

小型ヘリコプタ用ヨー軸安定増強装置の試作

Test Production of a Yaw SAS (Stability Augmentation System) for Light Helicopter

赤地 一彦
Kazuhiko AKACHI

川田工業㈱航空事業部技術開発室

譚 安忠
Anzhong TAN

川田工業㈱航空事業部技術開発室課長代理 川田工業㈱航空事業部技術開発室

五十棲 隆勝
Takakatsu ISOZUMI

趙 群飛
Qunfei ZHAO

川田工業㈱航空事業部技術開発室

川田 忠裕
Tadahiro KAWADA

川田工業㈱航空事業部次長

An electrically actuated Yaw SAS has been developed in order to improve the stability of a light helicopter. After the performance and reliability of the system were confirmed through on-ground tests, flight tests have been conducted with the helicopter equipped with the SAS. From the data and pilots' opinion obtained in the tests, the developed Yaw SAS was verified to improve the aircraft's directional stability as expected. Further, vibration measurements indicate that the SAS system has sufficient structural strength.

Key words : helicopter, Yaw SAS (Stability Augmentation System), flight test, electrical actuator, stability and control

1. はじめに

ヘリコプタは、本質的に不安定な性質を有しており、そのため中、大型機には、何らかの自動安定化装置が付いているが、小型機にはコスト、機体重量などの問題からほとんど付いていないのが現状である。そのため特に小型ヘリコプタを安定飛行させるためには、パイロットの優れた操縦技能が要求され、初心者には操縦しにくい面がある。

したがって、機体の安定性を高め、操縦を容易にすることは、ヘリコプタを一般へ普及させるためにも大変重要なことである。その第一歩として、モータ駆動によるヨー軸安定増強装置を試作した。この装置は他の操舵入力や突風などの影響によって機体に方向旋回角速度（ヨーレート）が生じた時にそれを打ち消す方向にテイルロータピッチ角を変え、ヘリコプタの方向安定性を高めようとするものである。

以前行った飛行特性測定試験により、ヨー軸安定増強装置の設計に必要なデータが収集できたので、これを基に装置の仕様を定め、設計し、試作した。

この試作したヨー軸安定増強装置について、まず試験台上において初期に定めた性能および安全性が満たされているかを確認したうえで、航空局の許可を受けて飛行試験を行った。

この飛行試験では各種飛行データの計測および操縦を行ったパイロットのコメントの収集、さらに装置および装置周辺の振動データを計測した。

本文では、まず試作したヨー軸安定増強装置のシステムを説明し、次にこれを搭載して行った飛行試験の飛行データ、ならびに操縦を行ったパイロットのコメントから、ヨー軸安定増強装置の効果を評価する。さらに飛行試験時に計測した振動データから装置およびその周辺の振動状況についても検討する。

2. ヨー軸安定増強装置のシステム構成

ヘリコプタの中、大型機に搭載されている安定増強装置は、そのほとんどが油圧駆動によるものである。油圧駆動の場合、推力は大きく取れるが、装置の重量がかなりかさんでしまう。そこでわれわれは、小型ヘリコプタには油圧駆動は不適と考え、電気駆動による安定増強装置とした。

図1にヨー軸安定増強装置のシステム構成図を示す。図中の慣性測定装置により、機体に生じたヨーレートが感知され、この信号がコントロールボックスに入力される。コントロールボックス内で、ゲイン調整、ワッシュアウト調整された信号がさらにサーボドライバに入力され、PWM（パルス幅変調）制御によってDCサーボモータを駆動する。モータの駆動力は、カップリング、不作

