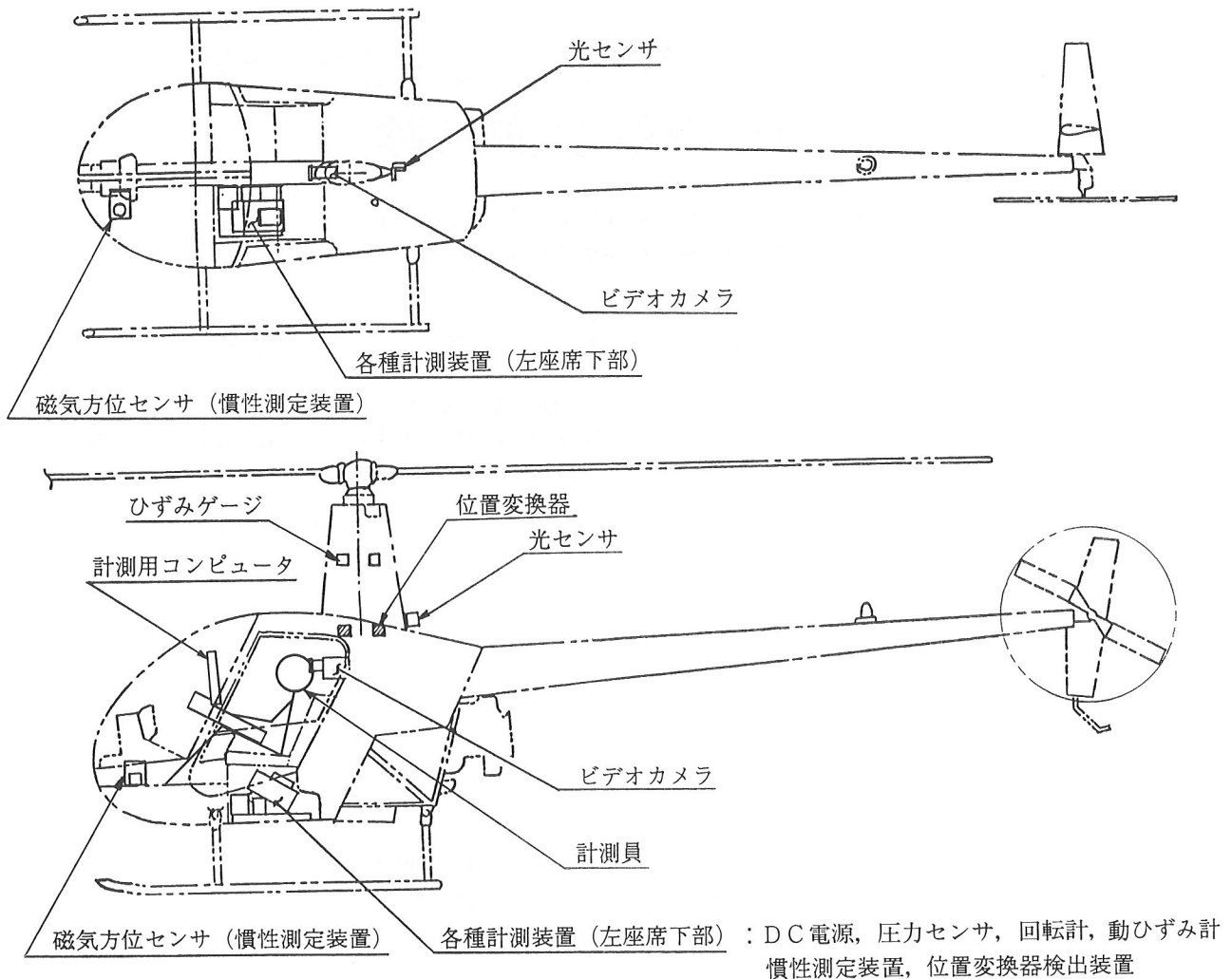


図-1 機載計測システムの配置図

である。今回は計測員の座席下の荷物室にジャイロセンサ部を取り付け、キャビン室の前部フロア上に磁気方位センサを置いた。

(2) 位置変換器

位置変換器は、ワイヤ引き出し式のものをを用いた。このタイプの変換器は、ワイヤの引き出しによるばねの付いた軸の回転をポテンショメータの電気抵抗に変換するもので、追従性がよく、航空機における使用に適したものである。今回はメインロータのスワッシュプレートを制御している3本のリンケージロッド、およびテールロータのピッチ角を制御しているリンケージロッド上に合計4つの位置変換器を取り付けた。これらの変換器の出力とロータブレードのピッチ角との関係は、後述する校正によって定められる。

