

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-893

操縦系統機能試験におけるリミットサイクル

大和裕幸・内田忠夫・岡田典秋

小川敏雄・多田章

1985年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 操縦系統機能試験におけるリミットサイクル\*

大 和 裕 幸\*\* 内 田 忠 夫\*\*\* 岡 田 典 秋\*\*

小 川 敏 雄\*\*\* 多 田 章\*\*\*

## An Analysis of the Limit Cycle Observed in the Functional Mockup Test of the NAL QSTOL Research Aircraft

Hiroyuki YAMATO, Tadao UCHIDA, Noriaki OKADA

Toshio OGAWA, Akira TADA

### ABSTRACT

The Quiet STOL research aircraft under development at NAL is equipped with the Stability and Control Augmentation System (abbreviated SCAS). When the SCAS Pitch CWS mode is engaged in flight simulation tests using the control system functional mockup, a small limit cycle is observed.

In this paper, the method of describing functions is used to analyze this problem, because nonlinearities in the mechanical linkages and the power actuator play an important role in sustaining the limit cycle. To construct a mathematical model of the control system, nonlinear elements are employed so that the model responses may accord with functional mockup test results including the frequency response.

Through both the test and the analysis, it is shown that the present method is an effective tool for analyzing the limit cycle. And it is also clarified that the limit cycle observed is not so annoying to the pilot and is within the limits of the MIL specifications for sustained oscillation.

### 1. はじめに

SAS (安定性増大装置)等のフィードバック回路を有する航空機においては、操縦系統に含まれるガタ等により系統の特性が劣化し、設計時には予期できぬ微小な残留振動(リミットサイクル)が生じ、

操縦性飛行性に悪影響を及ぼすことがある。X-15等の機体でも同様の問題があり、詳細に解析が行われ対策が施されている。<sup>1),2),3)</sup> また、そのためMIL-F-8785C等では残留振動についての規定を設けている。

航空宇宙技術研究所で開発中の低騒音STOL実験機<sup>4)</sup>においても、低速飛行時の安定操縦性確保を主眼として、Pitch CWS, Roll CWS等の個別のモードからなるSCAS(Stability and Control Augmen-

\* 昭和60年10月3日受付

\*\* 飛行実験部

\*\*\* 新型航空機研究グループ

tation System)を開発・搭載している。実機製作に先立って、計算機、センサー類、信号アクチュエータ類等のSCAS各構成品を実機の操縦系統を模擬した操縦系統機能試験設備に組み込み、操縦系統全体の機能試験(リグ試験)を行っている。そのリグ試験において縦の運動に微小なリミットサイクルが観察された。本実験機のSCASを含めた操縦系統は通常の操舵量では十分な位相余裕、利得余裕があると考えられる。しかし、観察されたリミットサイクルの大きさは舵角にしてその全作動範囲の1%程度の大きさで、操縦系統のガタやフリクションによる周波数特性等の劣化が、リミットサイクルの原因となると考えられる。<sup>5)</sup>

そこで本研究では、非線形要素の数学モデルを導入し、文献1)等で行われているのと同様に記述関数法<sup>6)</sup>を用いて操縦系統をモデル化して取扱う方法により、簡単に、かつ比較的精度よくリグ試験での結果を説明できることを示し、さらに現在観察されているリミットサイクルの特性、残留振動に関する規定類に対する適合性等について論ずる。

附録として、リグ試験でのリミットサイクル試験結果を示す。

尚、周波数特性という用語は本来線形系で定義されているが、本稿では、正弦波入力に対する出力の基本波成分のゲインと位相の特性という意味で非線形系についても用いる。また、単位はSI単位系を主に用い、慣用単位によるものを括弧内に併記した。

## 2. 記号および略号

### 記号

$A_0$  : パワーアクチュエータ入力振幅  
 $A_1$  : 不感帯への入力振幅  
 $A_2$  : パワーアクチュエータ出力振幅、ヒステリシスへの入力振幅  
 $d$  : 不感帯の大きさ(半幅)  
DAS : 左舷補助翼シリーズサーボアクチュエータ出力(後縁上げを正)  
DC-1 : SCAS用操縦桿センサーNo.1チャンネル出力(押し側を正)  
DES : 昇降舵シリーズサーボアクチュエータ出力(後縁下げを正)

DEP : 昇降舵パワーアクチュエータ入力(後縁下げを正)  
DSL : 左舷スポイラ舵角(スポイラUPを正)  
EC-1 : 昇降舵コマンドNo.1チャンネル(後縁下げを正)  
ELV CMD : SCAS昇降舵コマンド出力(後縁下げを正)  
 $G_\theta$  : Pitch CWSの $\theta$ フィードバックゲイン  
 $G_q$  : Pitch CWSの $q$ フィードバックゲイン  
 $h$  : ヒステリシスの大きさ(半幅)  
 $p$  : 横揺れ角速度  
 $q, Q$  : 縦揺れ角速度  
 $r$  : 偏揺れ角速度  
 $S$  : Laplace演算子  
 $T$  : 時定数, またはデータ更新時間  
 $V$  : 真対気速度  
 $\Delta V$  : つりあいからの真対気速度の変化量  
 $\alpha$  : パワーアクチュエータ入力の不感帯への入力に対する位相進み  
 $\beta$  : パワーアクチュエータモデル内の伝達関数 $10/S(TS+1)$ の位相遅れ, または横すべり角  
 $\gamma$  : 飛行径路角(上昇を正)  
 $\delta$  : ヒステリシスの位相遅れ  
 $\delta_a$  : 左舷補助翼舵角(後縁上げを正)  
 $\delta_c$  : 操縦桿操作角(押し側を正)  
 $\delta_e$  : 昇降舵角(後縁下げを正)  
 $\delta_{OF}$  : 外舷フラップ角  
 $\delta_{USB}$  : USBフラップ角  
 $\delta_w$  : 操縦輪操作角(左まわしを正)  
 $\theta$  : 縦揺れ角(機首上げを正)  
 $\Delta\theta$  : つりあいからの縦揺れ角の変化量(機首上げを正)  
 $\phi$  : 横揺れ角(右翼下げを正)  
 $\omega$  : 角周波数

### 略号

A/C : Aircraft  
CAS : Control Augmentation System  
CTOL : Conventional Take Off and Landing  
C/N : クリーン形態( $\delta_{USB} = 0^\circ$ ,  $\delta_{OF} = 0^\circ$ )

CWS : Control Wheel Steering

FFT : Fast Fourier Transform

IRS : Inertial Reference System,  
慣性基準装置

NASTADT: NAL STOL Aircraft Development  
Team

p-p : peak to peak

PWR ACT : Power Actuator

SAS : Stability Augmentation System

SCAS: Stability and Control Augmentation System

SSA : Series Servo Actuator

STOL: Short Take Off and Landing

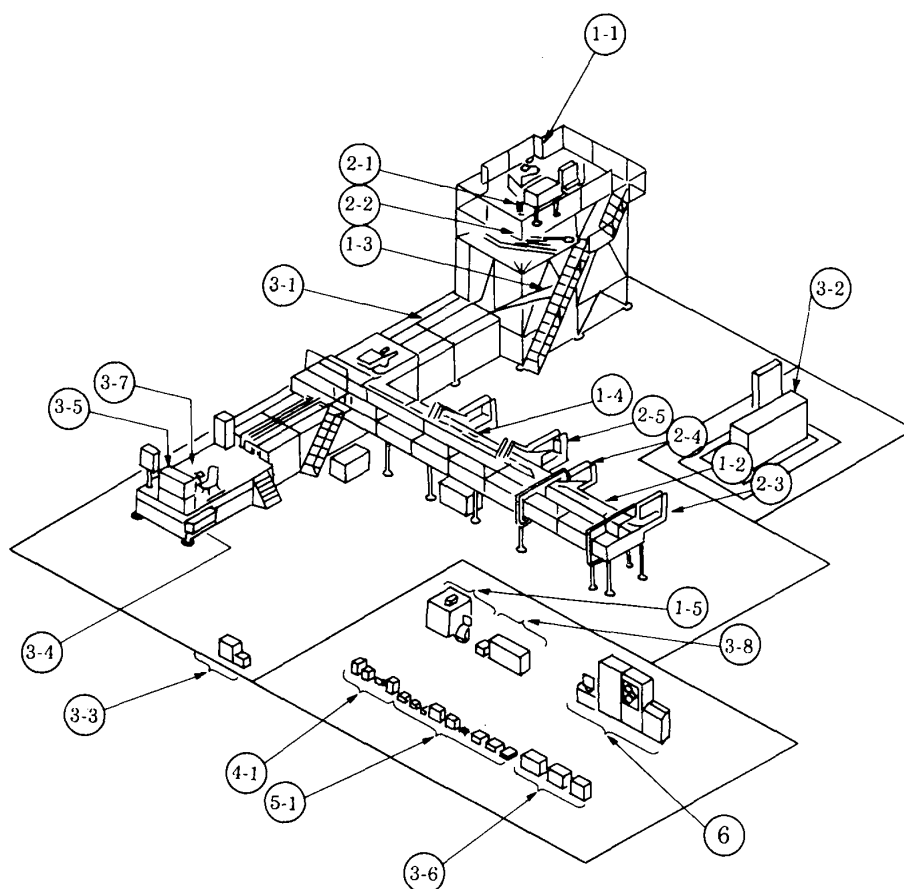
### 3. 操縦系統機能試験の概要について

操縦系統機能試験（リグ試験）の内容，設備等の詳細については関連諸文献<sup>7),8),9)</sup>にゆずり概略を述べる。

リグ試験は，図1に示すような鉄骨で組んだ架台に操縦系統の索具，アクチュエータ等の実機部品を実機同様に配し，また舵面の慣性および，空力負荷を模擬した設備で行われた。右舷主翼，右舷水平尾翼部分は省略してあり，全体の寸法も直線部を短縮し小さくなっている。設備は現在，航空宇宙技術研究所調布飛行場分室におかれている。

リグ試験は実際の操縦系統全体の機能や特性を確認するための総合的な試験で，試験内容も耐久試験，機力系統，SCAS系統，故障模擬，閉ループ，パイロットドシミュレーション試験と多岐にわたり，機力系統の特性，SCASの有効性，パイロットによる操縦特性および飛行特性の評価等，数多くの特性確認を行い，その結果は実機製作に反映されている。

このうち，パイロットドシミュレーションおよび閉ループ試験は，図2に示すようなブロック構成で



名 称	
1	供試体
1-1	縦操縦装置
1-2	横 "
1-3	方向 "
1-4	USBフラップ装置
1-5	SCAS 機器
2	負荷装置
2-1	負荷装置－昇降舵
2-2	"－方向舵
2-3	"－補助翼
2-4	"－スポイラ
2-5	"－USBフラップ
3	試験装置
3-1	架構
3-2	油圧装置
3-3	電源 "
3-4	揺動 "
3-5	操縦席及び計器板
3-6	アナログ・コンピュータ
3-7	センターベデスタル
3-8	SCAS テスタ
4	計測器材
4-1	ジャンクション・ボックス
5	
5-1	はん用計測器材
6	
6	PCMデータ 収録システム

図1 操縦系統機能試験設備

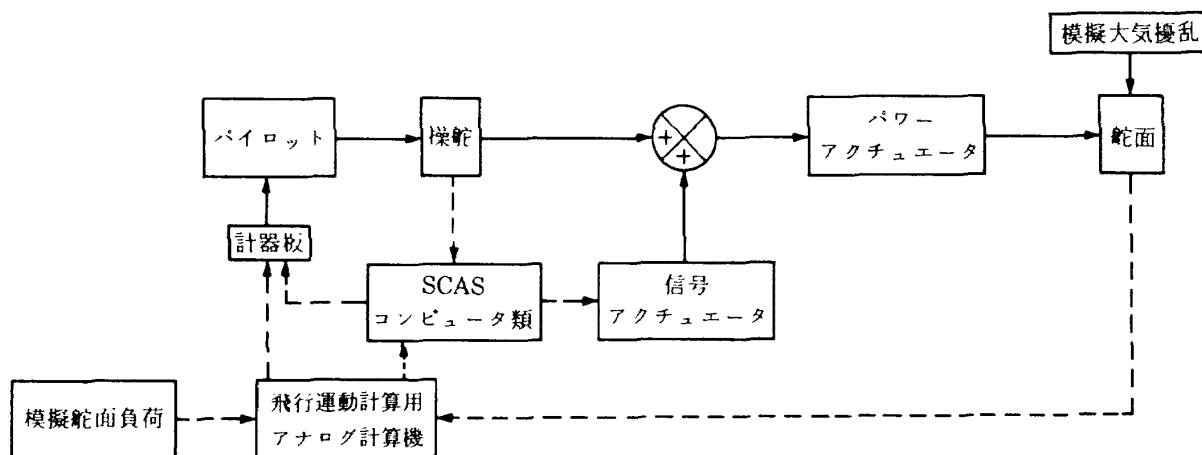


図2 パイロットドシミュレーション及び閉ループ試験ブロック図

行なっている。パイロットが搭乗し、操縦感覚等を調査するものがパイロットドシミュレーション試験、パイロットなしで機体の安定性を調査するものが閉ループ試験であって、ここでリミットサイクルの試験を行った。試験は実験機の代表的な飛行形態について行っているが、STOL着陸形態( $\delta_{USB} = 40^\circ$ ,  $\delta_{OF} = 65^\circ$ ), 速度 37.04 m/s (72 kt), 高度 304.8 m (1000 ft) で SCAS の Pitch CWS モードをエンゲージした時に縦の運動に微小なリミットサイクルが生じた。パイロットドシミュレーション試験は、固定座席で、また視界のない、計器のみによるものであるが、このリミットサイクルがパイロットにとって注意しなくては気がつかない程度のもので、操縦特性等に悪い影響をおよぼすものでないことは確認している。

#### 4. SCAS 縦制御系とリミットサイクル

次にリミットサイクルの生じている SCAS の縦制御系とリグ試験で観察されたリミットサイクルについて述べる。<sup>10), 11), 12)</sup>

SCAS は信頼性向上のためセンサーから計算機、信号アクチュエータまで基本的に三重系構成で、個別のモードからなり、縦の制御モードとしては Pitch CWS, FPC (Flight Path Control), Auto Trim, Speed Hold, STOL Go Around, 横/方向の制御モードとしては Roll CWS,  $\beta$ -CMD, EFC (Engine Failure Compensation) があり、更に CTOL 及び C/N 形態では CTOL Yaw Damper, Stall Warning の各

モードがあり、モード別に ON/OFF が可能である。このうち Pitch CWS は操縦桿操作角に応じて縦揺れ角 (アチチュードコマンド方式), または縦揺れ角速度 (レートコマンド方式) をコマンド信号とする 2 つのモードがある。Pitch CWS の縦制御系の概略ブロック図を図 3 に示す。図中、実線は機械的な接続、点線は電氣的接続を表わしている。パイロットによる操縦桿操作角は、ケーブルやセクター等の機械的部分を経ていくものと、操縦桿操作角をセンサーで計測して SCAS コンピュータで必要な演算を行い、昇降舵コマンド電気信号 (ELV CMD) として出力され、新規開発の信号アクチュエータであるシリーズサーボアクチュエータ (SSA) により機械的変位に変換されるものの 2 つになり、その両者がパワーアクチュエータインプットレバー (DEP) 手前で加えあわされパワーアクチュエータを動かすことになる。パワーアクチュエータは C-1 機用に開発されたものをそのまま使用している。パワーアクチュエータ出力は昇降舵角 ( $\delta_e$ ) に対応し、機体は昇降舵角に対して縦の運動をする。機体運動は慣性基準装置 (IRS) により縦揺れ角 ( $\theta$ ) と縦揺れ角速度 ( $\dot{\theta}$ ) が SCAS に入力され、動圧にはほぼ反比例するようにスケジュールされたゲイン  $G_\theta, G_{\dot{\theta}}$  をそれぞれかけて、昇降舵にフィードバックされる。速度 37.04 m/s (72 kt), 高度 304.8 m (1000 ft) 場合、 $G_\theta = 4.0$ ,  $G_{\dot{\theta}} = 3.0$  である。図中の機体運動の伝達関数は、STOL 着陸形態, 速度 37.04 m/s (72 kt), 高度 304.8 m (1000 ft), 径路角  $-6^\circ$  のときの昇降舵角に対する縦揺れ角 ( $\theta$ ) の応答を表したものであ

る。フィードバック信号に関してSCASは破線内のような処理をしている。 $e^{-TS}$ は $T=0.04$  secで、データ更新時間40msecの遅れを表している。SCAS内で処理しているプレフィルター、ポストフィルター、 $e^{-TS}$ 、ホールド回路および機体の周波数特性については図4にまとめて示した。シリーズサーボアクチュエータはフラットな特性を持つと仮定している。図3で操縦桿直後のSCASブロッ

クは、操縦桿の操作角に応じた縦揺れ角速度、縦揺れ角のコマンドを出力するものでCASに相当し、フィードバックループとは関係がない。したがってPitch CWSは、アチチュードコマンド方式でもレートコマンド方式でもフィードバックループは同じで、リミットサイクルについては両者とも同一であることがわかる。ケーブルからの出力とシリーズサーボアクチュエータ出力の機械的加算部や、パワー