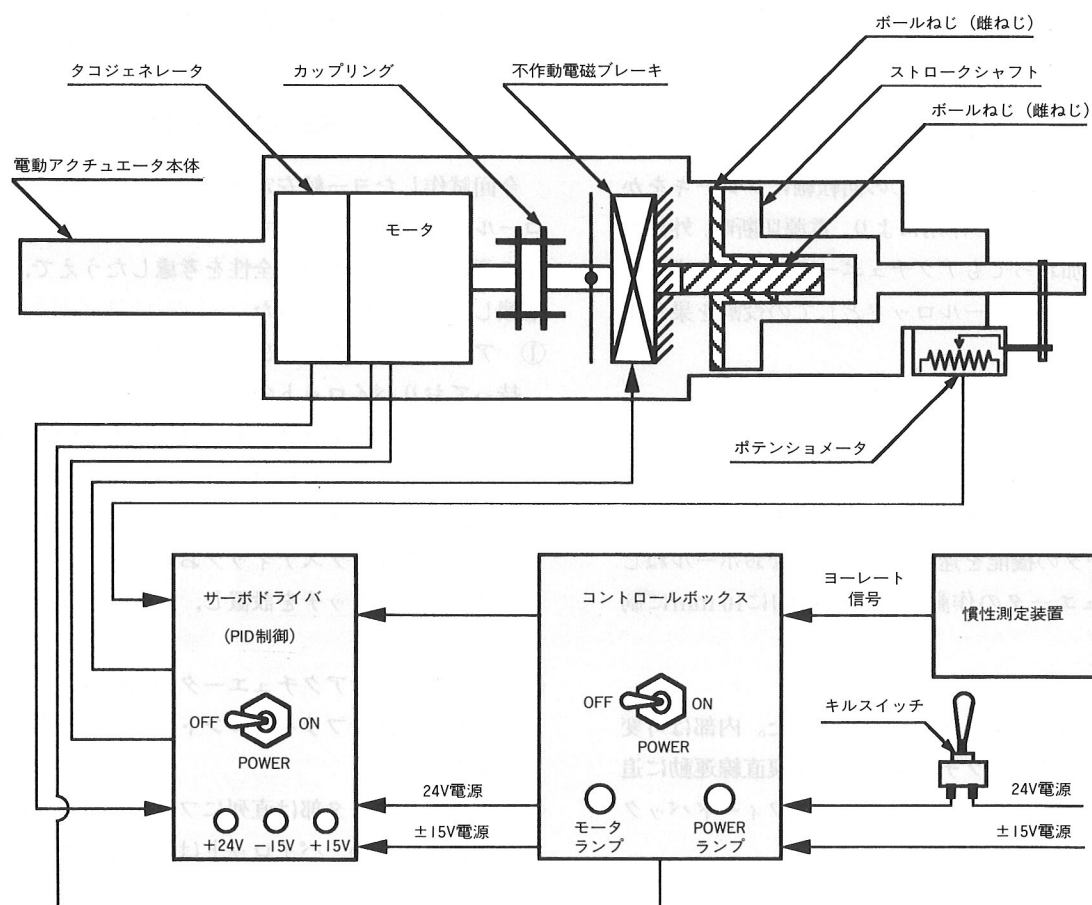


図1 ヨー軸安定増強装置のシステム構成図

表1 ヨー軸安定増強装置の仕様

項目	数量	単位
全長	805	mm
最大径	φ60	mm
全重量	1 237	g
ストローク軸定格推力	23	kgf
ストローク軸瞬間最大推力	130	kgf
最大ストローク	10	mm
機械効率	0.9	—
シャフト移動速度	75	mm/s
位置決め回数(フルストローク)	3	回/s
定格出力	23	W
定格電圧	24	VDC
定格電流	2.1	A
瞬間最大電流	10	A
アクチュエータの固有振動数(計測値)	34.5	Hz

動電磁ブレーキを介してボールねじの雄ねじを回転させ、最終的に雌ねじおよびストロークシャフトを往復直線運動させている。

制御系に関しては、まずコントロールボックスを通ったヨーレート信号がサーボドライバに入力される。この信号と、ポテンショおよびタコジェネレータからのフィードバック信号とを比較しながらモータをコントロールしている。