(3) 光センサによるロータ回転数の測定

ヘリコプタのメインロータの回転数は重要なパラメータの1つであり、通常一定値を保つように制御されているが、今回使用したようなレシプロエンジンのヘリコプタでは、操縦によって数%の変化幅がありえる。そこで、

メインロータの回転数を測定するために、メインロータブレードに乱反射テープを貼付し、マストに光電近接スイッチを取り付け、ブレードがその上を横切るたびにパルス出力が得られるようにした。さらに、パルスカウンタにより、メインロータの回転数に比例した電圧出力が得られた。

(4) 操縦力の測定装置

ヘリコプタの飛行中にパイロットが操縦桿にかけている力は、リンケージのピボット部の摩擦やトリムばねの働き等によって、かならずしも実際ブレードのピッチ角を制御するのに必要な制御力に比例していない。今回は実際の制御に必要な制御力を測定するために、ピッチ変角機構に近いリンケージロッド上にひずみゲージを貼付し、ヘリコプタの操縦に必要な軸力の測定も行った。

(5) 計測マイクロコンピュータ

計測器からの出力を記録するために、ラップトップコンピュータをホストとして、その拡張ボックス内にA/D変換ボードを取り付け、すべての信号をデジタル化してから、内蔵ハードディスクに保存した。今回使用したも