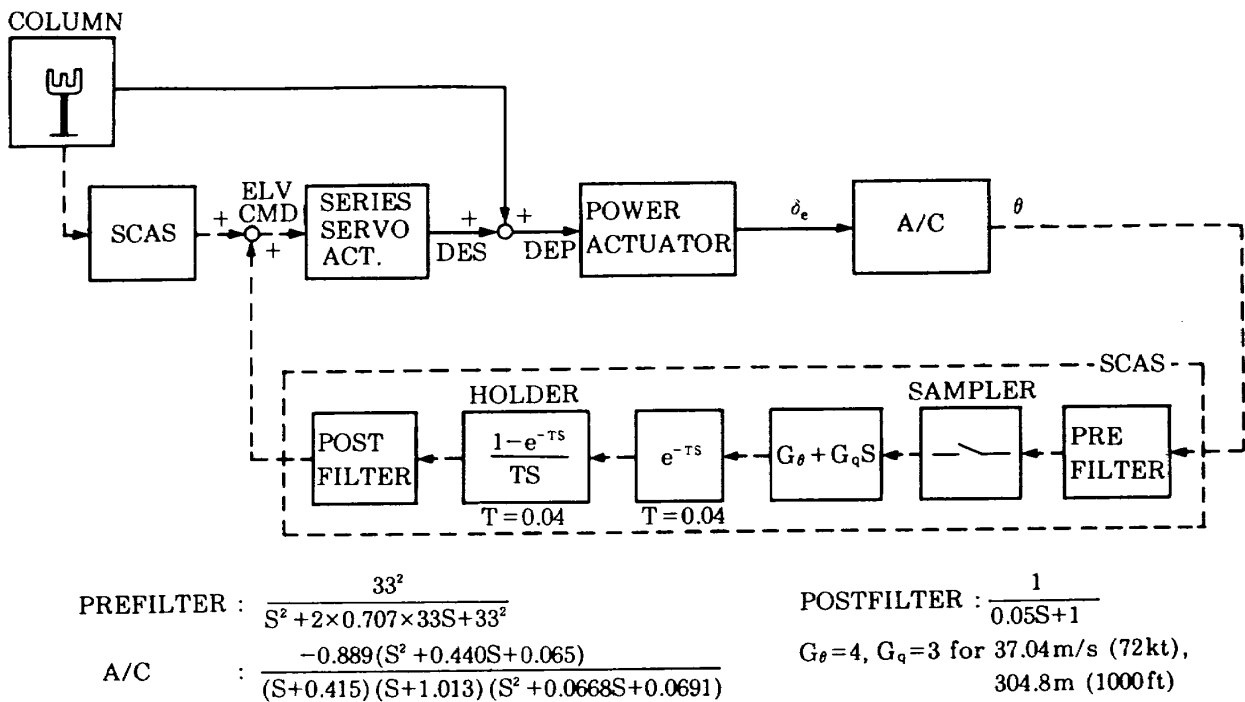


図3 Pitch CWS 制御系概略ブロック図

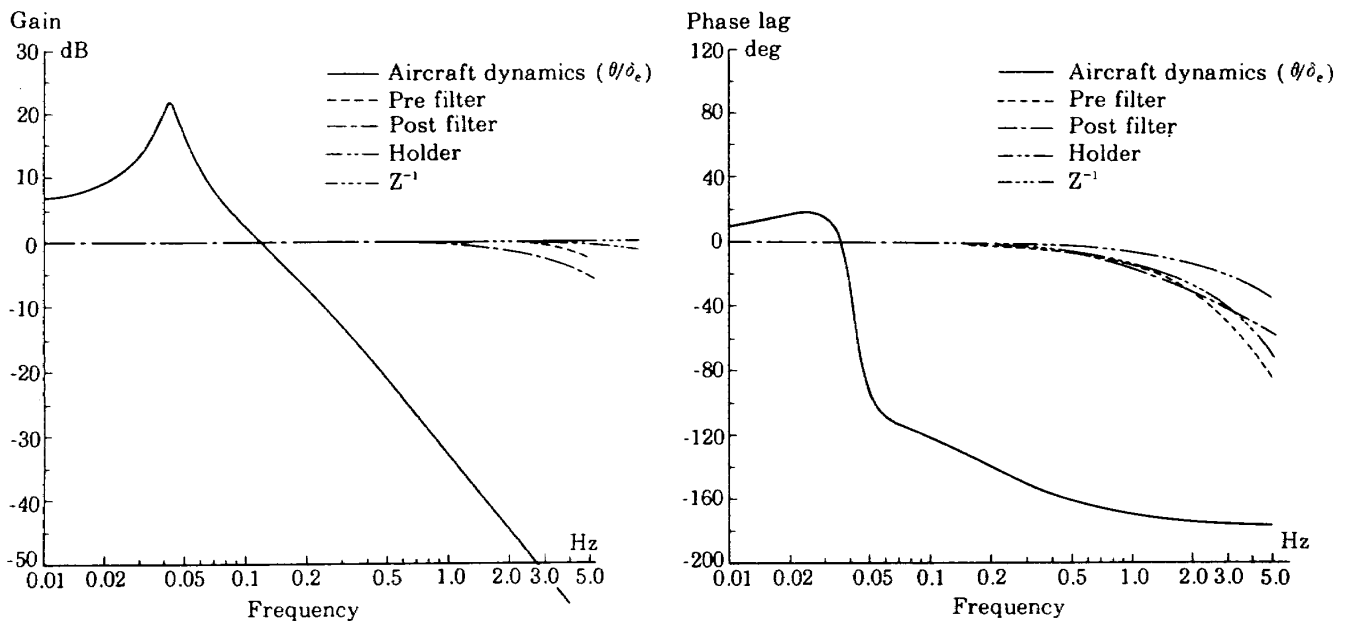


図4 Pitch CWS 制御系に含まれる各部周波数特性

アクチュエータと舵面の取付部等の機械的連結部には、ガタ、摩擦、取付剛性等の微小な非線形量がある。

次に観察されたリミットサイクルの例として、STOL 着陸形態、速度 37.04m/s (72kt)、高度 304.8m (1000 ft)、径路角  $-6^\circ$  の閉ループ試験の代表的なペンレコーダ記録を図 5 に示す。( 附録図 A-1-1, A-1-2 参照 ) 図中上段より縦揺れ角 ( $\theta$ )、

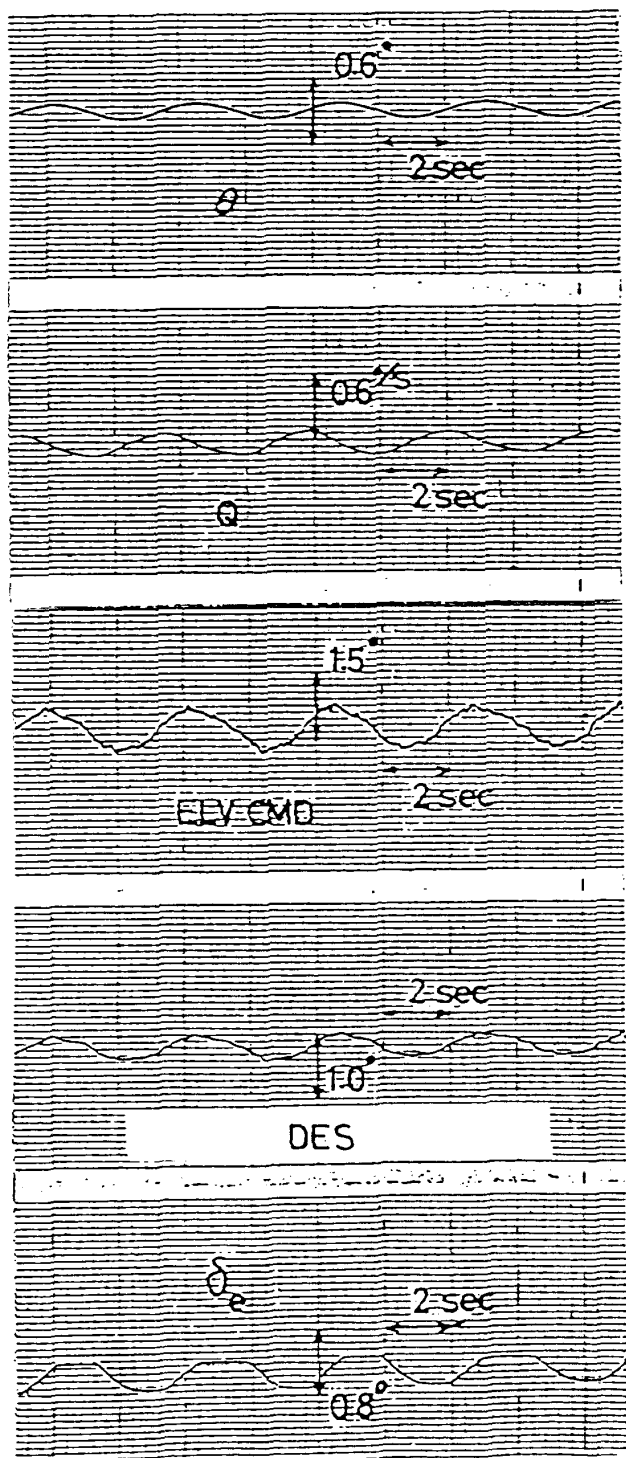


図 5 リグ試験で観察されたリミットサイクル

縦揺れ角速度 ( $Q$ )、昇降舵コマンド (ELV CMD)、パワーアクチュエータインプットレバー変位 (DEP)、昇降舵 ( $\delta_e$ ) である。昇降舵コマンドは本来電圧であるがここでは昇降舵角に換算して示した。この例では、周波数約 0.22Hz、縦揺れ角は全幅で  $0.13^\circ$ 、昇降舵角で約  $0.32^\circ$  である。水平安定板のトリム位置等により、舵面の作動点が変わり、この非線形特性が若干異なるためか、リミットサイクルの状況はわずかに変動するがこれから大きくずれることはない。ここに見られるリミットサイクルは通常の昇降舵角に比例して大変に小さい。また、一方昇降舵パワーアクチュエータのコントロールバルブは重合型で、インプットレバー中立付近では出力ロッドの押し側にも、引き側にも油の流れていかない機構のため、製造仕様から考えて、昇降舵角に換算して  $0.2^\circ$  程度の不感帯が見込まれる。したがってリミットサイクルが生じている際の昇降舵角と系統に含まれるガタ等の非線形量とは同程度の量であり、その影響で操縦系統の特性はかなり劣化するものと考えられる。本稿では操縦系統に含まれるこれらの非線形量を見積り、記述関数法によって系統全体をモデル化し、微小な入力に対する応答を考える手法をとる。

## 5. リミットサイクルの解析法<sup>13)</sup>について

本節に解析法の手順をまとめておき、次節以降にここで行った解析を具体的に述べる。

リグ試験と理論計算の両方を用いて行なう本解析法の手順を図 6 に示す。

まずリグ試験で、システムを閉ループとし、昇降舵コマンド (ELV CMD) にきわめてゆっくりした入力をいれ、それに対するシリーズサーボアクチュエータ出力 (DES)、昇降舵パワーアクチュエータインプットレバー変位 (DEP)、昇降舵角 ( $\delta_e$ ) の動きを求める静特性試験を行う。これにより概略の非線形量の推定が行なえる。

次に静特性試験の結果を利用し、非線形要素の数学モデルを導入して操縦系統をモデル化する。このとき、操縦系統を忠実にモデル化しようとするとき、非線形要素は多くなりすぎ、本解析法の特徴である簡便さは損われることになる。そのため非線形

要素の数は極力少くし、系統全体の非線形性を把握することを考える。ここでは、2つの非線形要素でモデル化を行っている。

次に前述の手順で得られたモデルの周波数特性を記述関数法により理論的に求める。非線形モデルであるので、入力振幅により周波数特性が異なるため、数種の入力振幅について求めておく。一方、リグ試験でも、計算と同じ入力振幅の正弦波を昇降舵コマンドに入力し、昇降舵角の周波数特性を求めておく。そして、計算結果とリグ試験結果の周波数特性の比較を行う。両者の一致がよくない場合にはモデルの手直しをし、最終的に試験結果を最もよく表現することのできるモデルを決定する。本解析では、リミットサイクルの推定を目的としているので静的な特性よりも、周波数特性を試験結果と一致するように

モデルを求めている。

ここまでの手順で得られたモデルを用いて入力振幅をパラメタとして一巡伝達関数のナイキスト線図を描き、そのうち-1を通過するものがあれば、その点での振幅、周波数でリミットサイクルの生ずることがわかる。

ここに示した手順のうち、リグ試験で行う静特性試験および周波数特性試験は、ガタ等が小さい場合には計測の精度、周波数応答解析のためのFFTアナライザの精度等の問題もあるが、格別困難というものではない。また、非線形制御系の周波数応答の計算も繰り返し計算が必要であるが記述関数法を用いているため比較的容易にプログラミングでき、容量の大きくないいわゆるパーソナルコンピュータ程度の計算機でも十分に精度よく計算が行える。

## 6. 昇降舵操縦系統の数学モデルについて

前節に示した手順に従って実際に行った操縦系統のモデル決定法について記す。

まず静特性試験については、本来極めてゆっくりとした入力を全作動範囲にわたって行うものであるがここでは中立付近でのガタ等の量を拡大してみるため、全作動範囲の20%の振幅のきわめてゆっくりした正弦波入力を昇降舵コマンドに入力した。その結果を図7に示す。図7(a)に昇降舵コマンドに対する昇降舵角の動きを示す。外側の座標にポテンシオメータの計測電圧を表示した。ポテンシオメータの出力電圧はアンプを介して増幅し、細かな非線形量を見やすくした。内側の座標には、全作動範囲に対するパーセンテージの目盛を示す。図7(a)は系統全体の非線形量を表わしている。その大きさは端部で約1%中立付近で約1.6%程度である。このほか系統の中間部でも計測を行っており図7(b)に、昇降舵コマンドに対するシリーズサーボアクチュエータ出力変位、同じく(c)にはシリーズサーボアクチュエータ出力変位に対するパワーアクチュエータインプットレバー変位の動き、同じく(d)にはパワーアクチュエータインプットレバー変位と昇降舵角の動きを示している。これらの図から系統に含まれる非線形はほとんどパワーアクチュエータインプットレバー

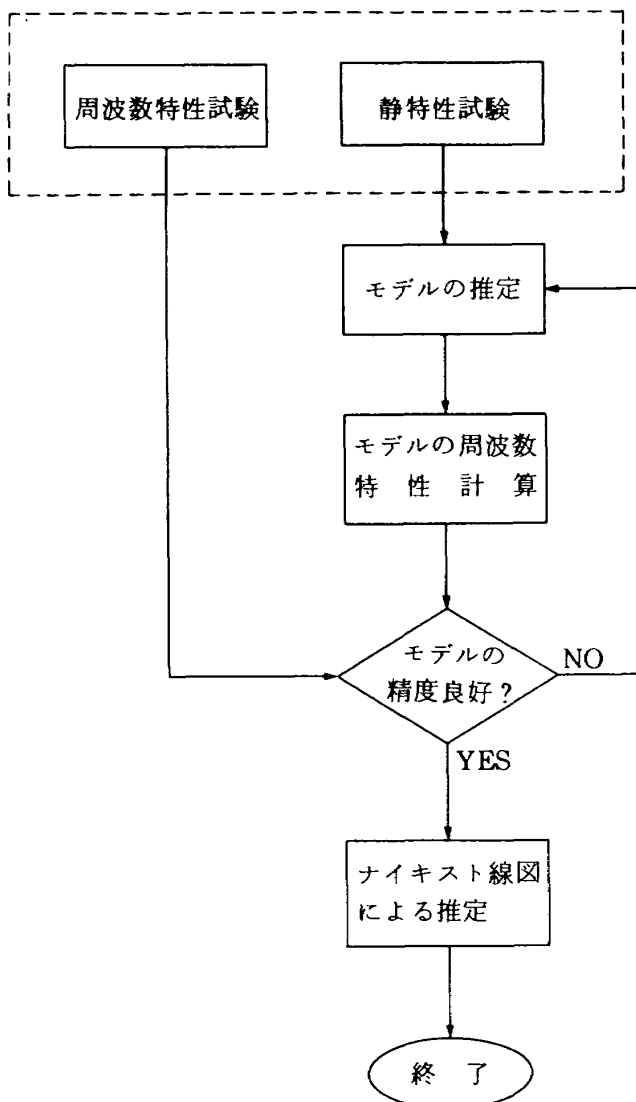


図6 解析手順フローチャート



から昇降舵の間にあると考えてよいことがわかる。前述したようにパワーアクチュエータは重合型で、コントロールバルブには舵角に換算して $0.24^\circ$ （全作動範囲の $0.6\%$ ）以下に規定された不感帯が存在する。また図7より、この不感帯以外にヒステリシス様のものが考えられる。したがってこのことから、パワーアクチュエータおよびその舵面取付部を図8のように昇降舵パワーアクチュエータのコントロールバルブに $0.6\%$ 程度の不感帯、またパワーアクチュエータと昇降舵面の間に $0.9\%$ 程度のヒステリシ

スの入った簡単なモデルを考えることができる。

尚、図8のパワーアクチュエータモデルに現れる $10/S(TS+1)$ なる伝達関数はコントロールバルブの一次おくれにシリンダーの積分特性を接続したもので、入力振幅が大きく、非線形特性を無視できる場合のパワーアクチュエータの特性を表している。

これで操縦システムの解析的な取扱いのための第一次近似モデルが求まった。

次にモデルの周波数特性を記述関数法を用いて計算により求める方法を示す。パワーアクチュエータ

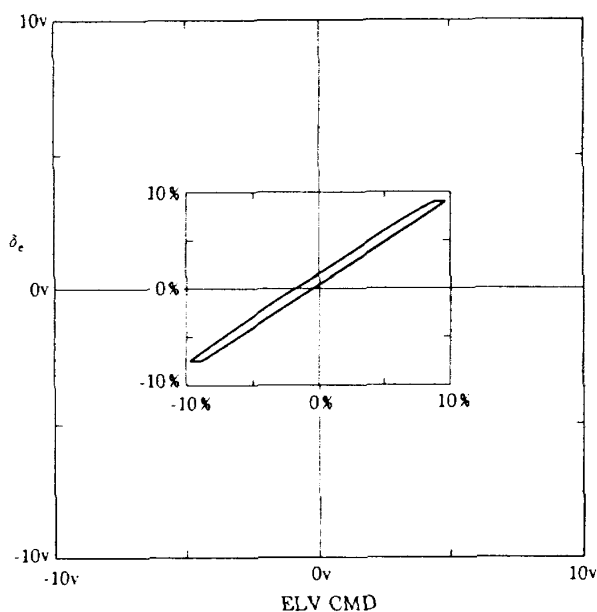


図7(a) 静特性試験結果 ( $\delta_e$ /ELV CMD)

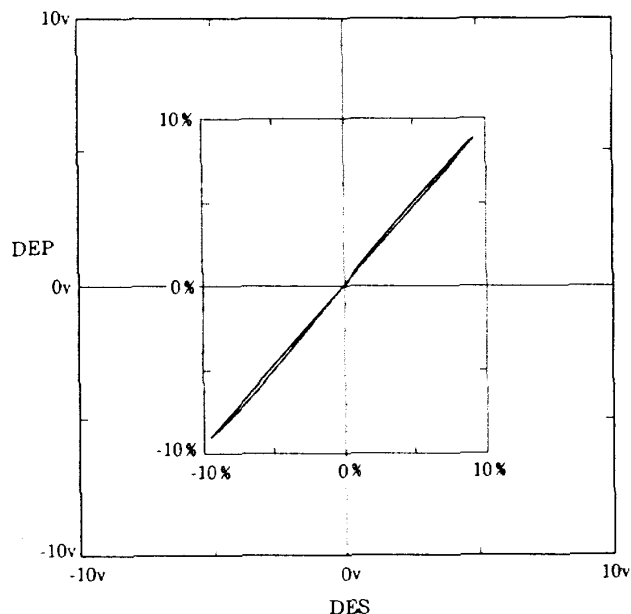


図7(c) 静特性試験結果 (DEP/DES)

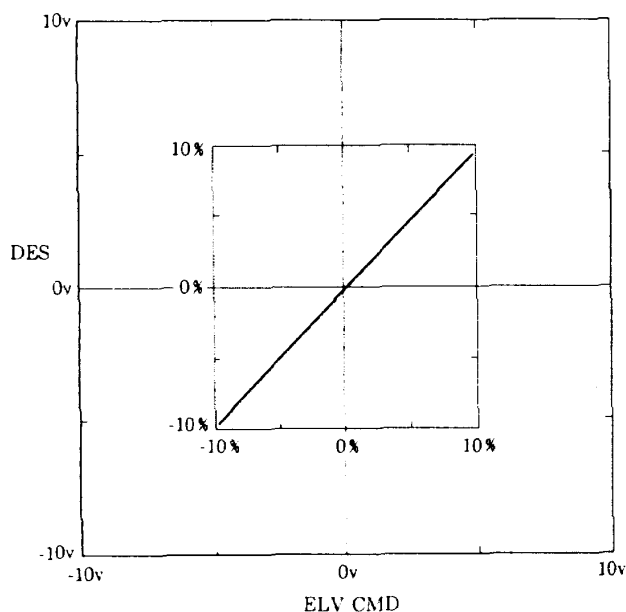


図7(b) 静特性試験結果 (DES/ELV CMD)