今回試作したヨー軸安定増強装置の主な仕様を表1に示す。

(1) アクチュエータ本体

アクチュエータ本体は、アルミニウム合金 (A2024-T3) にて製作し、表面は腐食を防ぐために六価クロムで酸化被膜処理を施している。本体の構成は、パイプ、モータカバー、モータブラケット、ケーシングの4ピース構造となっている。また本体の両端にはロッドエンドベアリングが付いており、これにてフライトコントロール内に装着する。

(2) モータ (タコジェネレータ付き)

モータは、DCサーボモータを使用。先立って行った飛行特性測定試験よりモータの仕様を定格電圧24VDC、定格出力23Wに決定した。またモータの後部、同軸上にタコジェネレータを配置しており、モータの回転数に比例

した電気信号を発生させている。これを速度制御信号としてサーボドライバにフィードバックする。

(3) 不作動電磁ブレーキ

電源が供給されているときは作動せず（アンロック状態）、電源切断時のみボールねじの回転軸にブレーキをかける（ロック状態）。この作用により、電源切断時、外部から多大な力が加わってもアクチュエータは伸縮せず、単純なフライトコントロールロッドとしての役割を果たす。

(4) ボールねじ

この装置に用いたボールねじの仕様は、

- ・ボールねじ径10 mm
- ・ボールねじリード2 mm

である。雄ねじの回転運動を雌ねじの直線運動に変換し、アクチュエータの機能を達成している。なおボールねじにてアクチュエータの作動範囲を機械的に10 mmに制限している。

(5) ポテンショメータ

リニア式のポテンショメータを使用した。内部は可変抵抗になっており、アクチュエータの往復直線運動に追従して位置制御信号をサーボドライバにフィードバックしている。

(6) サーボドライバ

タコジェネレータとポテンショメータからそれぞれ速度制御信号と位置制御信号をフィードバックし、これらをコントロールボックスからの信号と比較しながらPID制御方式にてモータをコントロールしている。なおモータ自体は、PWM方式にて駆動している。

(7) コントロールボックス

内部に、ゲイン調整回路とワッシュアウト回路を内蔵している。またシステムの作動状態が分かるように、2つのモニターランプを設けた。

- ・ゲイン調整：アンプ回路であり、ヨーレート信号のゲインを0.1~10倍の間に調整可能である。
- ・ワッシュアウト調整：慣性測定装置からのヨーレート信号に対して、低周波成分をカットし、高周波成分のみを出力する回路。

(8) 慣性測定装置

本体内部に、3軸のレートジャイロと加速度計を有し、これに磁気方位センサを組み合わせることによってリアルタイムに3軸の角速度、3軸の加速度、3軸の姿勢角を出力する。この内、方向旋回角速度（ヨーレート）をヨー軸安定増強装置の制御信号として使用している。

(9) 電源系統

システム全体としてDC24V、12V、 $\pm 15V$ を使用している。24V電源はモータと不作動電磁ブレーキに使用、 $\pm 15V$ 電源はポテンショメータに使用、12V電源は慣性測定装置に使用している。なお24V電源についてはキルスイ

ッチおよびコントロールボックス上のスイッチにて切断することができる。

3. ヨー軸安定増強装置の安全性について

今回試作したヨー軸安定増強装置は、フライトコントロールの一部として機能するものである。したがって下記の項目について十分安全性を考慮したうえで、機体に搭載し、飛行試験を行った。