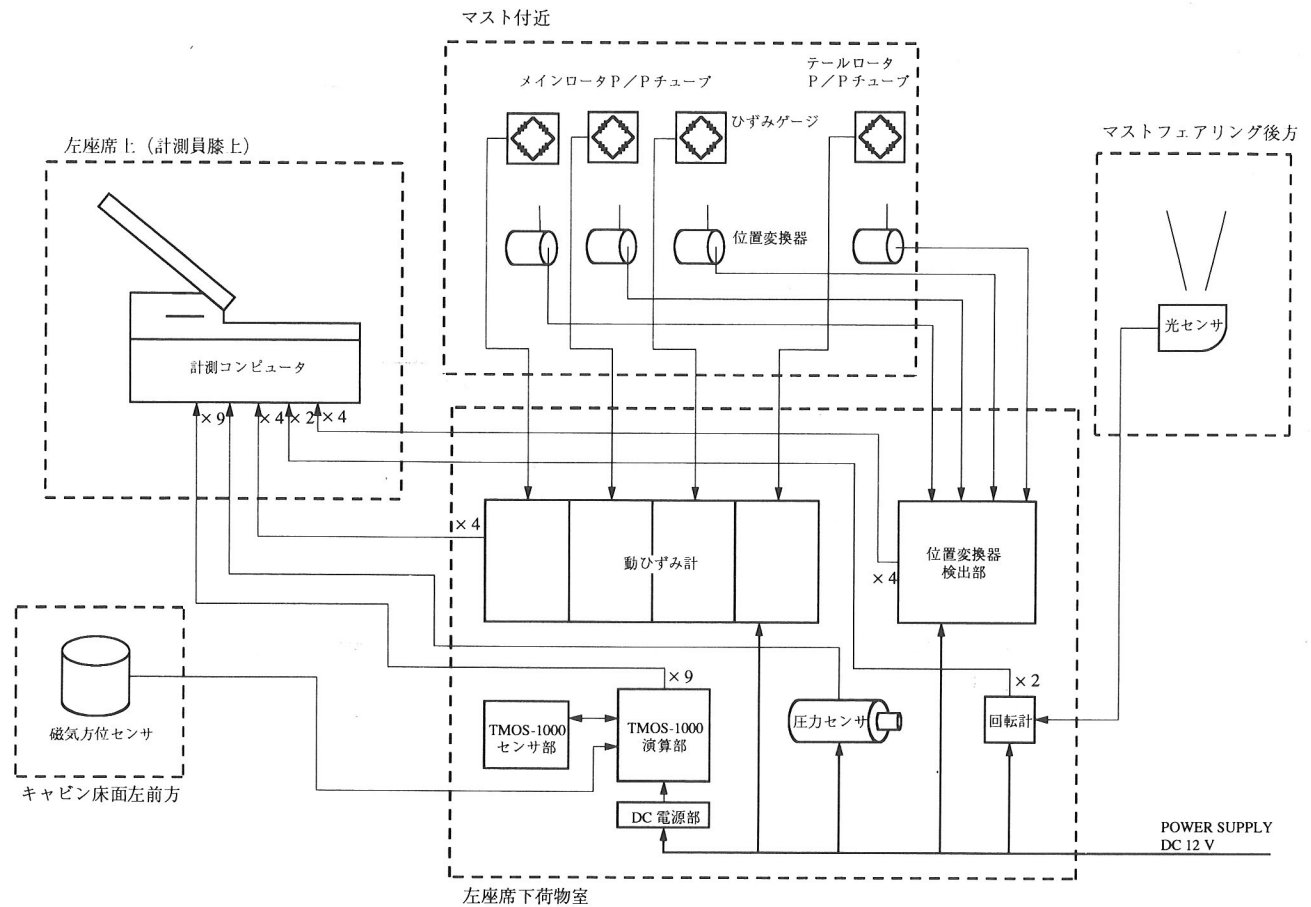


図-2 計測システムの接続

のは最大サンプリング・レート $25\mu\text{s}$ 、分解能12ビットで、入力チャンネルは32あり、ヘリコプタの運動特性を測定するのに十分な性能を有している。飛行中は計測員が操作できるよう、計測員の膝上に取り付けた。

以上に述べた計測器のシステム配線図は、図-2に示すとおりである。今回は、合計20チャンネルのデータを収録した。

3. 飛行試験の実施と測定結果

(1) 飛行試験の実施

飛行試験は5月17日から21日までの間に、栃木ヘリポートのホバリングエリアおよび周辺空域において行われた。計測機器の取り付けによってヘリコプタの操縦性や安全性が影響を受けていないことを、整備士やパイロットのチェックによって確認した後、ホバリング飛行状態からの旋回、前進後進、左右横進等のテスト飛行項目が行われた。飛行の実施は特に風の弱いときを選び、風の影響がヘリコプタの運動特性に影響を与えないよう配慮した。操縦はステップ的にいき、しばらく維持するモードと繰り返し周期的に行うモードの2つの場合について行った。これらの操縦に対する機体の応答のデータを、合計90ケース以上収録した。

(2) 測定データの校正

a) 位置変換器の校正

位置変換器に定電圧をかけると、その出力がリンクエジロッドの移動量に比例する。メインロータのスイッチプレートに接続している3本のロッドの上下移動量とブレードのコレクティブ・ピッチ角、縦、横のサイクリックピッチ角との間に、式(1)の線形関係が存在すると仮定し、これらの常数は操縦桿が各極限および中立位置にあるときの変換器の出力と、メインロータブレードの75%の半径位置でのピッチ角の計測値をもとに、最小自乗法を用いて決定した。

$$\begin{bmatrix} \theta_{0M} \\ \theta_s \\ \theta_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_{0M} \\ \theta_s \\ \theta_c \end{bmatrix}_0 + \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_L \\ \delta_R \\ \delta_{AFT} \end{bmatrix} \cdots \cdots (1)$$

テールロータのピッチ角とテールロータのピッチリンクエジロッドの移動量との間には、式(2)のような単純な線形関係があるものとし、ペダルが左いっぱい、右いっぱいのときに計測されたピッチ角から係数を計算した。