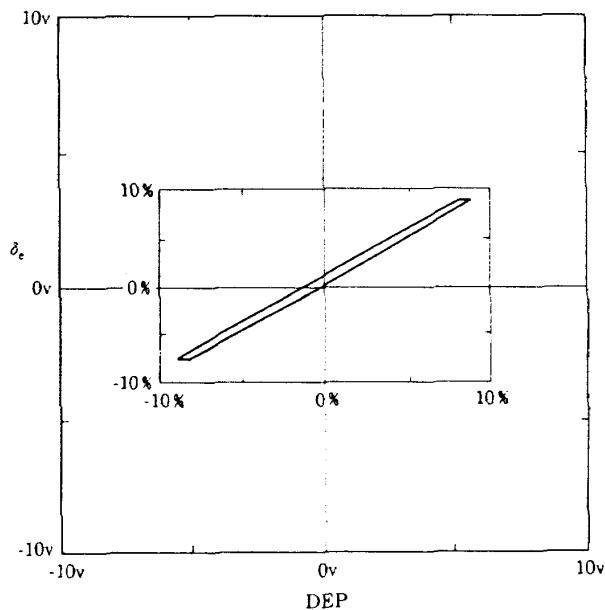


図7(d) 静特性試験結果 ( $\delta_e$ /DEP)

にはフィードバック入力点より後に不感帯が入っており計算はやや複雑である。図9において、計算しようとする角周波数を $\omega$ とし、大きさ $2d$ の不感帯への入力を $A_1 \sin \omega t$ とする。これが不感帯とそれに続く伝達関数 $10/S(TS+1)$ を通過した点、すなわちパワーアクチュエータ出力を $A_2 \sin(\omega t - \beta)$ とする。 $A_2$ は不感帯に関する記述関数と $10/S(TS+1)$ のゲイン成分で表わされる。ここで、不感帯の記述関数は $\omega$ と $d/A_1$ の関数であるために、通常の線形系より取り扱いが複雑になる。また不感帯は位相のおくれがないため、 $\beta$ は $10/S(TS+1)$ による位相おくれで表わされる。更に $A_2 \sin(\omega t - \beta)$ が大きさ $2h$ のヒステリシスに入り、その出力を $A_3 \sin(\omega t - \beta - \delta)$ とすると、 $A_3, \delta$ はそれぞれヒステリシスに関する記述関数として $h/A_2$ の関数で与えられる。またこれから逆にパワーアクチュエータへの入力を $A_0 \sin(\omega t + \alpha)$ とすれば

$$A_0 \sin (\omega t + \alpha) = A_1 \sin \omega t + A_2 \sin (\omega t - \beta) \quad \cdots (1)$$

と求められる。これによりパワーアクチュエータイン  
プットレバーからの舵面の応答は、ゲイン  $A_3/A_0$ 、  
位相おくれは  $\alpha + \beta + \delta$  と求められる。この計算手  
順では入力振幅  $A_0$  があとから求まるため、入力振  
幅と非線形量の比があらかじめ決っている場合には  
繰り返し計算が必要である。また非線形要素の記述  
関数は、それぞれ、

$$\text{Gain} = 1 - \frac{2}{\pi} \eta - \frac{1}{\pi} \sin(2\eta) \quad \cdots (2)$$

不感帶:  $\text{Phase lag} = 0 \quad \dots (3)$

ここに  $\eta = \sin^{-1} \left( \frac{d}{A_1} \right)$  ,  $(0 \leq \eta \leq \frac{\pi}{2})$

ヒステリシス：

$$\text{Gain} = (\sqrt{S^2 + C^2})/\pi \quad \dots (4)$$

$$\text{Phase lag} = \tan^{-1} (C/S) \quad \dots (5)$$

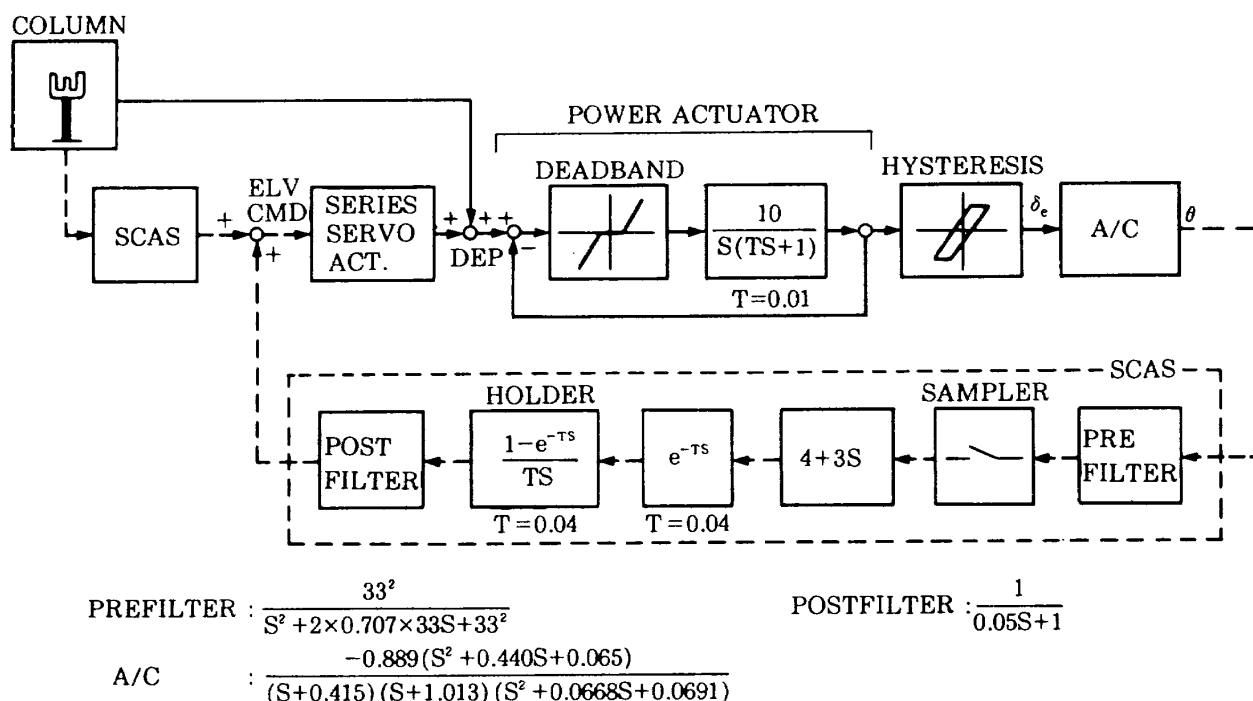


図8 縦の制御系の数学モデル

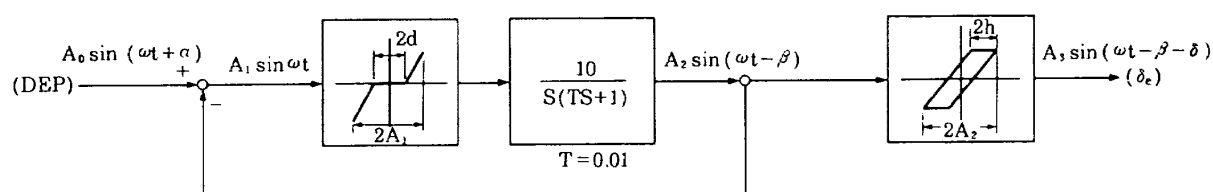
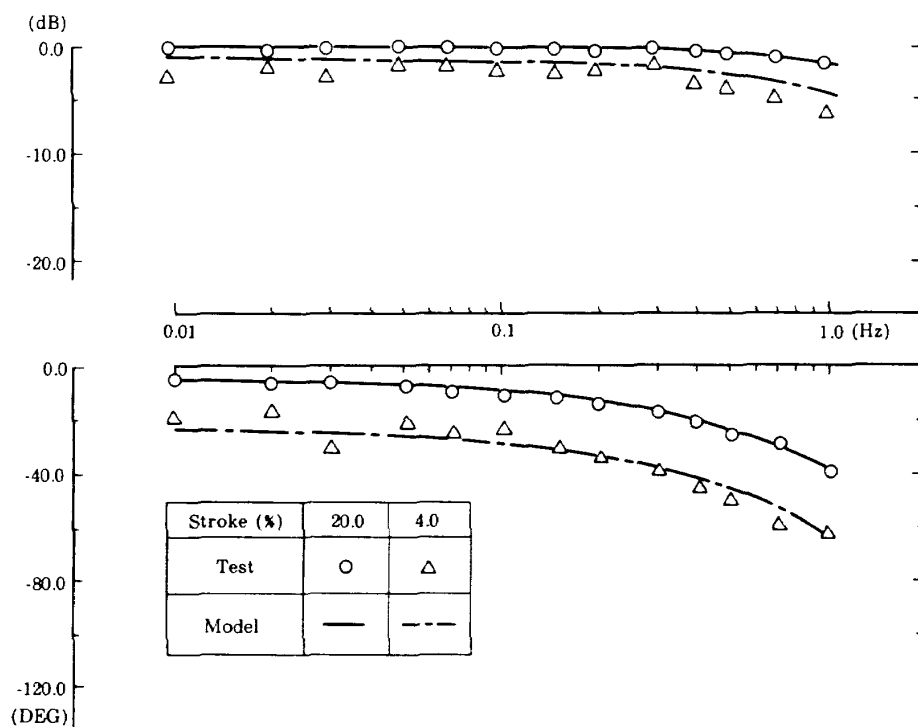


図9 周波数特性計算法

図10 周波数特性 ( $\delta_e/DEP$ )

ここに  $\eta = \cos^{-1} \left( 1 - 2 \frac{h}{A_2} \right), (0 \leq \eta \leq \pi)$

$$S = \pi - \eta + \frac{1}{2} \sin(2\eta)$$

$$C = -\frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos(2\eta)$$

のようにあたえられる。

リグ試験では周波数特性試験として入力振幅が4%と20%の場合について行っており、計算も同じ入力振幅のものについて行う。両方の結果を比較しモデルの改善を行うと、静特性試験から得られた非線形全体の量1.5%は変えずに、不感帯の大きさを0.8%、ヒステリシスを0.7%とした場合が最もよいことがわかった。図10にその場合の試験結果と記述関数法の理論計算結果の周波数特性をボード線図に示す。20%入力の場合には非線形の影響は小さく、両方の結果は一致しているが、非線形の影響の大きい4%入力の場合には位相についてはほぼ両者一致しているが、ケインについては理論計算による結果の方が大きくなる。

以上で操縦システムの最終的なモデルを決定することができた。

## 7. リミットサイクルの推定

次に前節で求められたモデルによりナイキスト線図を描き、リミットサイクルの推定を行う。入力振幅を与えればモデルの周波数応答は求められ、それに図4に示したような一巡伝達関数各部の特性を合算してナイキスト線図を求めることができる。

まず現行の制御則  $G_\theta = 4, G_q = 3$  の場合について図11にナイキスト線図を示す。これは図8でSCAS昇降舵コマンド出力から一巡したフィードバックループの特性を示したものである。一点鎖線、破線、実線はそれぞれ入力振幅、20%、4%、1.75%のものを表し、20%の場合には位相余裕、利得余裕とも十分にあるが、入力振幅が小さくなるにつれ余裕は減少し、1.75%のときには0.23Hzで-1を通過し、ここでリミットサイクルが生じることになる。これは昇降舵角で0.31°、縦揺れ角で0.12°で、振幅、周波数ともに図5に示した試験結果とよく一致している。

次にいくつかの制御則について考える。リグ試験でも、リミットサイクルの性質を調べるため、また今後SCAS制御則を改訂する可能性のあることを

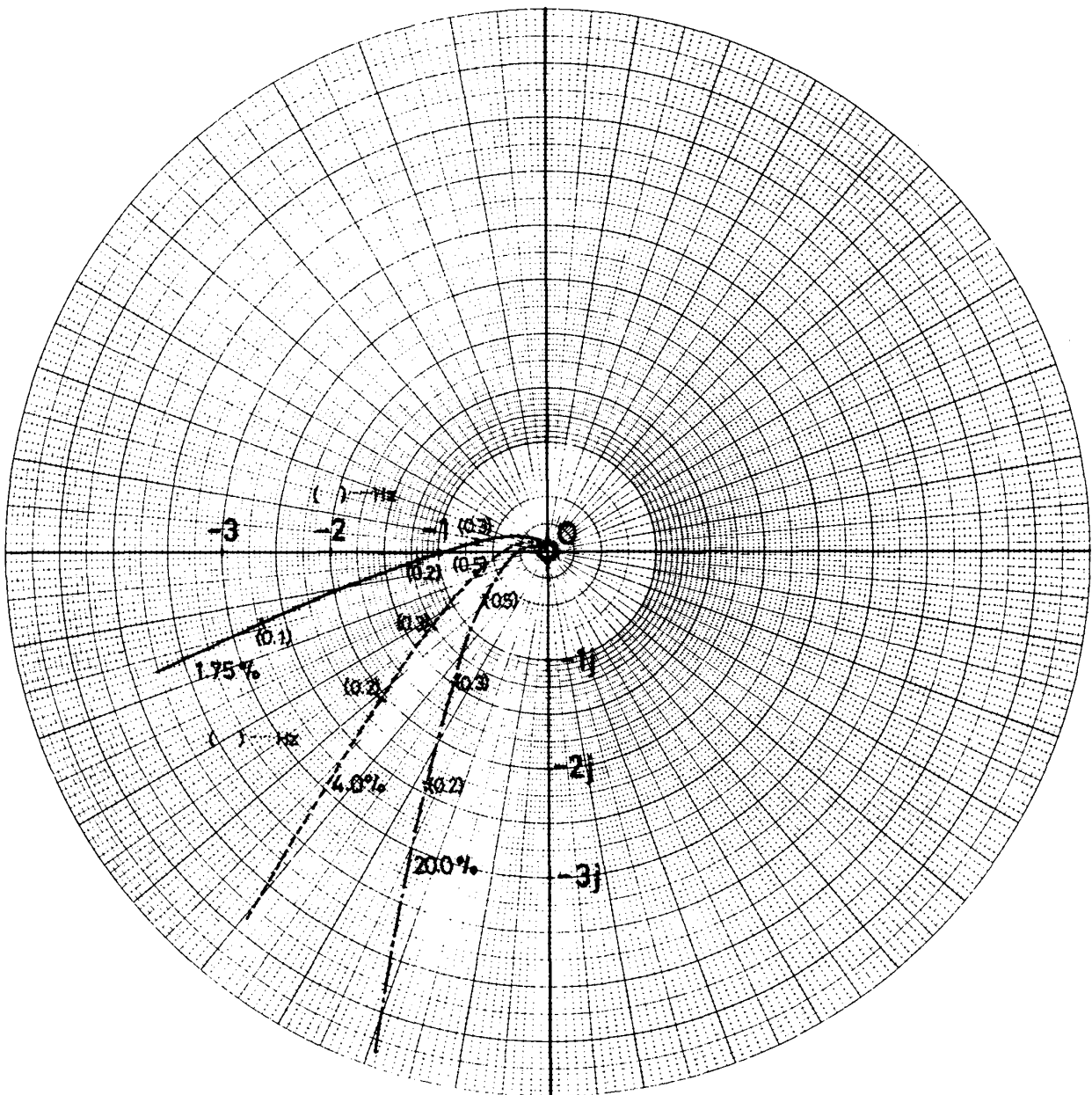


図 11 ナイキスト線図 (制御則 4 + 3S)

考えて、現行制御則以外についても計算とリグ試験の両方を行っている。図 12 に本法による推定結果とリグ試験結果を比較して示す。横軸に縦揺れ角  $\theta_{p-p}$ 、縦軸に周波数をとっている。制御則 3 + 3S, 2 + 1.5S では、試験にはリミットサイクルが見られたが、解析結果には現れず、また 2 + 3S, 1 + 3S では、試験及び解析結果ともにリミットサイクルは存在しない。試験結果については、付録の表 A-1 にまとめ、またペンレコーダの記録を図 A-1-1 から A-4-2 までに示した。制御則を変更しても出現するリミットサイクルの周波数はあまり大きく変動することなく、0.2 ~ 0.35Hz の間

におさまっている。試験結果は水平安定板位置のちがいが等により、主に縦揺れ角にバラツキを生じているが、本法による推定値は制御則が 3 + 3S, 2 + 1.5S の場合以外はほぼ試験結果と一致しており、本解析法により、リミットサイクルの推定が充分可能であることがわかる。3 + 3S, 2 + 1.5S のものについては付録の図 A-1-3, A-1-10 に示すようにリミットサイクルが出たり出なかったりするところであり、また後に図 14 にも示すが、リミットサイクルの存否について判定のむずかしい点である。