- ① アクチュエータおよびその取付け部は十分な強度を持っておりパイロットの操縦を伝達することができる。
- ② コントロールボックス上にヨー軸安定増強装置のモニターランプが取り付けられており、パイロットは目視で作動状態を確認することができる。またパイロットのサイクリックスティックおよびコントロールボックスにキルスイッチを設置し、いつでも作動を止めることができる。
- ③ 電源切断時はアクチュエータの回転軸にブレーキがかかり、単純なフライトコントロールロッドとしての役割を果たす。
- ④ アクチュエータ部は直列にフライトコントロール内に装着するため、パイロットはいつでもオーバーライドできる。
- ⑤ アクチュエータの作動範囲（10 mm）については十分な余裕を持っており、たとえハードオーバーしたとしても正常な飛行を維持することができる。

4. 飛行試験

図2に、ヨー軸安定増強装置の概念図を示す。この図で示すように、ヨー軸安定増強装置は、パイロットのペダル操縦を伝達するフライトコントロール内に伸縮機能を有するアクチュエータを挿入し、これによって機体に生じるヨーレートを打ち消しヘリコプタの方向安定性を高めようとするものである。

飛行試験は、1994年7月4日から28日までの間、栃木ヘリポート内ホバリングエリアおよびその周辺空域にて行われた。各装置を機体に取り付け、整備士やパイロットによってヘリコプタの安全性、操縦性が十分確認された後、ホバリング飛行、前進飛行、定常旋回飛行等を行った。これらの飛行を30回以上繰り返し、機体の応答データを収録した。また同時に振動測定装置により装置およびその周辺の振動状況を計測した。

(1) 装置の搭載

図3に、ヨー軸安定増強装置および計測装置の搭載配置図を示す。搭載時には、装置が飛行時の振動や温度変化を受けても正常に作動するように設置する。また装置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無いように十分配慮する必要がある。