$$\theta_{0T} = \theta_{0T,0} + C_{\theta} \cdot \delta_T \cdots \cdots (2)$$

b) ジャイロのバイアスの修正

レートジャイロおよび加速度計の出力を積分して姿勢角や速度を求めるときに、バイアス成分が累積され、積分値が発散してしまう恐れがある。そこで、実際の飛行

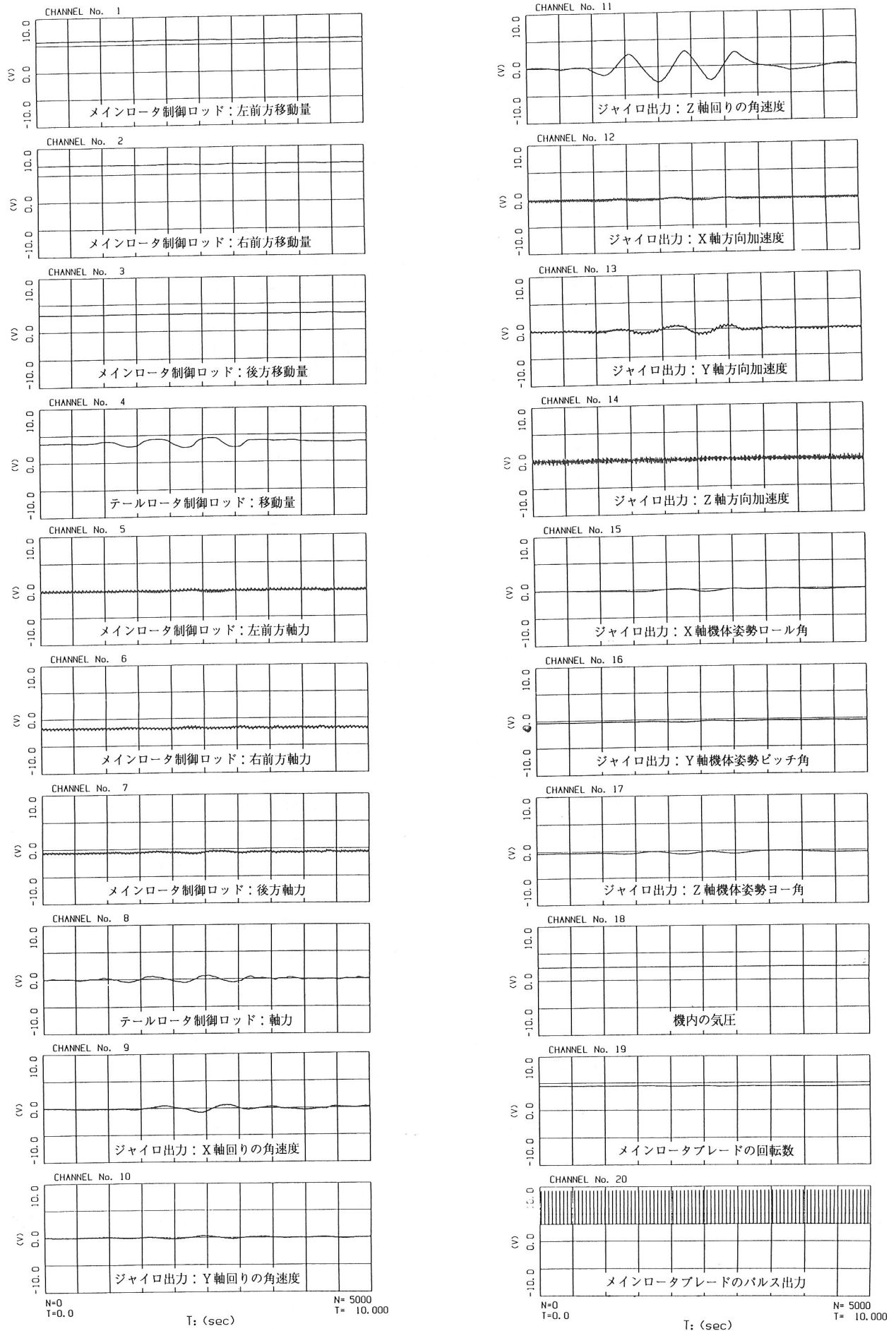


図-3 測定されたデータの一例

時の振動状況に近い地上においてエンジンONの状態でのジャイロなどの出力を計測して積分し、平衡状態からのずれを計算して、バイアスを測定した。今回使用したジャイロのバイアス値は、測定される機体の運動速度に比べ十分小さく、計測値は必要な精度を有しているものと考えられる。

(3) 測定結果

今回計測したデータの一例を図-3に示す。このデータはホバリング飛行時にペダルを周期的に操舵したときのおおののセンサの出力で、操舵入力、ヨー軸回転速度など、必要なデータは十分大きな出力が得られていることが分かる。この時のデータ収録時間は10秒で、サンプリングレートは2msに設定した。

4. 機体の運動方程式のシステム同定

測定した操縦入力と機体の応答などの結果から、ヘリコプタの運動方程式の係数の値を推定することができる。今回は、ヘリコプタのロータの操舵に対する応答速度は機体全体の運動の応答速度に比べて非常に早く、ほぼ準定常であると仮定し、ヘリコプタの運動は6自由度であると仮定して、ホバリング飛行時の運動方程式のシステム同定を試みた。