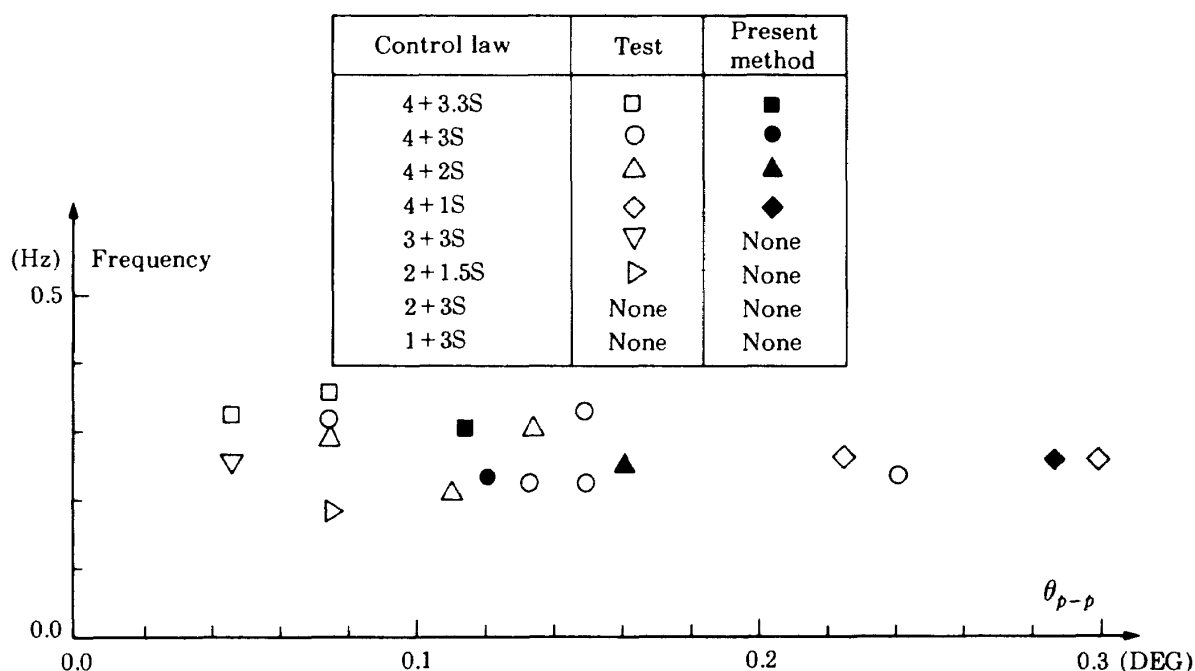


図 12 リミットサイクルの試験結果と計算による推定値

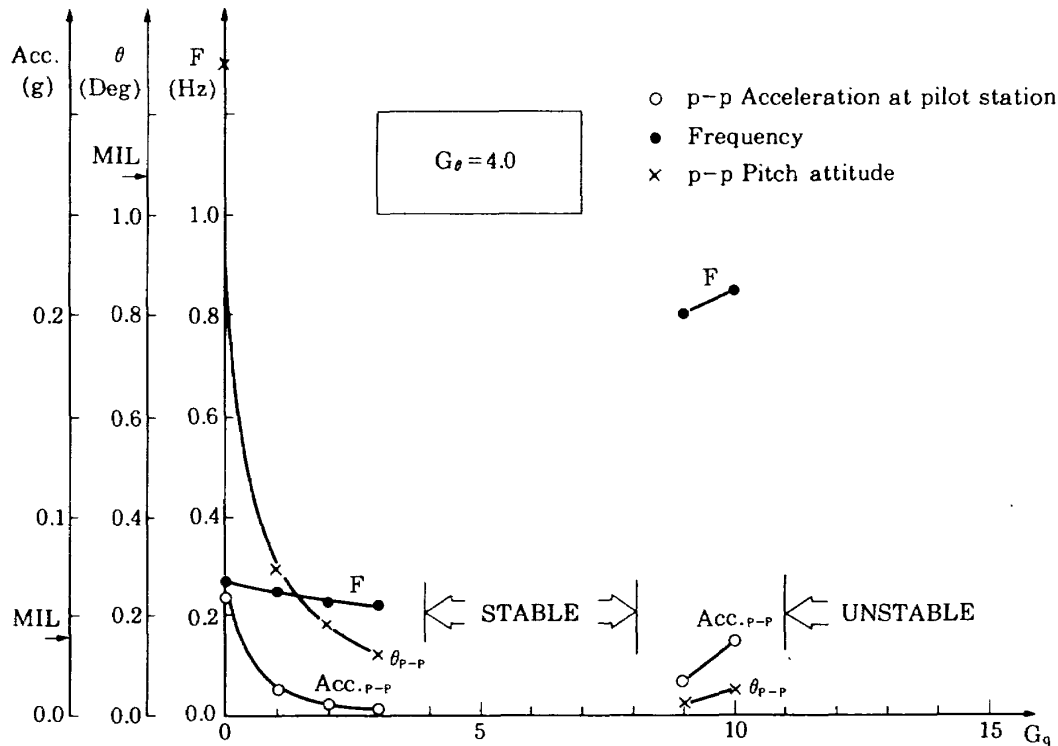
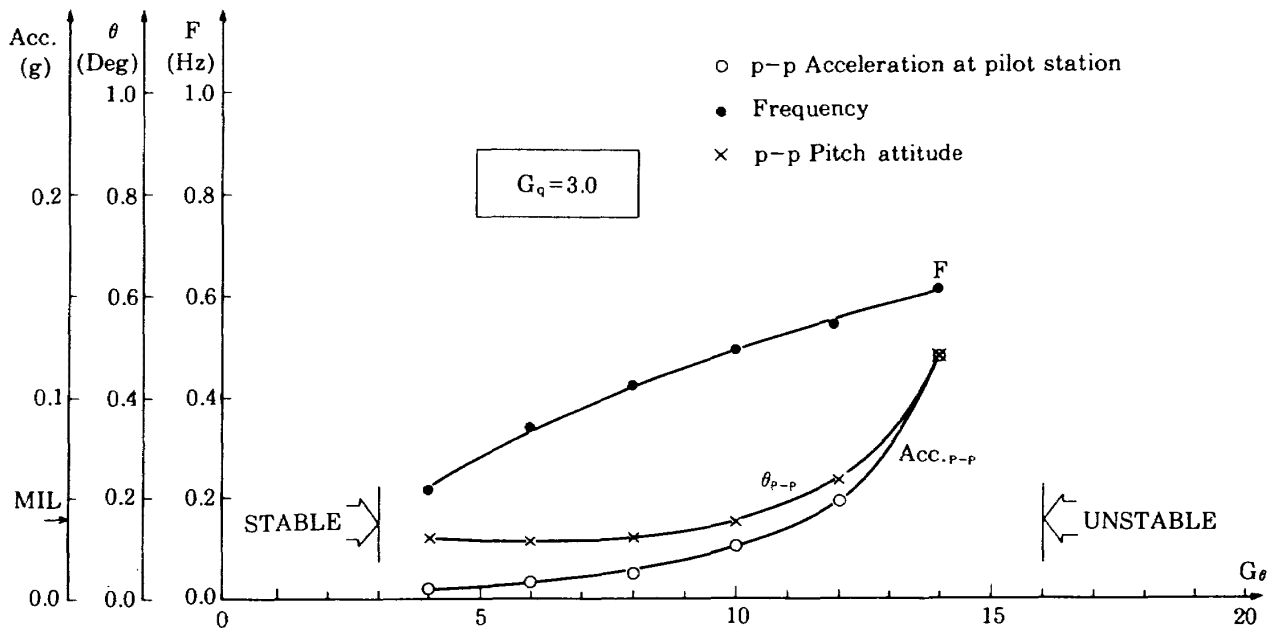
## 8. 縦の持続振動に対する規定との適合性について

本節ではリミットサイクルの規定類への適合性を現行制御則と、更に現行制御則のゲインを変更した場合について検討する。

まず持続振動についてはいくつかの規定があるが、代表的なものとしてMIL-F-8785C<sup>4),5)</sup>、MIL-F-9490D<sup>6),7)</sup>があげられる。MIL-F-8785Cでは3.2.2.1.3項に、どのような持続振動もパイロットのタスク遂行能力を損ってはならないとして、パイロットステーションで $\pm 0.05g$ を超える垂直方向加速度の生じる場合にはlevel 1および2を確保することはできず、また縦の制御については高度の精密な制御の必要なカテゴリーAの場合には $\pm 3\text{mils}$  ( $\pm 0.54^\circ$ )以上の振幅は過剰としている。またMIL-F-9490Dでは3.1.3.8項に規定があり、通常の飛行と定常的飛行においてはすべての乗員、乗客のステーションで $0.04g_{p-p}$ を超過してはならず、縦の制御についてはMIL-F-8785Cと同様としている。したがってここでは縦揺れ角については $1.08^\circ$ 、加速度については $0.04g_{p-p}$ を規定値と考える。まず図13(a)に $G_\theta$ を現行の4に固定し、 $G_q$

を変化させた場合に生じるリミットサイクルのパイロット席での加速度、縦揺れ角および周波数を本法で推定したものを示す。 $G_q$ の小さい場合には系にダンピングが入らないため大きなリミットサイクルが生じる。MILの規定値に対しては、縦揺れ角の規定には余裕があるもの、加速度に関する規定により $G_q$ は0.4より小さく下げることはいできない。 $G_q$ を大きくしていくと、リミットサイクルは小さくなり、一旦、系は安定になり、リミットサイクルも消滅する。しかし、 $G_q$ を更に大きくしていくと、フィードバックゲイン全体が大きくなり、やがて不安定になる。 $G_q$ が10を超えるとやはり加速度に関する規定に抵触することになる。図13(b)には逆に $G_q$ を3に固定し、 $G_\theta$ を変化させた時のリミットサイクルの様子を示す。これでは $G_\theta$ の小さい間はダンパーがきいており、系は安定でリミットサイクルは生じないが、 $G_\theta$ を増していくとリミットサイクルが生じ、やがて系は急速に不安定に至る。 $G_\theta$ が12程度で加速度に関するMILの規定値を超過することになる。

次に図13のような計算結果をもとに、横軸に $G_q$ 、縦軸に $G_\theta$ をとり、リミットサイクルの様子と規定への適合性を図14に示した。ハッチを施した線の

図 13 (a)  $G_q$  によるリミットサイクルの変化図 13 (b)  $G_\theta$  によるリミットサイクルの変化

内側でリミットサイクルが生じており、その外側では、系は不安定、また逆に安定でリミットサイクルが生じない。破線より内側では前述のMILの規定を満たし、外側では規定を満たさない。この境界線のうち縦軸にごく近い部分のみで縦揺れ角に関する規定に、それ以外の大部分はパイロット席での加速度の規定に抵触する。図中に○、×でリグ試験結果

を示す。○はリミットサイクルの存在した点、×は存在しなかった点である。2 + 1.5S, 3 + 3Sについてはこの図からわかるように、また前節に述べたように非常にきわどい状況にあり推定がむずかしい。現行の制御則を●で示したが、リミットサイクルは存在するものの安定領域に近く、MILの規定も充分満足しており、特に制御則を変更する必要はない

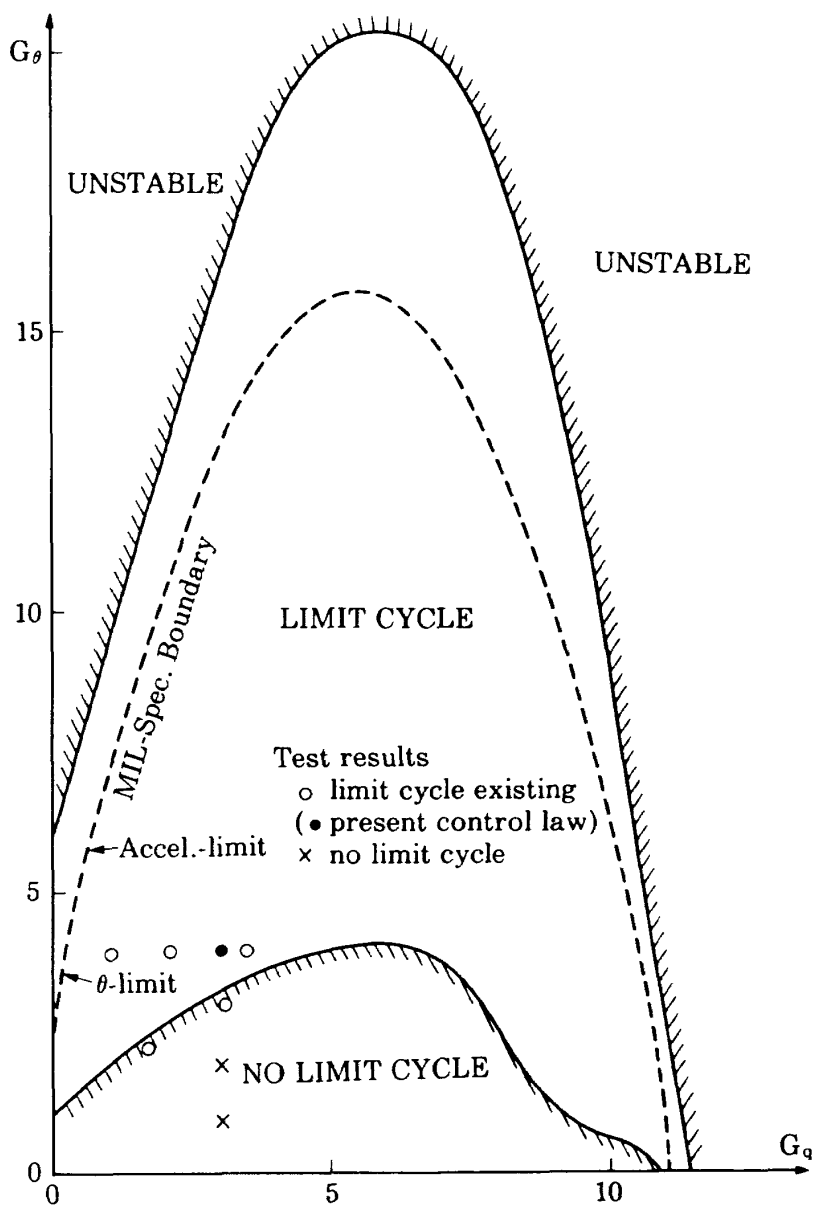


図 14  $G_\theta, G_q$  によるリミットサイクルの存在範囲と規定への適合性

と考えている。

### 9. デジタル計算機によるシミュレーションについて

以上、記述関数法によりリミットサイクルの解析を行ったが、ここで用いたモデルに対してデジタル計算機によりシミュレーションを行い本解析法との比較を試みた。操縦系統ばかりでなく機体運動についてもシミュレーション計算を行い、リミットサイクルが生ずるかどうか検討した。記述関数法は実際のシステムの近似計算法であって、その精度はシミュレーション計算によって確認できると考えられる。シミュレーション計算は時間きざみを充分小

さく取り、図3に示したシステムを忠実に再現するようにした。

まず、非線形を含んだ操縦系統のみの特性について述べる。図15に昇降舵コマンドに正弦波入力を行った場合のパワーアクチュエータ出力および舵面の応答を示す。周波数 0.22Hz, 入力振幅 1.75% で現在リミットサイクルの生じている場合の操縦系統の動きと同じである。図中、実線が入力、一点鎖線がパワーアクチュエータ出力、二点鎖線が昇降舵角を表わしている。図5に示した舵面の動きに似ているものの振幅はかなり小さくなっている。次に図10に対応して操縦システムの周波数特性をシミュレーションにより求めたものを図16にボーデ線図

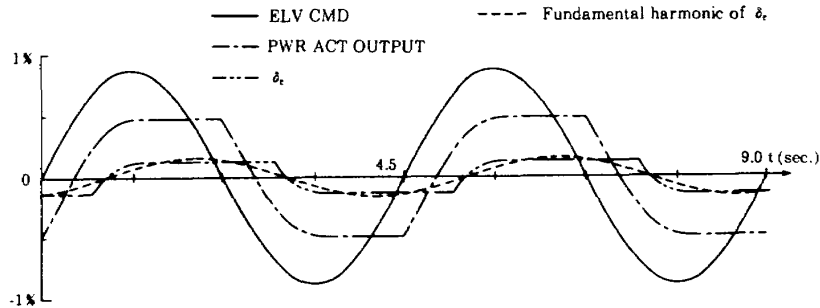


図 15 シミュレーションによる舵面の応答  
(0.22Hz, 1.75% 入力)

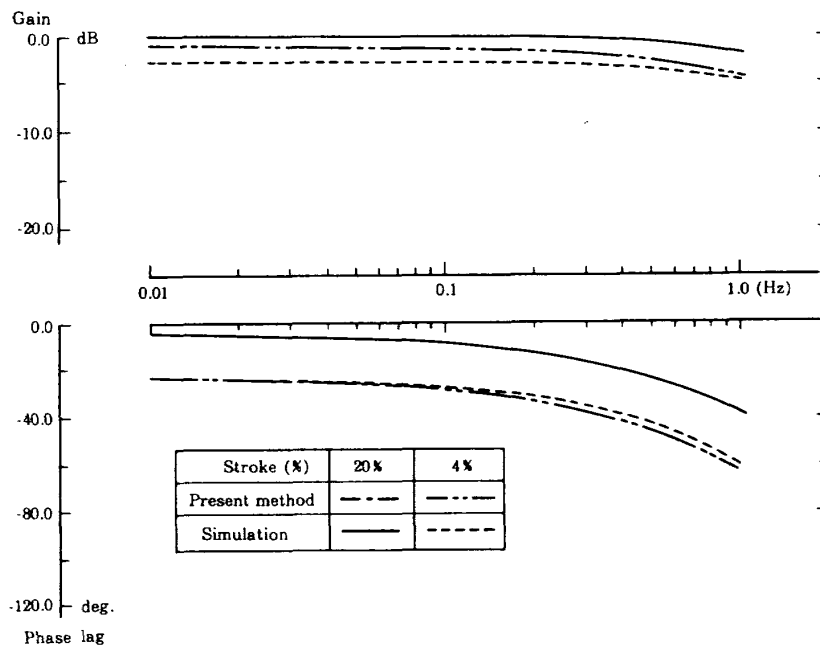


図 16 シミュレーションによる周波数特性 ( $\delta_e/DEP$ )

で示す。入力振幅は20%と4%で記述関数法による計算結果も併せて示す。振幅20%の場合にはシミュレーションと記述関数の結果はほぼ一致している。非線形の影響の大きい4%の場合には位相特性は似ているものの、ゲインについてはシミュレーション計算の方が小さくなる。これについて考察するために、まず図17に記述関数法の計算で求められる操縦システムの応答を示す。実線が入力、一点鎖線がパワーアクチュエータ出力、二点鎖線が昇降舵角を表わす。記述関数法では、いずれも正弦波で近似される。図17の周波数、振幅は図15と同じである。図15と図17を比較する。図15においてパワーアクチュエータ出力の記述関数をとると、図17のパワーアクチュエータ出力とはほぼ一致している。したがって昇降舵コマンドからパワーアクチュエータ出

力までの一つの不感帯を含んだ部分の応答については記述関数法の精度は良好であると云える。記述関数法では、この正弦波が次のヒステリシスに入ることになるが、シミュレーションでは基本調波成分の大きさは記述関数法によるものとはほぼ同じであるけれども頭がつぶれて実際には振幅の小さくなったものがヒステリシスに入ることになり、その結果、昇降舵角には記述関数法によるものより小さな出力が出ることになる。シミュレーションによる昇降舵角は図15の二点鎖線、記述関数法によるものは図17の二点鎖線で表わされ、ゲイン、位相ともくいちがっている。従って2つの非線形要素を接続するとシミュレーションと記述関数法による計算では差がでてくることがわかる。更に簡単な例として、図18に1つのヒステリシスと、それと等価な、すなわち



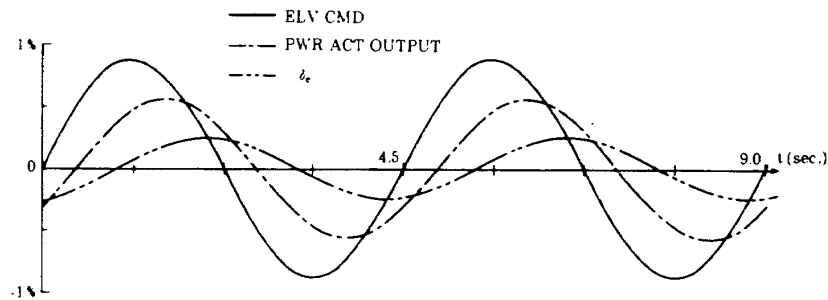


図 17 記述関数法による応答計算

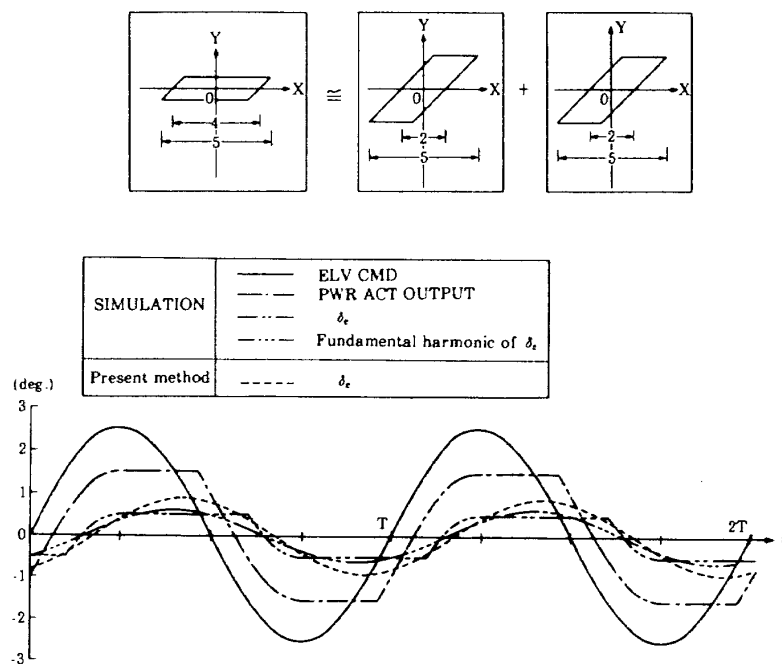


図 18 シミュレーションと記述関数法の相違

半分の大きさのヒステリシスが2つ直列につながった場合とを考える。図18では入力振幅5に対して非線形量4のヒステリシス1つと非線形量2のヒステリシスが2つ連結されたものを比較する。シミュレーションによると両者は全く同じ結果で、実線の入力に対して二点鎖線の出力が得られ、その基本調波成分を求めると三点鎖線の正弦波となり、単一のヒステリシスの記述関数法による計算結果に一致する。ところが、2つのヒステリシスによる系に対して本解析法のように別個に記述関数を求めてかけあわせると、破線のような応答となり、正解に比べてゲインは大きくなり、位相は遅れることになる。この例からも非線形要素を重ねた場合には、本稿で示したような方法はモデル化した系の特性を精度よく表わせるとは限らないことがわかる。そのため、記