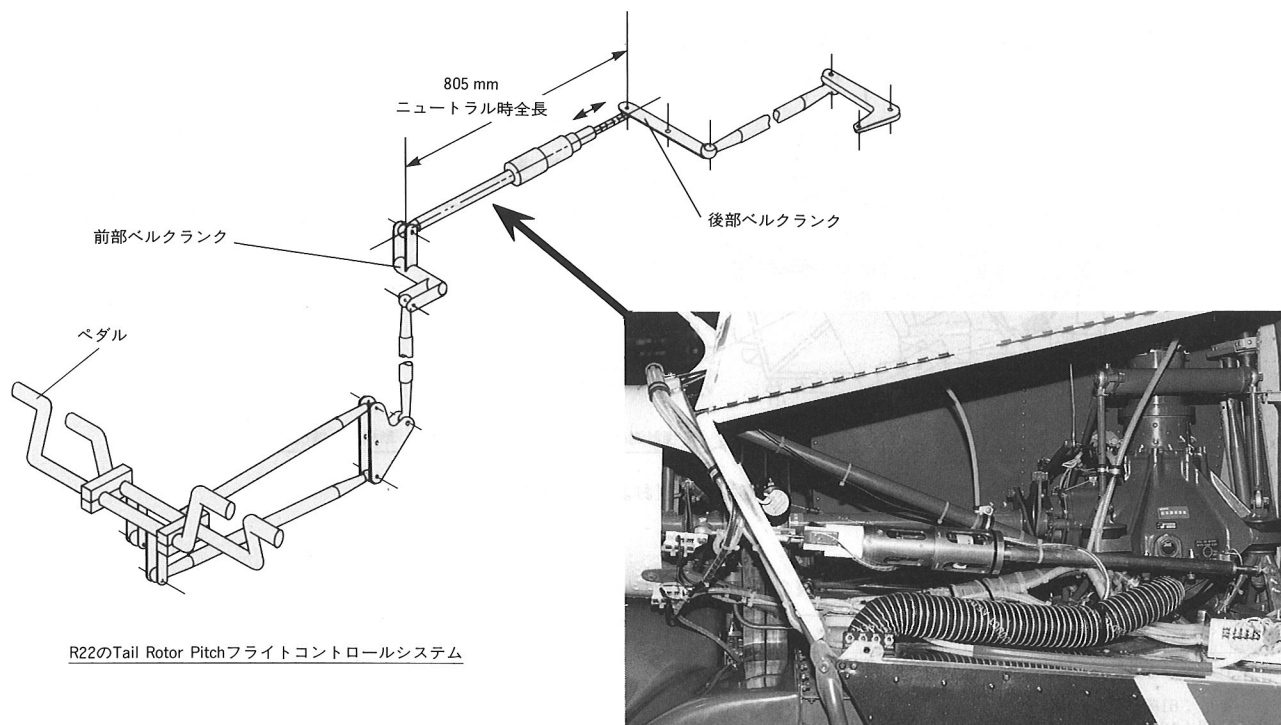


図2 ヨー軸安定増強装置の概念図

- ① ヨー軸安定増強装置：アクチュエータ本体は、図2および図3に示すように、フライトコントロール系内に既存のコントロールロッドに代えて、装着する。またサーボドライバは、ファイヤーウォール上に、コントロールボックスは、キャビン内センターコンソール側面に各々取り付ける。なお慣性測定装置は左座席下部に設置する。
- ② 振動測定装置：図3に示すように、振動加速度計と歪ゲージをアクチュエータおよびアクチュエータと後部ベルクランクとの接合部にそれぞれ配置した。なお振動加速度計は機体に対し、上下方向と左右方向の両方が計測できるように配置する。動歪計はキャビン内左座席下部に設置する。
- ③ 計測用コンピュータ：各計測器からのアナログデータをA/D変換ボードを通してデジタル化し、コンピュータ内のハードディスクに保存する。なお飛行中は計測員が操作できるよう、計測員の膝の上に置く。

(2) 飛行試験の実施

初めにホバリング飛行を行い、そこでヨー軸安定増強装置が作動している場合と作動していない場合について、方向ペダル、縦サイクリックスティック、横サイクリックスティック、コレクティブレバーの4つの操縦入力をステップ的に、周期的に行い、機体の応答、ヨー軸安定増強装置の作動状況を調べる。次に前進飛行状態において、各操縦入力に対する機体の応答を調べる。さらに定常旋回飛行においても、装置の有効性を確認する。

(3) 飛行データ

飛行データから、ヨー軸安定増強装置をONにした場合はヨーレートの発生に対してそれを打ち消す方向にアクチュエータが作動し、方向安定性を高めていることが分かる(図4のRとYAWSASの比較)。一例として図4に、ホバリング旋回飛行を行った時のヨー軸安定増強装置をONにした場合とOFFにした場合のデータを示す。これらのデータを比べてみると、装置をONにした場合、ペダル入力がほぼ一定値で良く(図4のTOTの比較)、機体に生ずる角速度も速く一定値に達し、応答が速くなっていることが分かる。また目標旋回角の設定も波形が鋭くなっており、改善されていることが分かる。

ワッシュアウト回路の効果については、定常旋回時、低周波成分をカットすることによってヨー軸安定増強装置が常に中立点付近で作動するようになり、操縦範囲が狭くなることを防いでいることが分かった。

(4) パイロットコメント

パイロットコメントを表2に示す。テストパイロットのコメントから分かるように、おおむね今回試作したヨー軸安定増強装置の効果については、好感が得られているようである。

コメントの中で、「ペダル操舵が軽減された」また「機体の挙動が滑らかになった」という意見が多い。これは、他の操舵入力や突風などの影響によって機体の姿勢が乱されそうになったとき、ヨー軸安定増強装置によってそれが打ち消されているからであると思われる。