(1) 基礎方程式

基本となる6自由度のヘリコプタの機体の運動方程式は、以下のとおりである^{1)~3)}。

$$\begin{aligned} X - mg \sin \Theta &= m(\dot{U} + QW - RV) \\ Y + mg \cos \Theta \sin \Phi &= m(\dot{V} + RU - PW) \\ Z + mg \cos \Theta \cos \Phi &= m(\dot{W} + RV - QU) \\ L &= I_{xx} \dot{P} - I_{xz} \dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ \\ M &= I_{yy} \dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})RP + I_{xz}(P^2 - R^2) \\ N &= I_{zz} \dot{R} - I_{xz} \dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR \end{aligned} \quad (3)$$

ヘリコプタのロータの運動を準定常であると仮定して、機体の微小擾乱方程式は以下の式で表される²⁾。

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{q} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{q} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -g & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & g \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Theta \\ \Phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_u & X_v & X_p & X_q & X_r \\ Z_u & Z_v & Z_p & Z_q & Z_r \\ M_u & M_v & M_p & M_q & M_r \\ Y_u & Y_v & Y_p & Y_q & Y_r \\ L_u & L_v & L_p & L_q & L_r \\ N_u & N_v & N_p & N_q & N_r \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ q \\ p \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\theta_{0M}} & X_{\theta_S} & X_{\theta_C} & X_{\theta_T} \\ Z_{\theta_{0M}} & Z_{\theta_S} & Z_{\theta_C} & Z_{\theta_T} \\ M_{\theta_{0M}} & M_{\theta_S} & M_{\theta_C} & M_{\theta_T} \\ Y_{\theta_{0M}} & Y_{\theta_S} & Y_{\theta_C} & Y_{\theta_T} \\ L_{\theta_{0M}} & L_{\theta_S} & L_{\theta_C} & L_{\theta_T} \\ N_{\theta_{0M}} & N_{\theta_S} & N_{\theta_C} & N_{\theta_T} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_{0M} \\ \theta_S \\ \theta_C \\ \theta_T \end{pmatrix} \quad (4)$$

ベクトル表示にすると、

$$\dot{\mathbf{u}}(t) = \mathbf{u}_0 + \mathbf{Cg}\Theta(t) + \mathbf{Au}(t) + \mathbf{B}\theta(t) \quad (5)$$

となる。システム同定というのは計測されたデータが式(5)に従うものとし、AとBを推定することである。ここで、 $\dot{\mathbf{u}}_0$ は計測開始時における状態変数時間微分の完全なトリム状態からのずれで、未知数とし、計測値から推定するものである。

(2) 周波数域への変換

式(5)にフーリエ変換を行うと、以下の式となる。

$$\dot{\mathbf{u}}(\omega) = \mathbf{Cg}\Theta(\omega) + \mathbf{Au}(\omega) + \mathbf{B}\theta(\omega) \quad (6)$$

ロータの運動が準定常であるとみなせる周波数領域において、最小自乗法などによりAとBを推定する^{4),5)}。周波数域においてシステム同定を行う利点としては、 $\dot{\mathbf{u}}_0$ を同定するパラメータから除去できるので、複数の操舵モードのデータを合わせて同定を行うことができるようになる、同定の精度を上げられるという点にある。

(3) システム同定の結果と検討

以上の方法で求めた偏微分係数を用いて、同定に用いなかった計測データの操縦入力で数値積分した結果と、計測結果との比較を図-4に示す。図中の太線は計測値で細線は積分値となっているが、計算した機体の応答は実測値とよく近似しており、同定結果は正しく機体の運動を描写していることが分かる。

5. おわりに

小型ヘリコプタの運動特性を調べることを目的として試験飛行を行った。パイロットの操縦量と同時に機体の姿勢、加速度、角速度などが測定された。測定結果は十分な精度を有しており、それに基づいてシステム同定したホバリング時の運動方程式は、正しく機体の運動を描写していることが分かった。

謝 辞

本研究は、東京大学名誉教授東昭先生から直接ご指導を戴き行われたものであります。また、東京都立科学技術大学教授古茂田真幸先生、日本大学教授川幡長勝先生、東京工芸大学助教授佐藤真知子先生、航空宇宙技術研究所の斎藤茂先生と奥野善則先生からも、大変貴重なご意見をいただきました。ここに記して感謝の意を表します。

参考文献

- 1) A. R. S. Bramwell : *Helicopter Dynamics*, Edward Arnold, 1976.
- 2) R. W. Prouty : *Helicopter Performance, Stability, and Control*, PWS Publishers, 1986.
- 3) 東 昭 : 航空工学 (I), (II), 裳華房, 1989年
- 4) J. W. Fletcher : *Identification of UH-60 Stability Derivative Models in Hover from Flight Test Data*, American Helicopter Society 49th Annual Forum