述関数法でえられたモデルを用いてシミュレーションによってリミットサイクルの推定を行うことはできない。実際に本モデルを用いたシミュレーションによれば、図16に示すようにパワーアクチュエータの周波数特性が記述関数法によるものと異なるため、シミュレーションでリミットサイクルを求めるには、別の正確なモデルを考えなくてはならないことがわかる。そのためには、実機またはリグ設備等のハードウェアの極めて詳細、精密なガタ計測試験が必要となり、またそれに応じてここで行ったような単純なモデル化も困難になると考えられる。したがってリミットサイクルの予測には、かなり詳しい試験の必要なシミュレーションによる方法よりもむしろ非線形要素の特性を簡単なモデルにより把握し、周波数特性を実機と一致させるような本解析法が、

リグ試験と解析の両方を行った経験からは現実的であると考えられる。

## 10. ま と め

本稿のまとめを

- a) 本解析法について
  - b) リグで見られたリミットサイクルについて
  - c) 今後の操縦システム設計方法について
  - d) その他
- の順に述べる。

### a) 本解析法について

記述関数法を用いた本解析法は、リグ試験と計算結果の比較から、比較的精度よくリミットサイクルの振幅、周波数を推定でき、また必要な計算も非線形とはいえ容易なもので、リグを用いて行う試験も特にむずかしいものではなく、簡便な方法であることがわかった。第8節に示したように、一般に複数個の非線形要素を重ねた場合には記述関数法自体の精度は劣化するけれども、本解析法ではモデルの周波数特性を実際の操縦系統のものと一致するように決めているために、リミットサイクルのような周期運動の解析には適していると考えられる。非線形要素を重ねた場合の記述関数法の精度の向上については今後検討すべき課題である。<sup>18), 19)</sup>

### b) リグ試験で見られたリミットサイクルについて

リグ試験で見られたリミットサイクルは、操縦系統に存在する非線形要素によって微小入力時の応答が劣化することによるものであることがわかった。しかしながら観察されたリミットサイクルはMIL-F-8785C, MIL-F-9490Dの規定を満たしており、リグ試験の中で行ったパイロテッドシミュレーション試験でも特に問題となるほどのものではなく、現時点でSCAS制御則や昇降舵操縦系統に対策を構する必要はないと考えられる。

実機については、リグ試験終了後に全機組立が完了し、実機操縦系統機能試験が行われ、昇降舵の周波数特性もリグ試験と同様に計測している。図19に昇降舵角の昇降舵コマンドに対する応答をボード線図で示す。図9に示したリグ試験結果と比較して、実機はリグとはほぼ同程度の特性を持っていると考えられ、リグ試験のデータにより行った本稿の解析は、実機についてもほぼ成立すると考えられる。しかしながら、リグ試験設備や本解析法にも盛り込まれていない問題もいくつか考えられる。例えば、この程度の昇降舵角では明確にピッチングモーメントが生じない可能性のあること、空気力による外乱やセンサー出力に含まれる雑音の影響、構造振動との連成等は実機とリグ試験設備で異っていると考えられる。

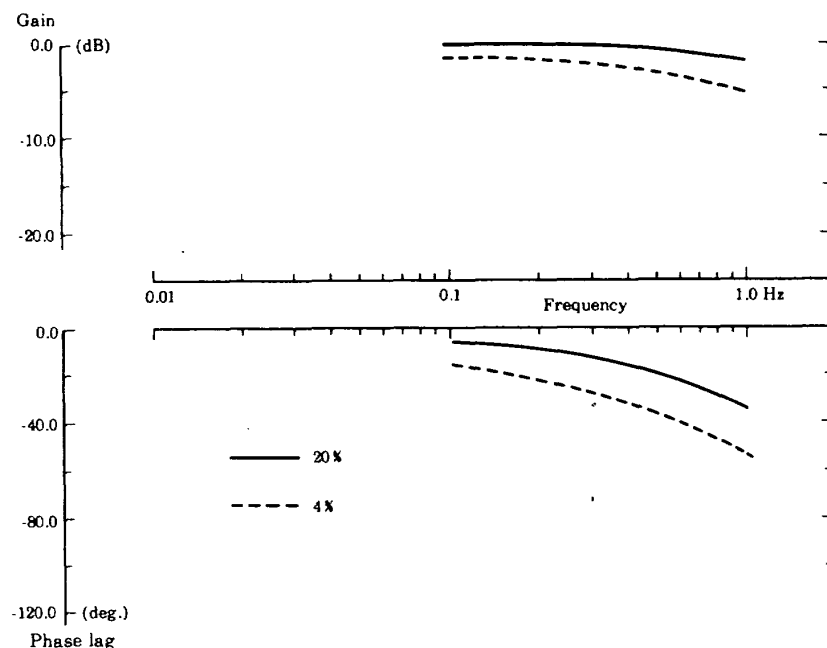


図19 実機パワーアクチュエータ周波数特性 ( $\delta_e/DEP$ )

そのため、実機では今後地上走行試験、飛行試験で十分に監視していく必要がある。

尚、横の制御モードである ROLL CWS については、附録の図 A-3-1 から図 A-4-2 までに示すようにリミットサイクルは見出されなかったが、Pitch CWS 同様のフィードバックループがあり実機でリミットサイクルの出現する可能性もないわけではなく、これも今後十分に監視する必要がある。

#### c) 今後の操縦システム設計方法について

低騒音 STOL 実験機で、リグ試験を行ってリミットサイクルの存在が判明し、本稿のような検討を行っているが、今後は SCAS のような装置が設けられる機体も多くなることが予想され、設計開発の早いうちにリミットサイクルについても推定する必要があると考えられる。そのため、設計時に本方法を利用してリミットサイクルの推定や防止法についての提案を述べておく。

本稿の解析では図 8 に示すように、パワーアクチュエータ本体と舵面との間にヒステリシスを仮定し、第 9 節等では、ヒステリシスの前をパワーアクチュエータ出力、ヒステリシスの後を昇降舵角としている。リグ試験では、パワーアクチュエータ入力 DEP と昇降舵角  $\delta$ 。しか計測していないため、詳細はわからないが、実際にはリグ設備のうち機体側に相当する部分、すなわち、リンクの機械的部分やパワーアクチュエータ取付部にはガタ等の非線形は殆どなく、微小入力時の操縦系統の特性劣化はほぼパワーアクチュエータ単体の特性劣化と考えられる。したがって、パワーアクチュエータの特性さえ把握すれば、操縦システムの設計の段階からリミットサイクルの推定が行え、またリミットサイクルの生じないパワーアクチュエータの仕様設定も可能であると考えられる。すなわち、設計開発の段階で使用するアクチュエータが決定されれば、本稿に示した方法でアクチュエータ単体試験によってモデルを作り、解析を行えばリグ設備の完成以前にリミットサイクルの推定が行える。

更に、パワーアクチュエータまで新規製作する場合には、図 20 に示すような手順でパワーアクチュエータの仕様を設定し製作することができると考

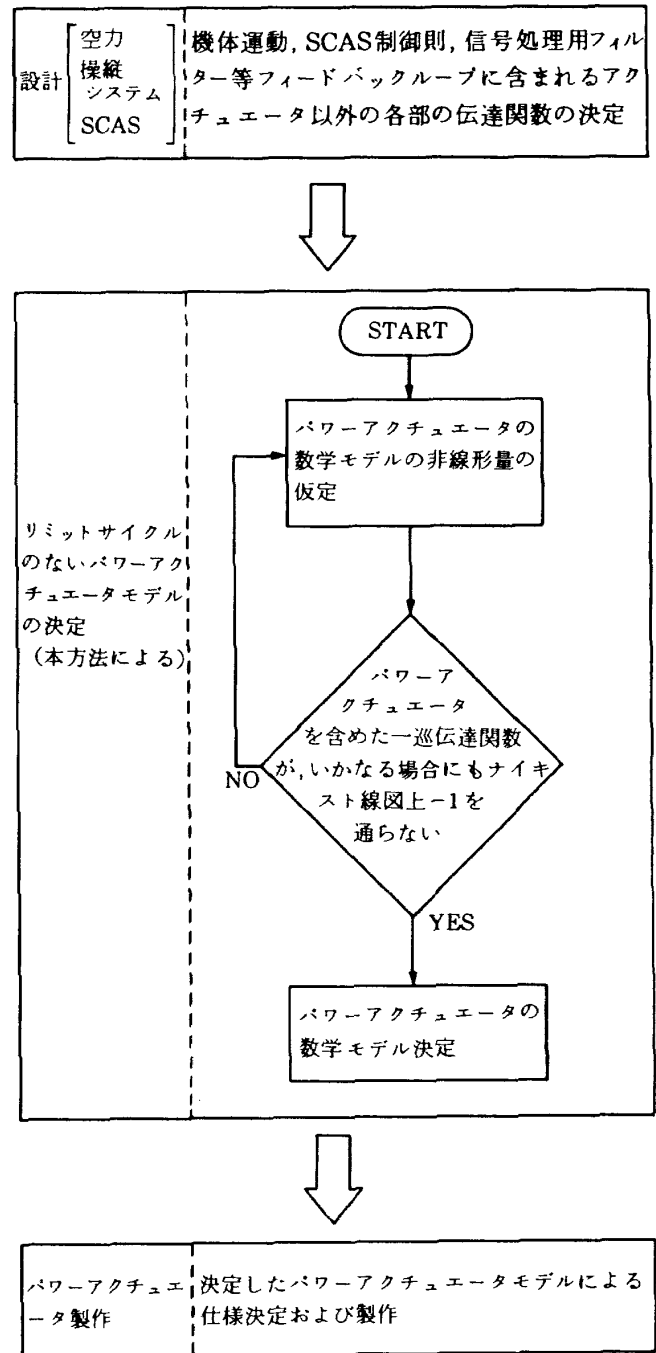


図 20 リミットサイクルを考慮したパワーアクチュエータの製作手順

えられる。まず、空力、操縦システムそして SCAS ソフトウェアの設計として、機体運動、SCAS 制御則などの一巡伝達関数のうち、パワーアクチュエータ以外の部分の伝達関数を求める。次に本稿に示したような未知の非線形要素を含んだパワーアクチュエータモデルについて、いかなる入力振幅でもパワーアクチュエータまで含めた一巡伝達関数がナイキスト線図上で -1 を通らないように未知の非線形量を決定する。これは第 6 節に記した手

順をモデルの非線形量を変えて繰り返し行うことと同じである。このようにしてモデルが決まれば、それ以上の特性を持つパワーアクチュエータを作れば理論的にはリミットサイクルは生じない。実際に、低騒音 STOL 実験機の昇降舵パワーアクチュエータについては、このような方法でパワーアクチュエータの持つべき特性を求め、特性の改善を検討中である。すなわち、シリーズサーボアクチュエータからパワーアクチュエータの間の機械的連結部分等にはガタ等はなく、操縦系統に含まれる非線形量は全部アクチュエータ部にあるとし、本文中の解析では微小として省略したシリーズサーボアクチュエータの特性劣化も勘案して、制御系のナイキスト線図上で-1を通らないようなパワーアクチュエータの特性を図 21 に示すように、20%、4% 入力について求め、これを目標値として特性の改善を検討中である。さしあたって可能な対策としてインプットスプールにガタ寄せ用スプリングをいれ、昭和 60 年夏に行われた第 5 次リグ試験で周波数応答試験を行ったところ、若干の改善が見られたが目標値には至っていない。

#### d) その他

リミットサイクルについて現在のリグ設備で可能なだけの調査、検討を行ったが、飛行性への影響に関する調査については、リミットサイクルが小さく、またパイロット席に視界も体感もないため、やや不十分であった。逆に飛行性調査に有効なフライトシミュレータでは、パワーアクチュエータの特性が入らないためリミットサイクルの問題が生じない。そのため、今後はフライトシミュレータとリグ設備が一体となったような設備を使用すべきであると考えられる。現在は、リグ試験での結果から得られたパワーアクチュエータの特性を非線形要素を用いた数学モデルで表現してフライトシミュレータにいった試験が、STOL 推進本部シミュレーション試験チームの手によって行われたが、系統のモデル化が困難で、縦の運動に微小なりミットサイクルが生じているものの具体的に結論を出せる段階ではないようである。

以上述べてきたように、縦の運動のリミットサイクルについては、リグ試験、実機地上機能試験、シミュレーション試験を通じて原因の解明、パワーア

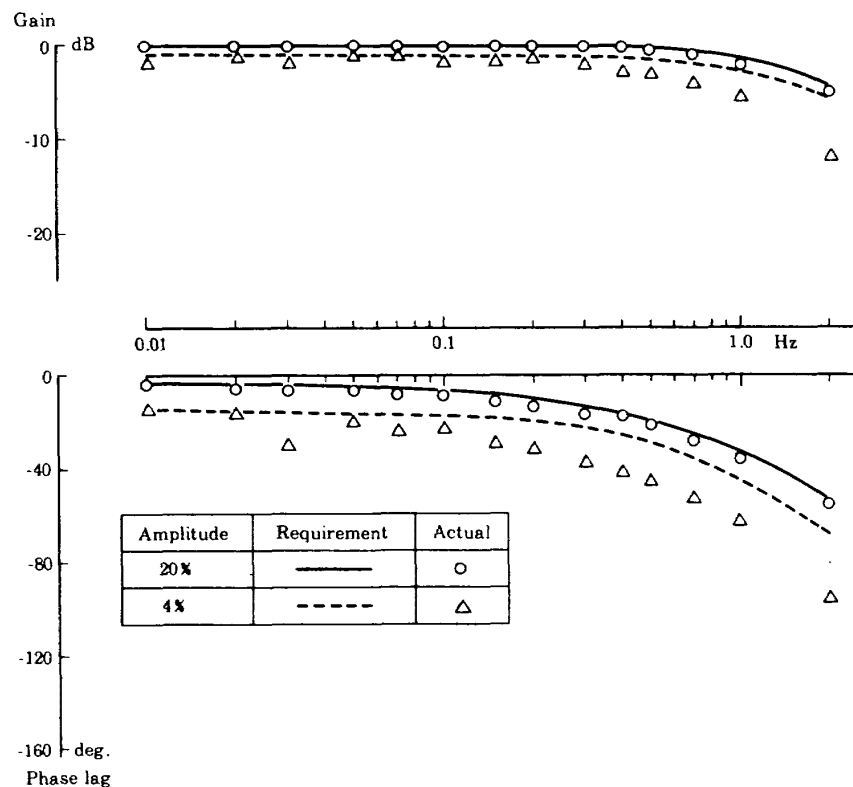


図 21 昇降舵パワーアクチュエータの特性改善要求 ( $\delta_e/DEP$ )

クチュエータの特性改善, SCAS制御則改訂の検討等を行ってきたが, 今後とも十分に試験等を行い飛行試験にむけて安全確保につとめる。

## 謝 辞

本研究は, 低騒音STOL実験機“飛鳥”の操縦系統機能試験のうち, リミットサイクルについて解析, 検討を行ったものである。操縦系統機能試験は, 昭和55年度に計画され, 設計, 製作, 試験実施と今日までに関係各位の多大な努力を要した。殊に, 航技研STOLプロジェクト推進本部の武田峻(現在運輸省航空事故調査委員会委員長), 幸尾治朗(現在東海大学教授)両元本部長はじめ, 別府護郎副本部長, 犬丸矩夫前開発室長(現在千葉大学教授), 渋谷昭義開発室長, またNASTADT菅原治副室長, 二木康夫班長には計画当初より多くのお骨折りをいただいた。

航技研中村勝氏, 照井祐之氏, 村上義隆氏, 川崎重工業原田実氏, 長谷部聡氏, 新明和工業織田憲次氏, 石川公也氏のパイロット諸氏には, リミットサイクル発生時の操縦性等について, 終始きめ細かなコメント, 御助言をいただいた。

試験全般にわたって当所計測部真柳光美氏, 滝沢実氏, 渡辺顕室長に御協力いただいた。また, 飛行実験部STOL飛行実験研究室長坂東俊夫氏には, 草稿を通読していただき数々の御教示をたまわった。

試験の実施や本稿に述べたリミットサイクルの解析等については, 川崎重工業内川五十六氏, 平間公男氏, 飛永佳成氏, 石川主典氏, 新明和工業竹内康郎氏, 桜谷久三氏, 庄司彰氏, 原田昌紀氏, 足立脩氏ほかの皆様による所が大きく深甚なる謝意を表する次第である。また, 嶋津美和子さんには資料の整理等で大変お世話になった。末筆ながらここに記して謝意を表する。

## 参 考 文 献

- 1) L. W. Taylor Jr. and J. W. Smith, "An Analysis of the Limit Cycle and Structural-Resonance Characteristics of the X-15 Stability Augmentation System", NASA TND-4287, DEC. 1967.

- 2) L. W. Taylor Jr. and G. B. Merrick, "X-15 Airplane Stability Augmentation System", NASA TND-1157, March 1962.
- 3) W.D. Painter and G.J. Sitterle, "Ground and Flight Test Methods for Determining Limit Cycle and Structural Resonance Characteristics of Aircraft Stability Augmentation Systems", NASA TND-6867, June 1972.
- 4) STOLプロジェクト推進本部, "低騒音STOL実験機の基本設計", 航空宇宙技術研究所, TM-452, 1981. 12.
- 5) S. B. Anderson, "An Examination of Handling Qualities Criteria for V/STOL Aircraft", NASA TND-331, July 1960.
- 6) D. McRuer and D. Graham, "Analysis of Nonlinear Control Systems", John Wiley & Sons, 1962.
- 7) 内田ほか, "STOL実験機の操縦系統機能試験", 第22回飛行機シンポジウム講演集, 1984. 11., pp.426-429.
- 8) 多田, 小川, 大和, "STOL実験機の操縦系統機能試験の計測", 第22回飛行機シンポジウム講演集, 1984. 11., pp.430-433.
- 9) 多田 章, "フィルタリングサンプル装置について", 航空宇宙技術研究所, TR-863, 1985. 6.
- 10) NASTADT空力班, "第4次SCAS制御則", NAST-57-2046D, 1982. 8.
- 11) NASTADT空力班, "第4次SCAS制御則パラメータ設定値", NAST-57-2119D, 1982. 9.
- 12) NASTADT空力班, "リグテスト用機体運動方程式及び空力微係数(第4次空力特性推算値)", NAST-57-2031D, 1982.
- 13) 大和, 内田, 岡田, "STOL実験機の操縦系統機能試験におけるリミットサイクル", 第22回飛行機シンポジウム講演集, 1984. 11., pp.434-437.
- 14) "Military Specification, Flying Qualities

of Piloted Airplanes”, MIL-F-8785C, Nov. 1980.