ベテランパイロットほどヨー軸安定増強装置の効果を感じていないようである。これはパイロットが長年の経

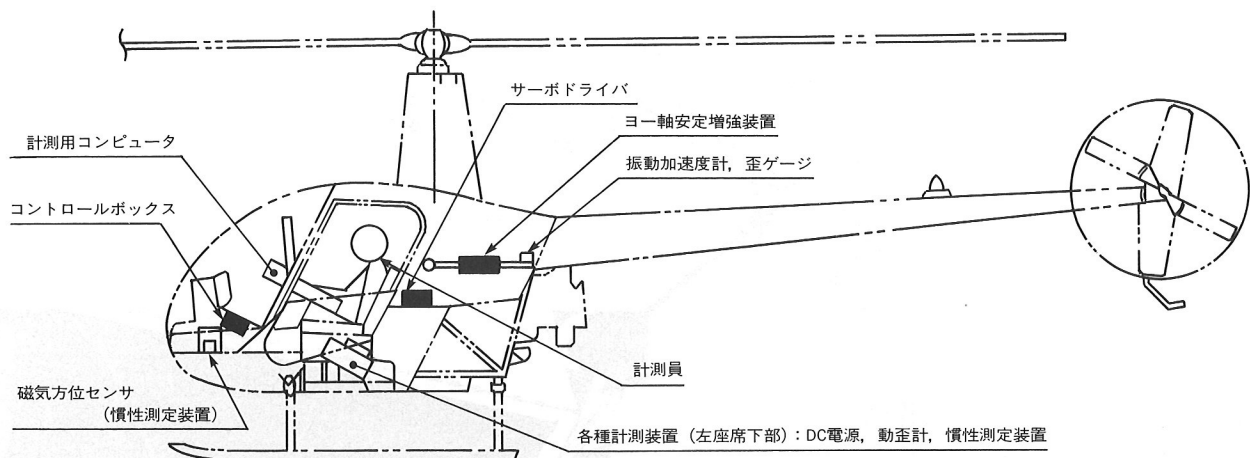


図3 ヨー軸安定増強装置および計測装置の搭載配置図

表2 パイロットコメント

パイロット	パイロットコメント
パイロットA 年令：61歳 飛行時間：10 294時間	・横進、垂直着陸時にペダル操舵が軽減される。 ・ホバリング旋回時、ペダルが鈍く感じた。 ・全体的に装置のON/OFFであまり変化が感じられなかった。
パイロットB 年令：54歳 飛行時間：5 208時間	・ホバリングおよびホバリングからの前進、後進、横進をふだんと同様の操舵量、速さで実施したが、装置の効果が体験できなかった。なお装置動作による違和感、不具合はまったくなかった。
パイロットC 年令：39歳 飛行時間：2 021時間	・ホバリングからの横進および前進において、細かなペダル操舵が軽減された。 ・コレクティブスティックを大きく使用するとき（垂直上昇、下降）、装置が作動しているとペダルが鈍くなった。 ・前進飛行では、左ペダルを押さえているだけで、細かい操舵をしなくてもよくなった。 ・旋回時、姿勢維持が楽になった。
パイロットD 年令：35歳 飛行時間：2 995時間	・ホバリング旋回、横進飛行時に機体のヨー方向の機敏な動きが少なくなった。特にホバリング旋回時は、機首が滑らかに動くように思う。 ・小さな動きが少なくなり、ペダルの操舵回数が少なくて済むようになった。 ・装置を作動させても、レスポンスが鈍い、あるいは違和感があるといったことはなかった。

験から機体の挙動を把握していて、機体の細かい変動に対してヨー軸安定増強装置よりも早く補正操舵を行っているからであると思われる。

方向旋回時の操舵に関しては、ヨー軸安定増強装置の効果によって逆に鈍くなるのではないかと思われたが、そういうコメントはなかった。

ワッシュアウト回路の効果については、今回の飛行試験では、パイロットはあまり感じていないようである。

(5) 振動データ

ヨー軸安定増強装置本体およびその取付け部周辺（主に後部ベルクランクについて）の使用環境を把握するため、振動加速度計と歪ゲージにより振動状況を計測し、振動、強度、疲労について検討する。