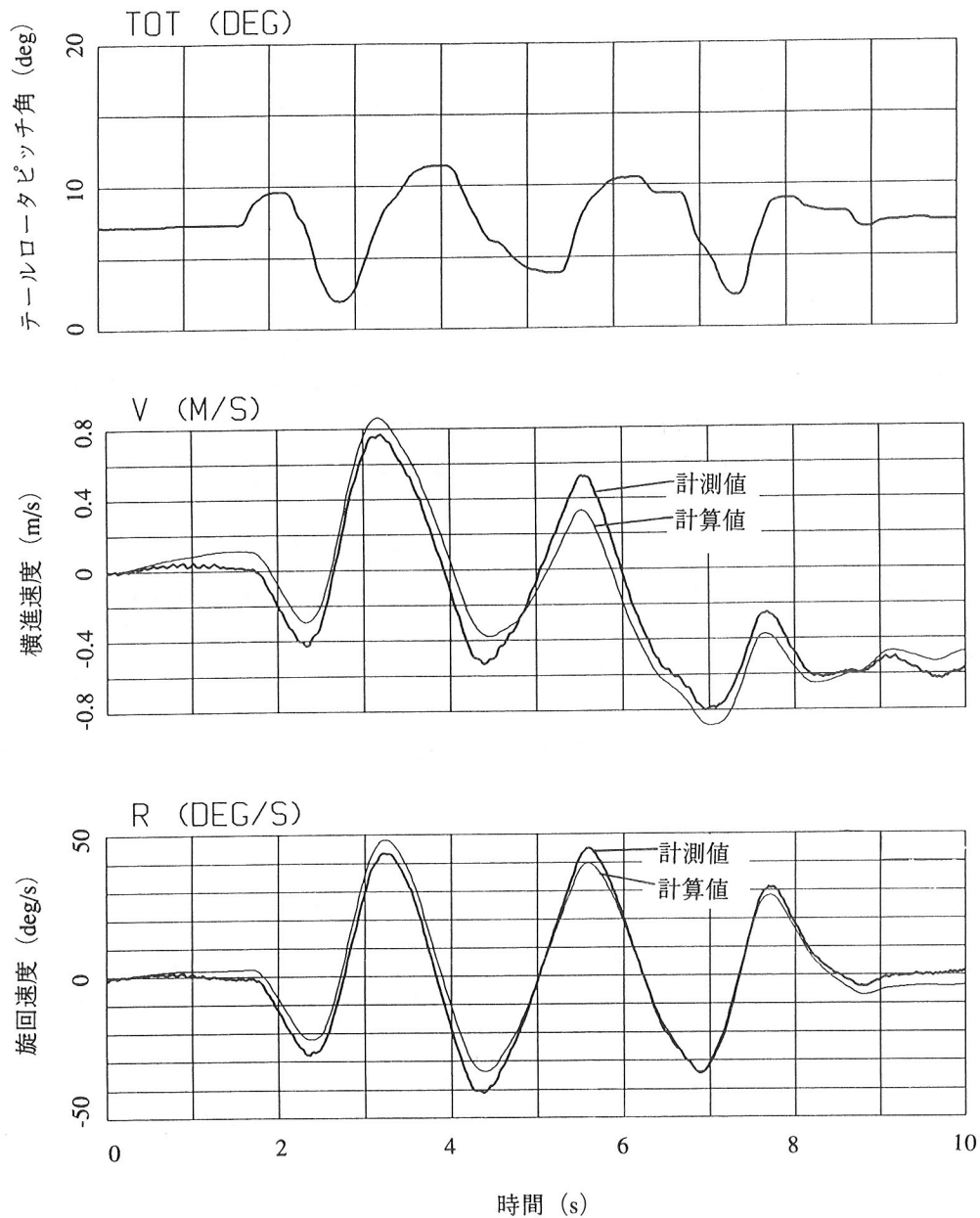


図-4 計測した機体応答と計算した機体応答との比較

Proceedings, Volume I, pp.183-210, May, 1993.

- 5) M. B. Tischler and M. G. Cauffman : *Frequency-Response Method for Rotorcraft System Identification : Flight Applications to BO 105 Coupled Rotor/Fuselage Dynamics*, Journal of the American Helicopter Society, Volume 37, No. 3, pp.3-17, July, 1992.