- 15) D. J. Moorhouse and R. J. Woodcook, “Background Information and User Guide for MIL-F-8785C, Military Specification-Flying Qualities of Piloted Airplanes”, AFWAL-TR-81-3109, July 1982.
- 16) “Military Specification, Flight Control Systems-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for”, MIL-F-9490D, June 1975.
- 17) J.L. Townsend and E.T. Raymond(Boeing Co.), “Background Information and User Guide for MIL-F-9490D Flight Control System-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for”, AFFDL-TR-74-116, Jan. 1975.
- 18) A. R. Bergen and R. L. Franks, “Justification of the Describing Function Method”, SIAM J. Control, Vol.9, No.4, pp. 568-589, Nov. 1971.
- 19) A. I. Mees and A. R. Bergen, “Describing Functions Revisited”, IEEE Trans. of Automatic Control Vol. AC-20, No.4, Aug. 1975.
- 20) NASTADT 操縦システム班, “第 5 次リグ試験成果報告書”, NAST レポート準備中

## 付 録

### リミットサイクルに関するリグ試験データ

リミットサイクルに関する試験結果を表 A-1 にまとめて示す。また、ペンレコーダ記録を図 A-1-1 から図 A-4-2 までに示す。データは、ここに示すペンレコーダ記録以外に、PCM 装置により磁気テープにランコード順に保存され、再生、解析が行なえるようになっている。(本文参考文献 8 参照)

図 A-1-1 から図 A-1-12 までが、STOL 着陸形態で径路角が  $-6^\circ$  の縦のリミットサイクルの試験である。本文中の解析は、この STOL 着陸形態について行っている。

図 A-2-1 から図 A-2-9 までは同じく STOL 着陸形態で径路角が  $0^\circ$  の場合である。

このうち図 A-1-1 には、

$\Delta\theta$  : つりあいからの縦揺れ角の変化量

$Q$  : 縦揺れ角速度

EC-1 : 昇降舵コマンドのチャンネル 1

DES : 昇降舵シリーズサーボアクチュエータ出力

DEP : 昇降舵パワーアクチュエータ入力

$\delta_e$  : 昇降舵角

$\alpha$  : 迎角

DC-1 : 操縦桿操作角センサーチャンネル 1

を示し、それ以外は、

$\delta_c$  : 操縦桿操作角

$\delta_e$  : 昇降舵角

DES : 昇降舵シリーズサーボアクチュエータ出力

$Q$  : 縦揺れ角速度

$\theta$  : 縦揺れ角

$\alpha$  : 迎角

$\Delta\theta$  : つりあいからの縦揺れ角の変化量

$\Delta V$  : つりあいからの速度の変化量

をとっている。

次に、図 A-3-1 から図 A-4-2 までは、横/方向のリミットサイクルの試験である。図 A-3-1 は STOL 着陸形態で径路角が  $-6^\circ$ 、図 A-4-1 と図 A-4-2 は径路角が  $0^\circ$  の場合である。こ

これらの図には、

$\delta_w$  : 操縦輪操作角

$\delta_a$  : 左舷補助翼舵角 (20° ドループ位置を 0  
とする。)

DAS : 補助翼シリーズサーボアクチュエータ出  
力

DSL : 左舷スポイラー舵角

$\beta$  : 横すべり角

$P$  : 横揺れ角速度

$\phi$  : 横揺れ角

$r$  : 偏揺れ角速度

を示した。Roll CWS には、リミットサイクルは生  
じていないと考えられる。

このほか、CTOL 形態、C/N 形態についても閉  
ループ試験は行なっているが、リミットサイクルは、  
見られなかった。

尚、試験実施日は、第三次試験が、昭和 58 年 11  
月 2 日および 8 日で、第四次試験は、昭和 59 年 8  
月 29 日である。試験実施メンバーを以下に記す。

航空宇宙技術研究所

小川敏雄，内田忠夫，多田章，岡田典秋，大和裕  
幸

川崎重工業

内川五十六，石川主典，平間公男，飛永佳成，岩  
崎貢治

新明和工業

竹内康郎，原田昌紀，桜谷久三，庄司彰，足立脩

表A-1 リグ試験・リミットサイクル調査のまとめ

図番 〔ランコード〕	飛行形態	SCAS	$G_\theta$	$G_q$	結果		備考・所見
					周波数 (Hz)	$\Delta\theta_{p-p}$ (deg)	
A-1-1 〔なし〕	飛行形態 STOL 着陸 37.04m/s (72kt), 304.8m (1000 ft) $\gamma = -6^\circ$	SCAS 〔°PITCH- ATTITUDE- CWS °ROLL-CWS 〕 〔° $\beta$ -CMDをON	4		0.22	0.24	第4次 (59.8) の結果
A-1-2 〔N08A01CL4LC1〕			3		0.32	0.075	以下すべて第3次 (58.11) 試験の結果
A-1-3 〔N08A02CL4LC2〕			3		0.23	0.045	図ではトリムホイールを動かして、リミットサイクルが出ている。トリムホイール位置によりリミットサイクルのある場合とない場合がある。
A-1-4 〔N08A04CL4LC4〕			2.5	3	なし	なし	
A-1-5 〔N08A03CL4LC3〕			2	3	なし	なし	
A-1-6 〔N08A05CL4LC5〕			1	3	なし	なし	
A-1-7 〔N08A08CL4LC8〕			4	3.3	0.28	0.075	安定したリミットサイクル
A-1-8 〔N08A07CL4LC7〕			4	2	0.32 0.23	0.14 0.105	図中に2種類のリミットサイクルがみられる
A-1-9 〔N08A06CL4LC6〕			4	1	0.28	0.3	大きなリミットサイクル
A-1-10 〔N08A09CL4LC9〕			2	1.5	0.17	0.076	
A-1-11 〔N08A10CL4LC10〕		上記に更に AUTO TRIM, SPEED HOLD, FPCモードを順次 追加 ( $\delta_{TH} = 40^\circ$ )	4	3	0.32	0.1	FPCエンゲージ後はスポイラーが立つためつりあい状態がかわり、リミットサイクルの様子がかわる

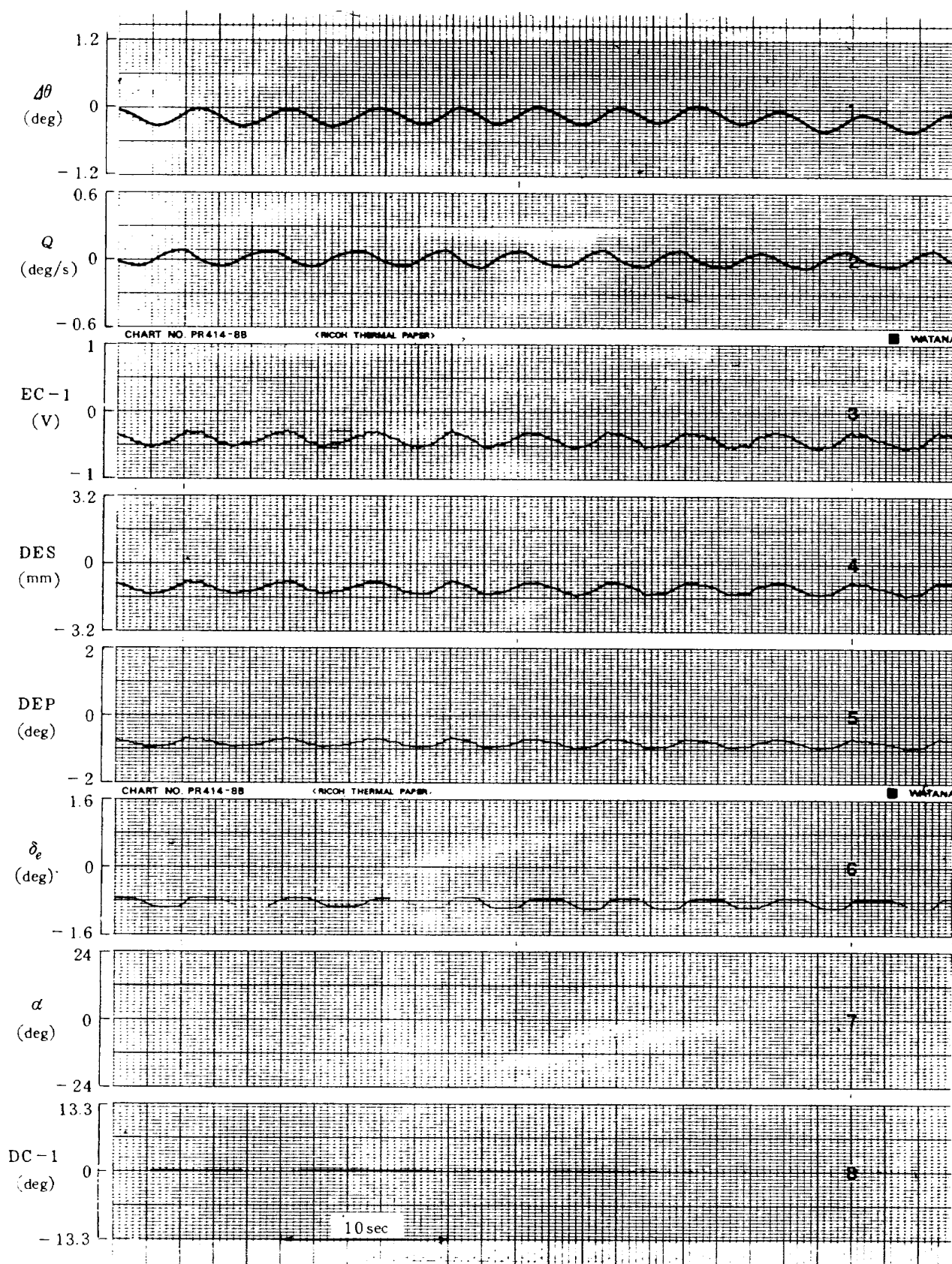


表 A-1 (続き)

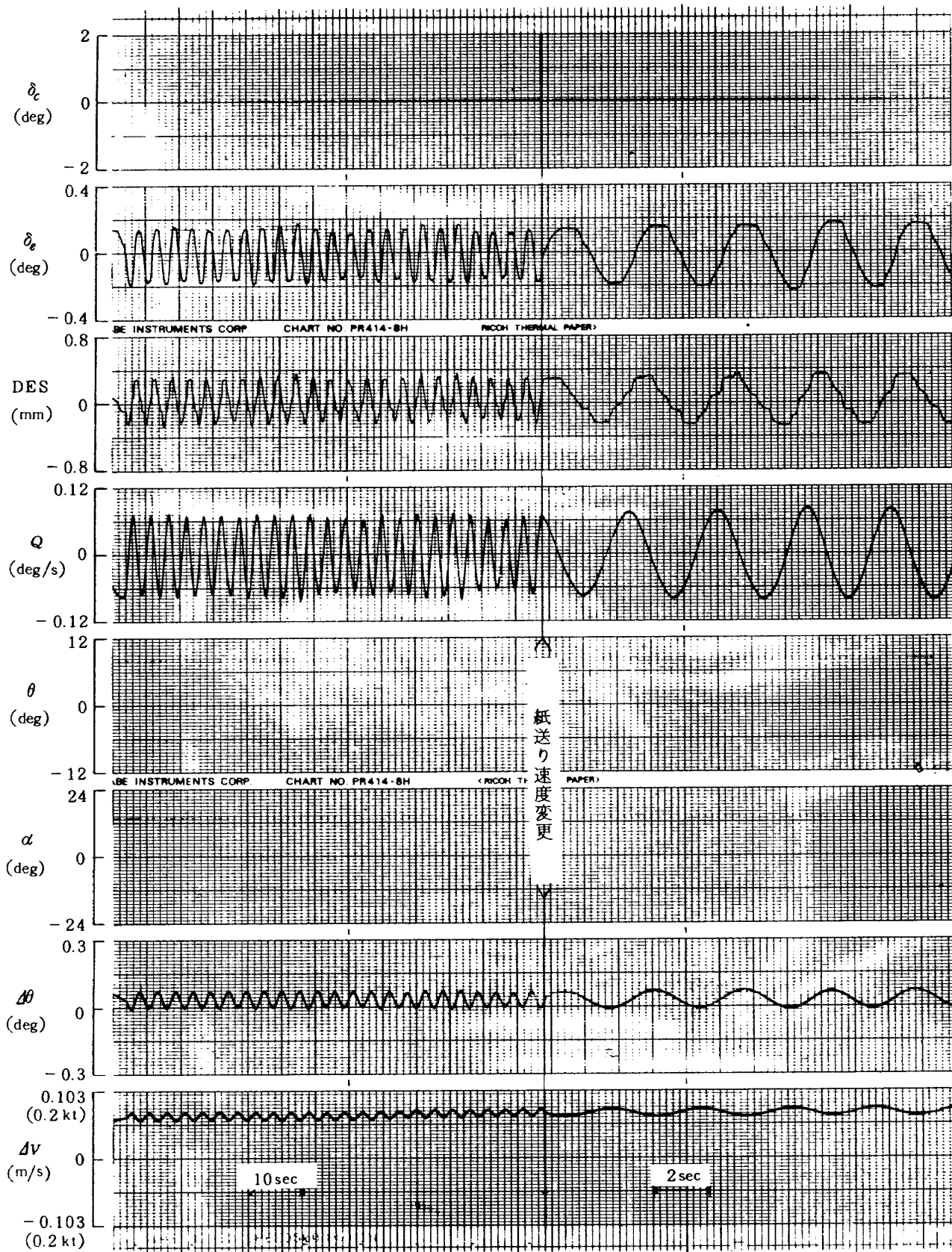
図番 〔ランコード〕	飛行形態	SCAS	$G_\theta$	$G_q$	結果		備考・所見
					周波数 (Hz)	$\Delta\theta_{p,p}$ (deg)	
A-1-12 〔N08A11CL4LC11〕 (PITCH RATE) (CWSの調査)	同上	[°PITCH RATE CWS °ROLL CWS °β-CMD ON 更に A/T, S/H, FP C を順次追加 ( $\delta_{TH} = 40^\circ$ )	4	3	0.32	0.075	PITCH RATEでも PITCH ATTITUDEと同じである。
A-2-1 〔N02A07CL3LC7〕	STOL着陸 37.04m/s (72kt), 304.8m (1000 ft) $\gamma = 0^\circ$	[°PITCH ATTITUDE CWS °ROLL CWS °β-CMD ON	4	3.3	0.27	0.12	トリムホイール操作でリミットサイクルが変動する
A-2-2 〔N02A01CL3LC1〕			4	3	0.25	0.1	安定したリミットサイクル
A-2-3 〔N02A06CL3LC6〕			4	2	0.29	0.13	安定したリミットサイクル
A-2-4 〔N02A05CL3LC5〕			4	1	0.26	0.3	大きなりミットサイクル
A-2-5 〔N02A02CL3LC2〕			3	3	0.38	0.09	安定したリミットサイクル
A-2-6 〔N02A04CL3LC4〕			2.5	3	0.36	0.09	トリムホイール操作により変動する
A-2-7 〔N02A03CL3LC3〕			2	3	なし	なし	
A-2-8 〔なし〕			1	3	なし	なし	
A-2-9 〔N02A08CL3LC8〕			2	1.5	なし	なし	トリムホイール操作により振動が生じるが減衰する

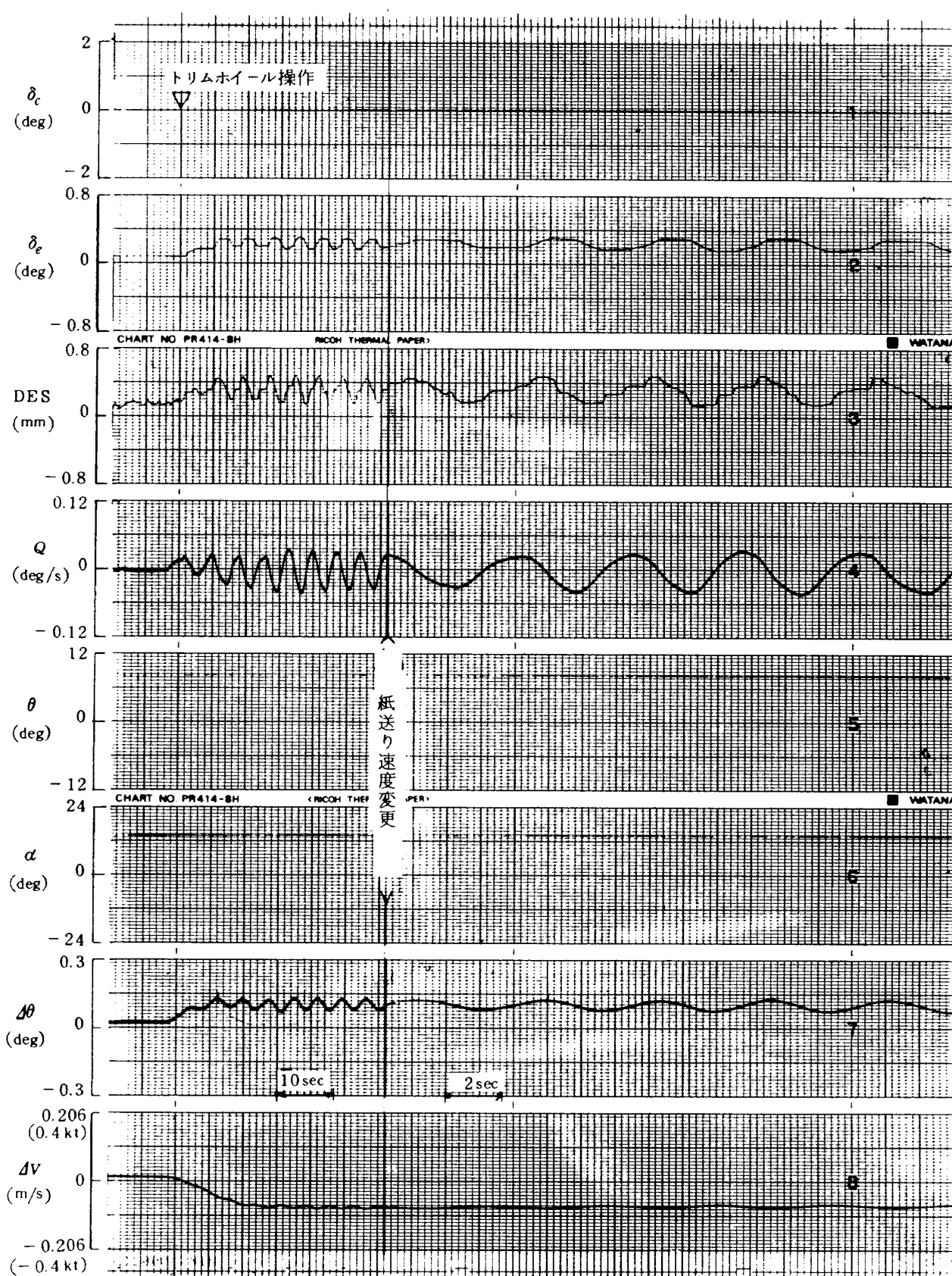
表 A-1 (続き)

図番 〔ランコード〕	飛行形態	SCAS	$G_{\phi}$	$G_p$	結果		備考・所見
					周波数 (Hz)	$\Delta\theta_{p-p}$ (deg)	
A-3-1 〔N08A12CL4LC12〕 (ロール系の調査)	STOL着陸 37.04m/s (72kt), 304.8m (1000ft) $r = -6^\circ$	ROLL CWSを ON 更に $\beta$ -CMD, FPC を順次追加 ( $\delta_{TH} = 40^\circ$ )	4	2	なし	なし	FPCをいれるとスポイラーが立ち、飛行状態がかわり、3Hz程度の不規則な振動が生ずる ロール系にはリミットサイクルはない
A-4-1 〔N02A09CL3LC9〕 (ロール系の調査)	STOL着陸 37.04m/s (72kt), 304.8m (1000ft) $r = 0^\circ$	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ ROLL CWS</li> <li>○ PITCH ATT</li> <li>CWS</li> <li>○ <math>\beta</math>-CMDをON</li> </ul>	4	2	なし	なし	
A-4-2 〔N02A10CL3LC10〕 (ロール系の調査; ゲイン変更)			4	1	なし	なし	ゲイン変更してもリミットサイクルは生じない