① 振動：振動が一番激しかったのは、アクチュエータと後部ベルクランクの結合部、縦方向であり、その振動加速度の値は5.51Gであった。この値については後述の強度で検討する。また振動源として一番起因していたのは、エンジン振動数の2次モード（89 [Hz] 前後）であることが分かった。なお表1にアクチュエー

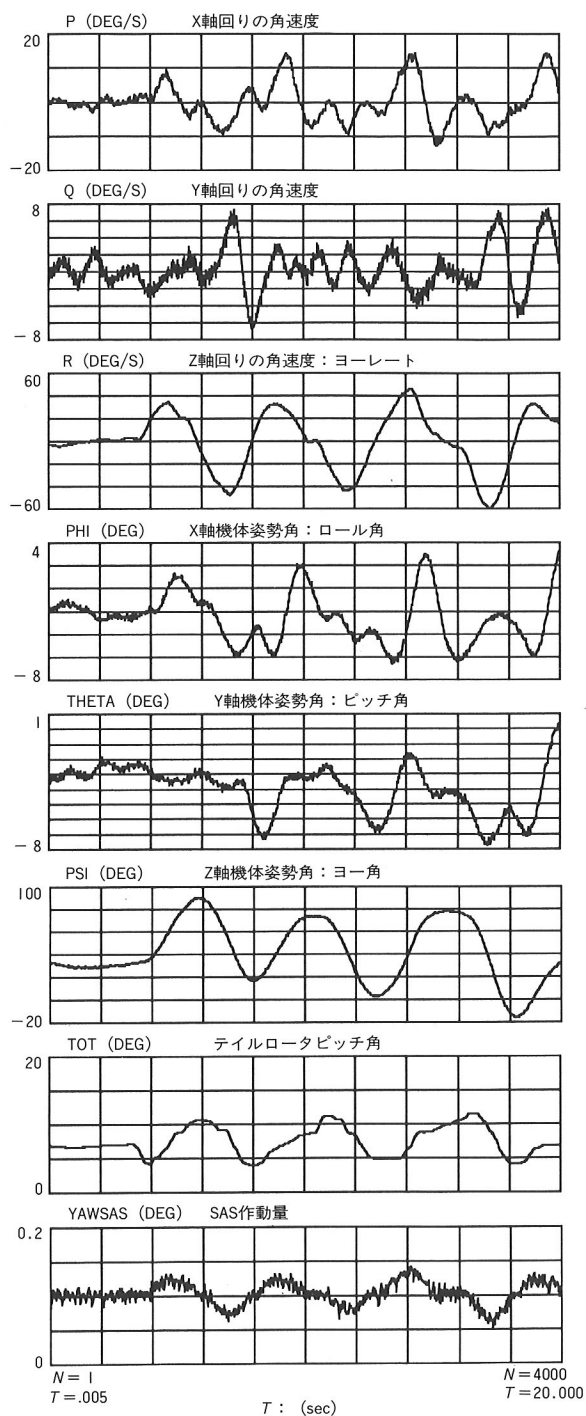
タ自身の固有振動数（計測値）を示したが、一連の計測ではほとんど観測されておらず、よって有害な共振は起きていないことが分かった。

② 強度：アクチュエータ本体および取付け部について強度計算を行った。いずれの計算においてもM.S値（Margin of Safety）は1以上であり、十分安全であることが分かった。