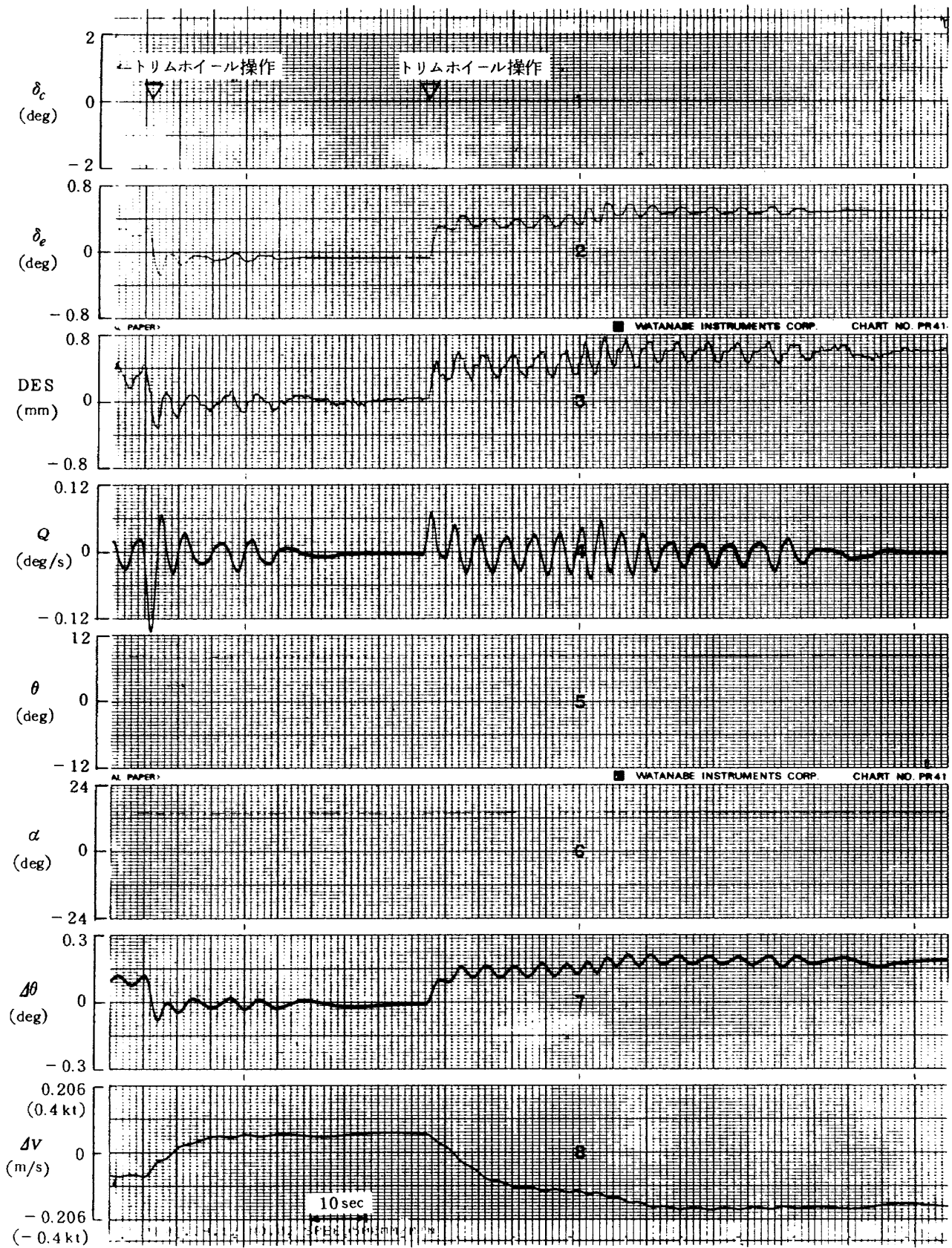


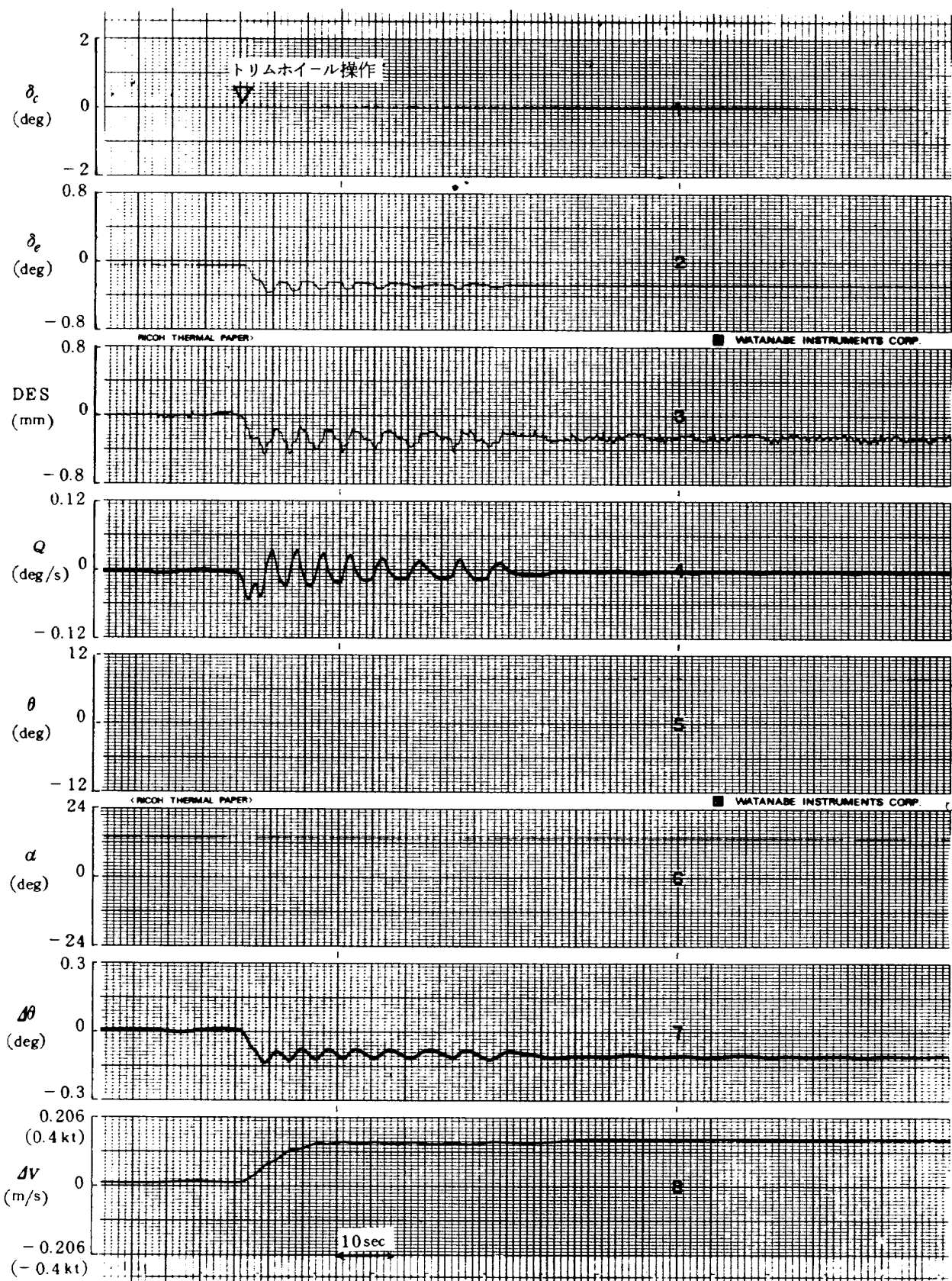
図A-1-1 制御則  $4 + 3S$ ,  $r = -6^\circ$  (第4次試験結果)

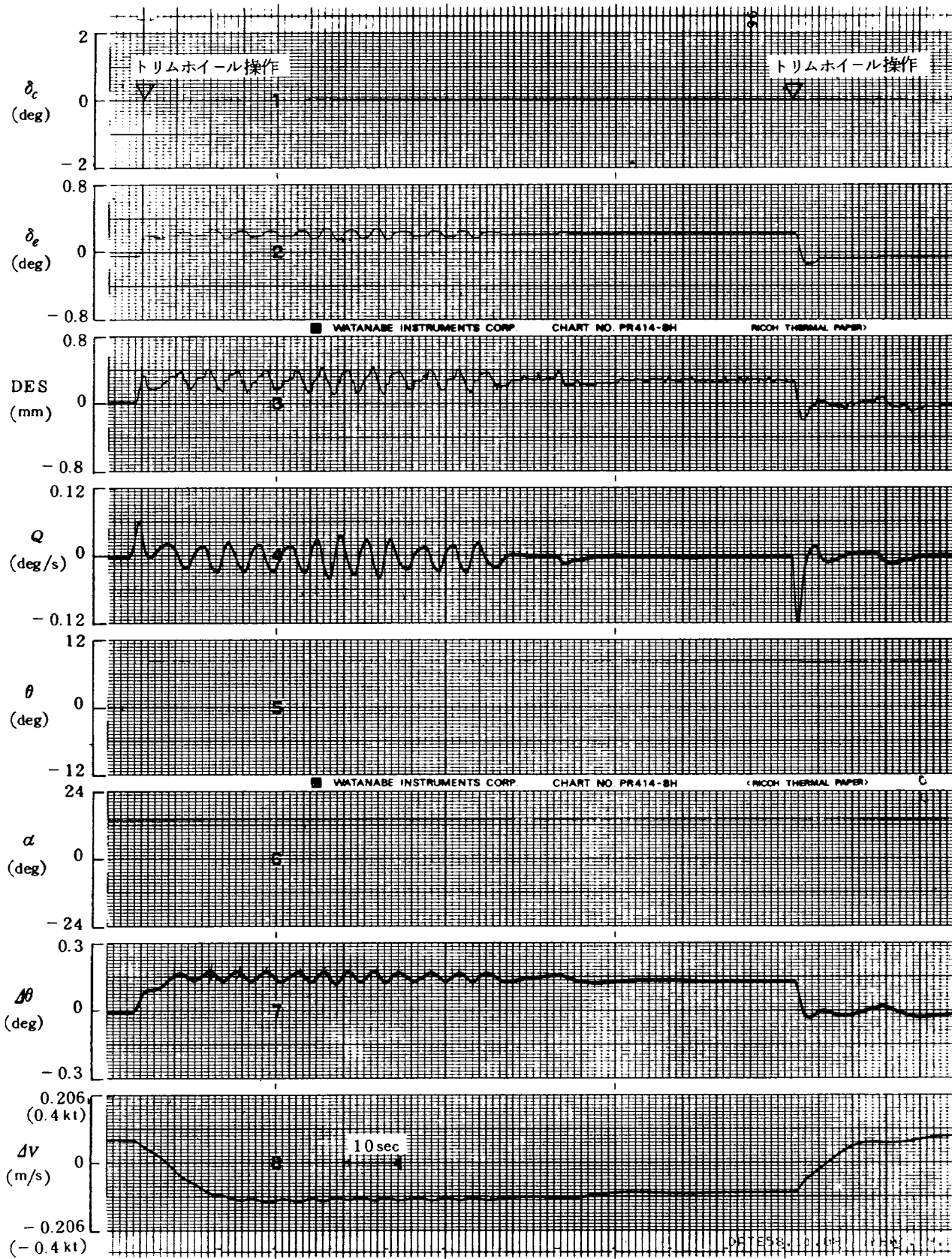
図 A - 1 - 2 制御則  $4 + 3S$ ,  $r = -6^\circ$

図 A-1-3 制御則  $3 + 3S$ ,  $r = -6^\circ (1/2)$

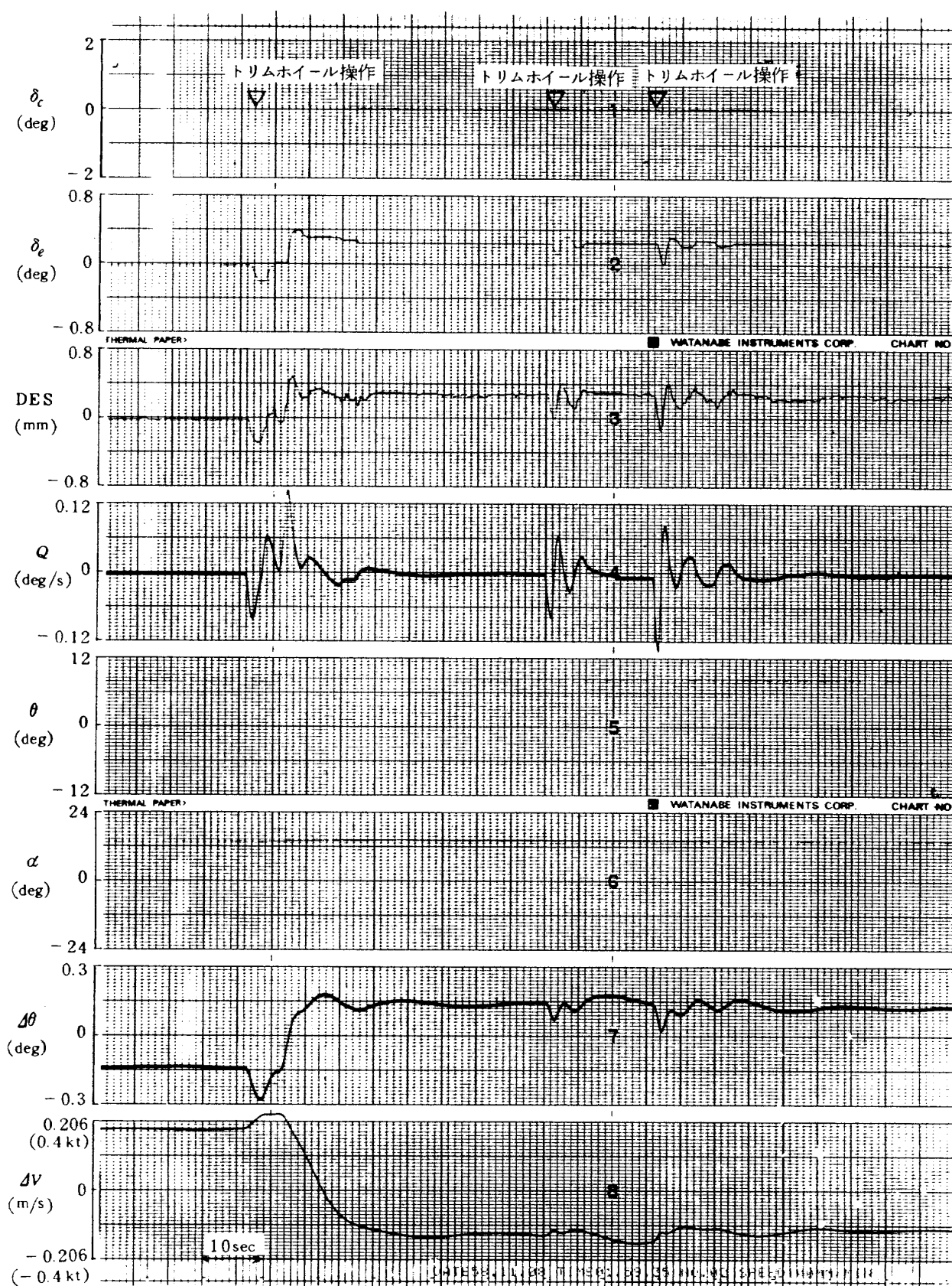


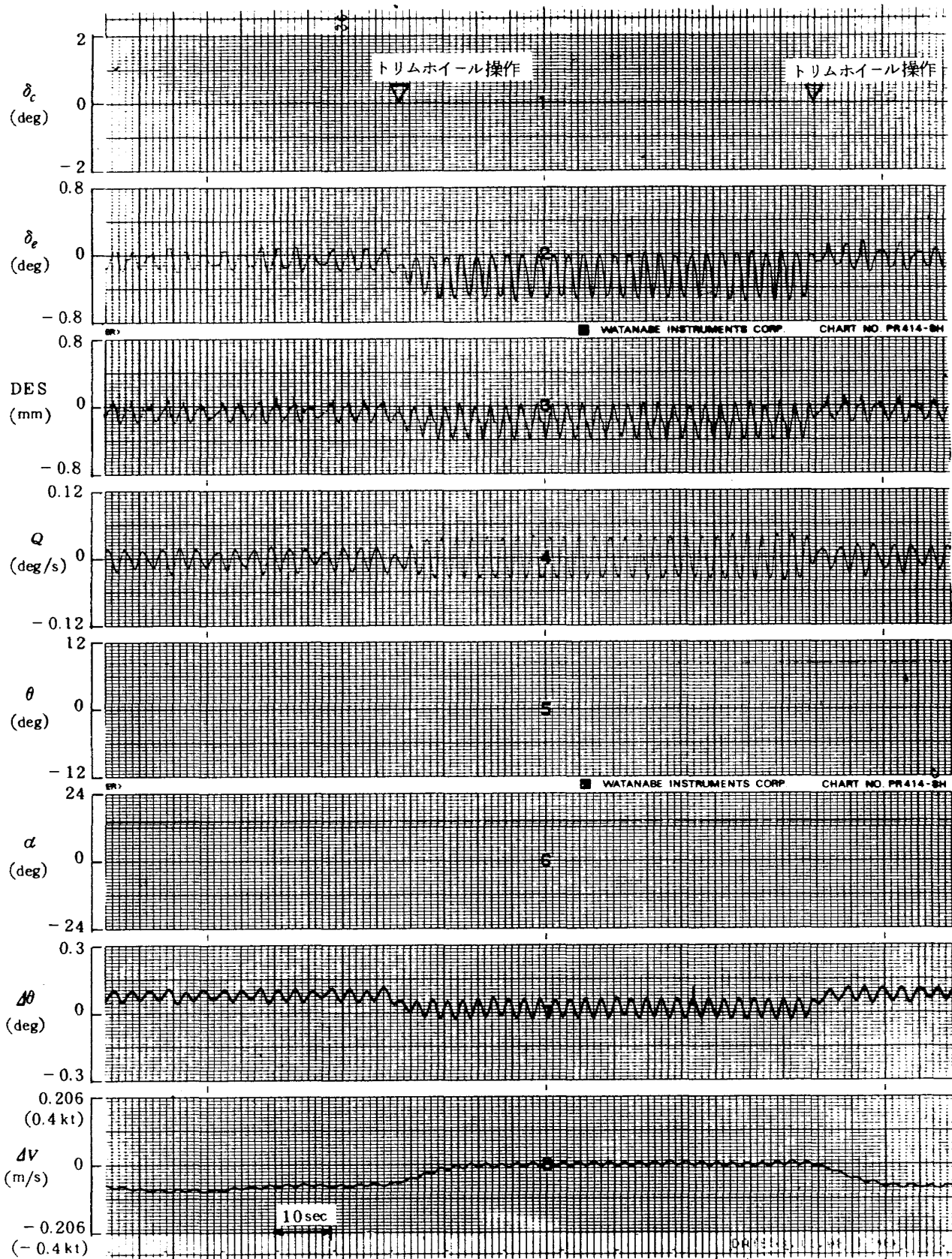
図 A - 1 - 3 制御則 3 + 3S,  $r = -6^\circ (2/2)$