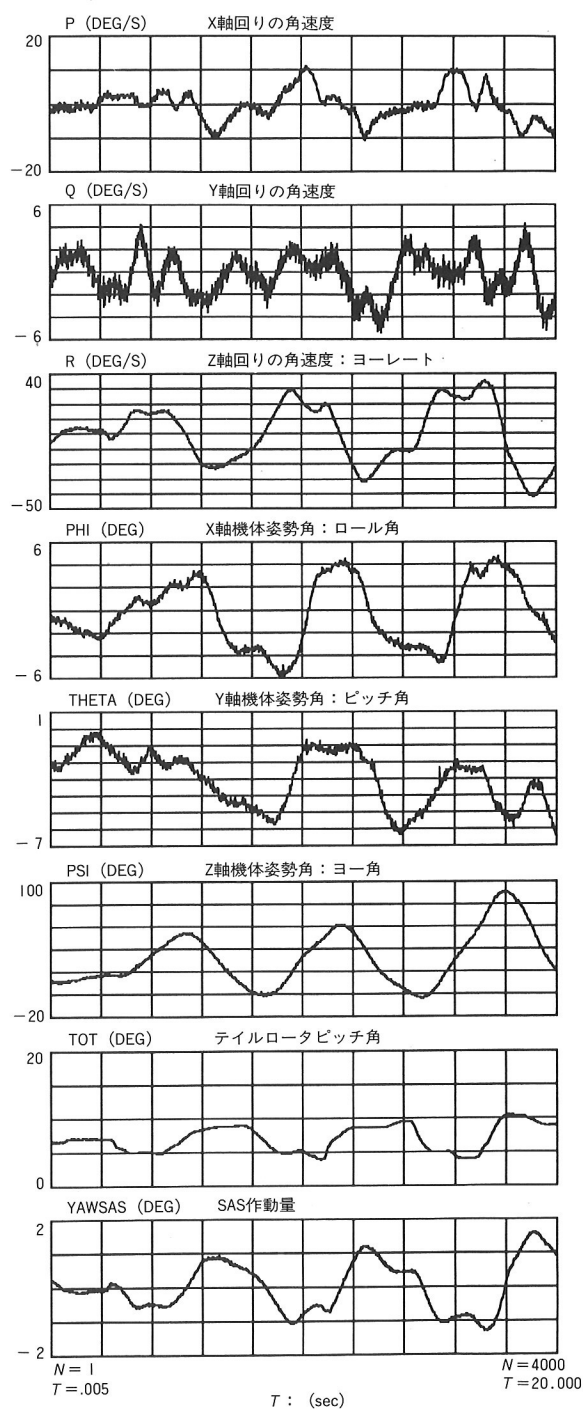
③ 疲労：アクチュエータおよび後部ベルクランクに生じた応力から疲労に対する検討を行った結果、10⁹回以上の繰返し数に耐えられることが分かった。この数値から判断して、疲労に対して十分安全であると言える。

5. おわりに

小型ヘリコプタ用ヨー軸安定増強装置を設計し、試作を行った。試験台上にて十分性能、安全性を確認した後、ヨー軸安定増強装置を実機に搭載し、飛行試験を行った。飛行試験で計測したデータおよびパイロットコメントから、その効果がヘリコプタの方向安定性を高めるのに有効である事が実証できた。また装置およびその周辺の振



ヨー軸安定増強装置をOFFにした場合



ヨー軸安定増強装置をONにした場合

図4 飛行試験の計測データ(ホバリング旋回飛行)

動状況を検討した結果、十分な強度を有していることも確認できた。

謝 辞

今回の試験の計画およびシステムは、東京大学名誉教授 東 昭先生をはじめとする多くの先生方のご指導を受けて行われたものであり、ここに記して感謝の意を表します。また試験をスケジュール通りに無事終了できたことは、関係者各位、特にテストパイロットと整備士の細心の注意と高い技術によるものであり、心から感謝致します。

参考文献

- 1) 川田忠裕・譚 安忠・中嶋良樹・原 幸久・五十棲隆勝・赤地一彦：小型ヘリコプタロビンソンR22による飛行特性計測試験，川田技報，Vol. 13，pp.21～26，Jan. 1994.
- 2) R. W. Prouty： *Helicopter Performance, Stability, and Control*, PWS Publishers, 1986.
- 3) 斎藤光平：ヘリコプタ，日本航空技術協会，1993.
- 4) 中村宏：機械の疲労寿命設計，養賢堂，1983.