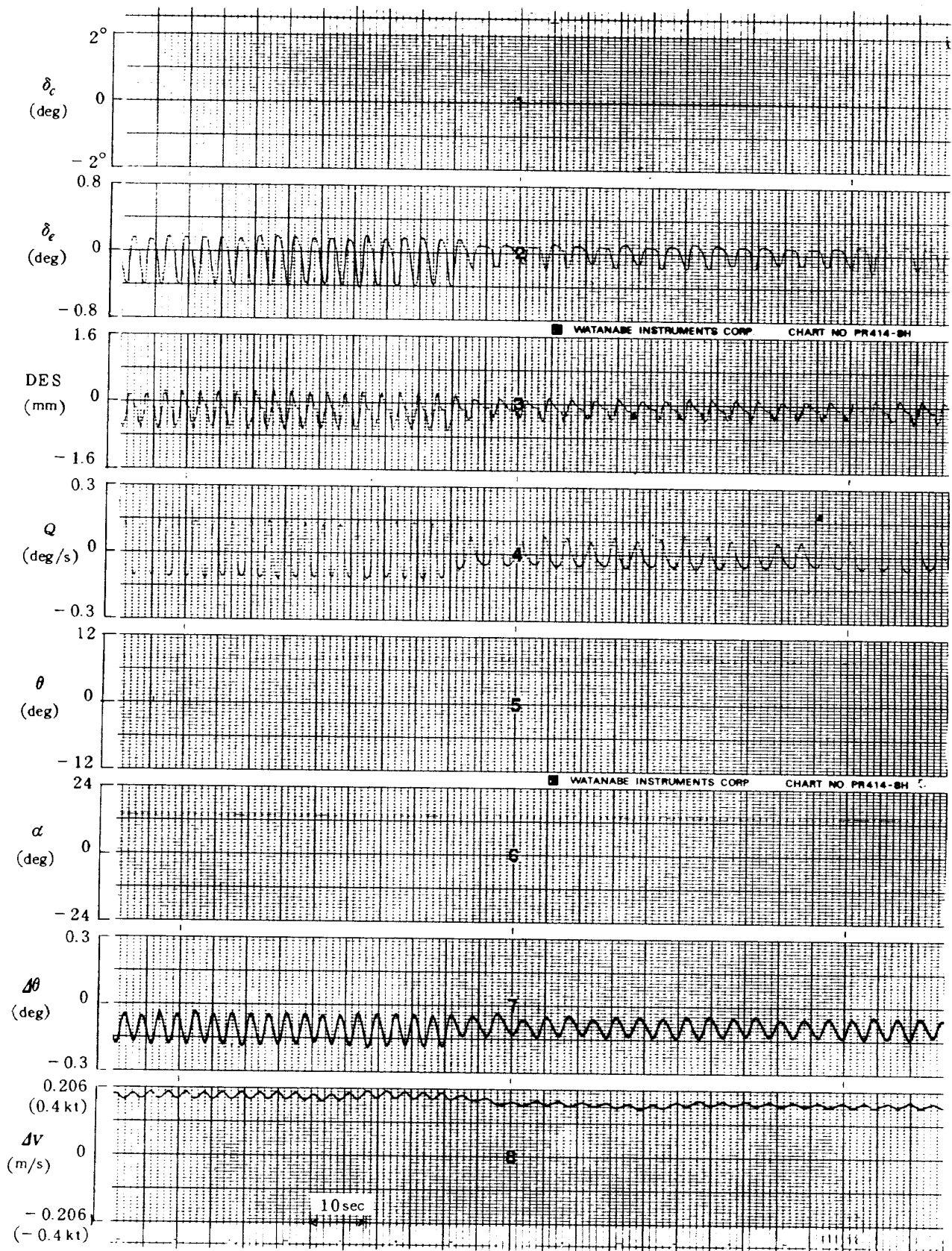
図 A - 1 - 4 制御則  $2.5 + 3S$ ,  $\gamma = -6^\circ$

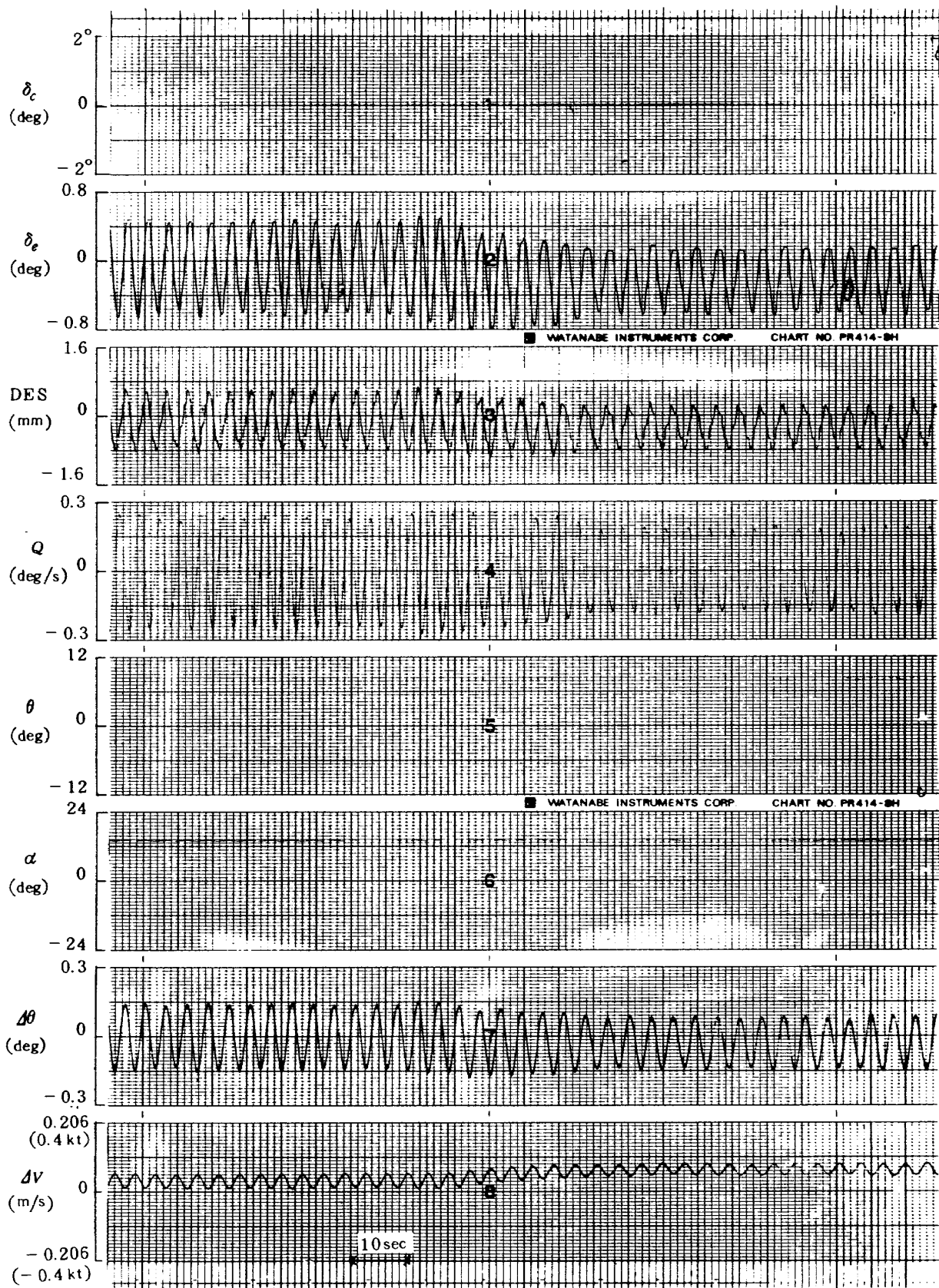
図 A-1-5 制御則  $2 + 3S$ ,  $r = -6^\circ$



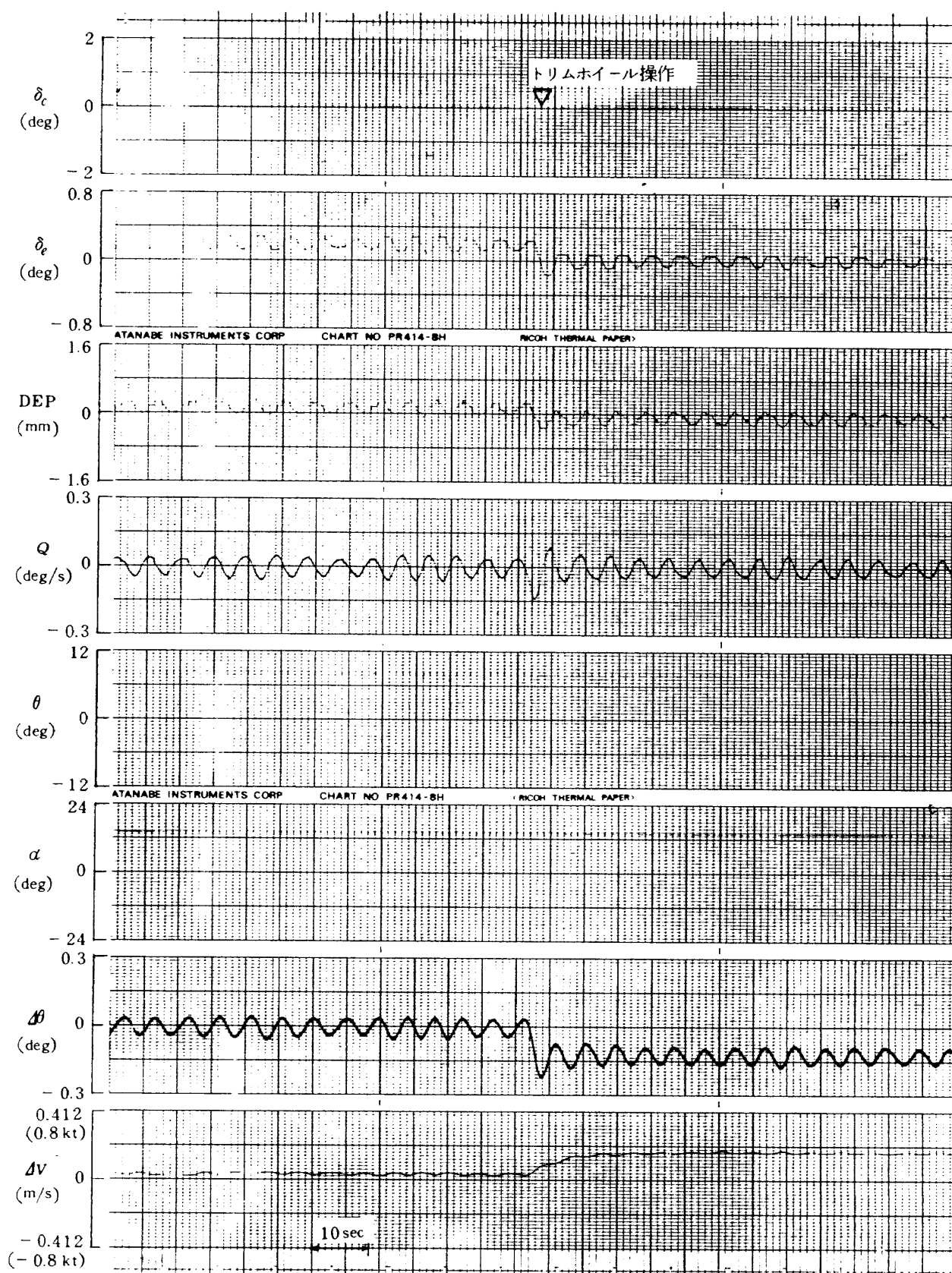
図 A - 1 - 6 制御則  $1 + 3S$ ,  $r = -6^\circ$

図A-1-7 制御則  $4 + 3.3S$ ,  $\gamma = -6^\circ$

図 A - 1 - 8 制御則  $4 + 2S$ ,  $r = -6^\circ$

図 A - 1 - 9 制御則  $4 + 1S$ ,  $r = -6^\circ$



図 A-1-10 制御則  $2 + 1.5S$ ,  $r = -6^\circ$

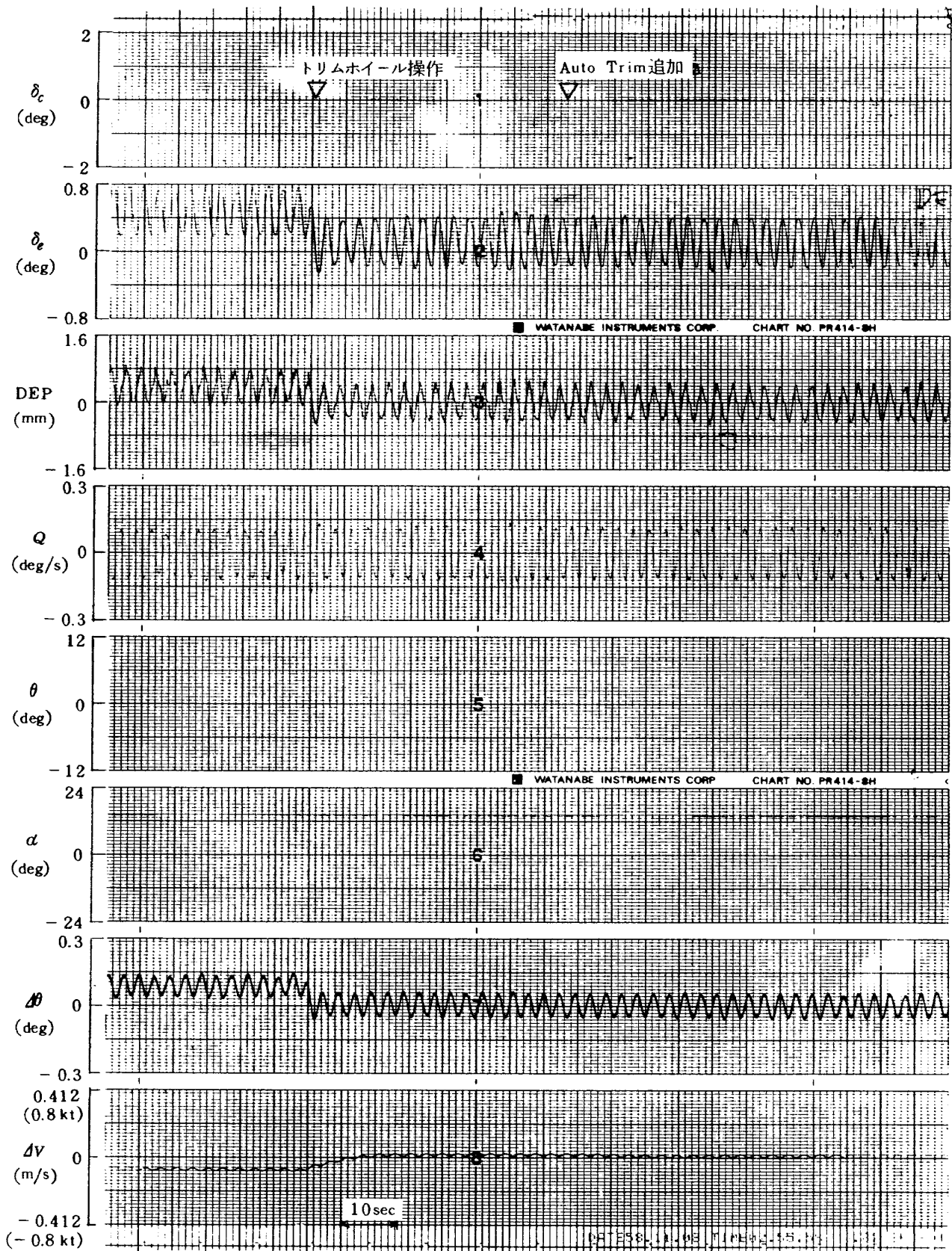


図 A-1-11 モードエンゲージの影響 ( $4 + 3S$ ),  $r = -6^\circ (1/3)$

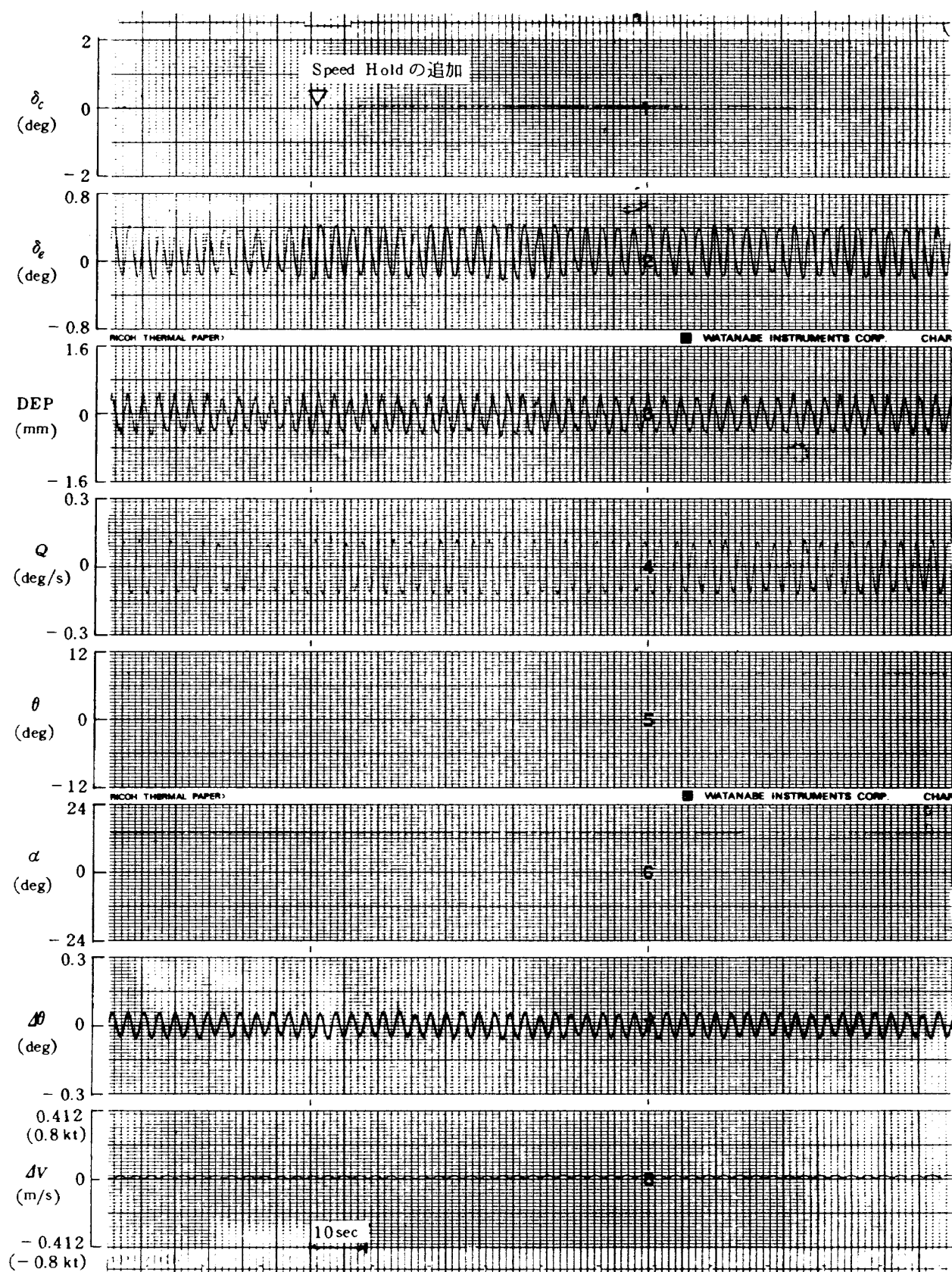
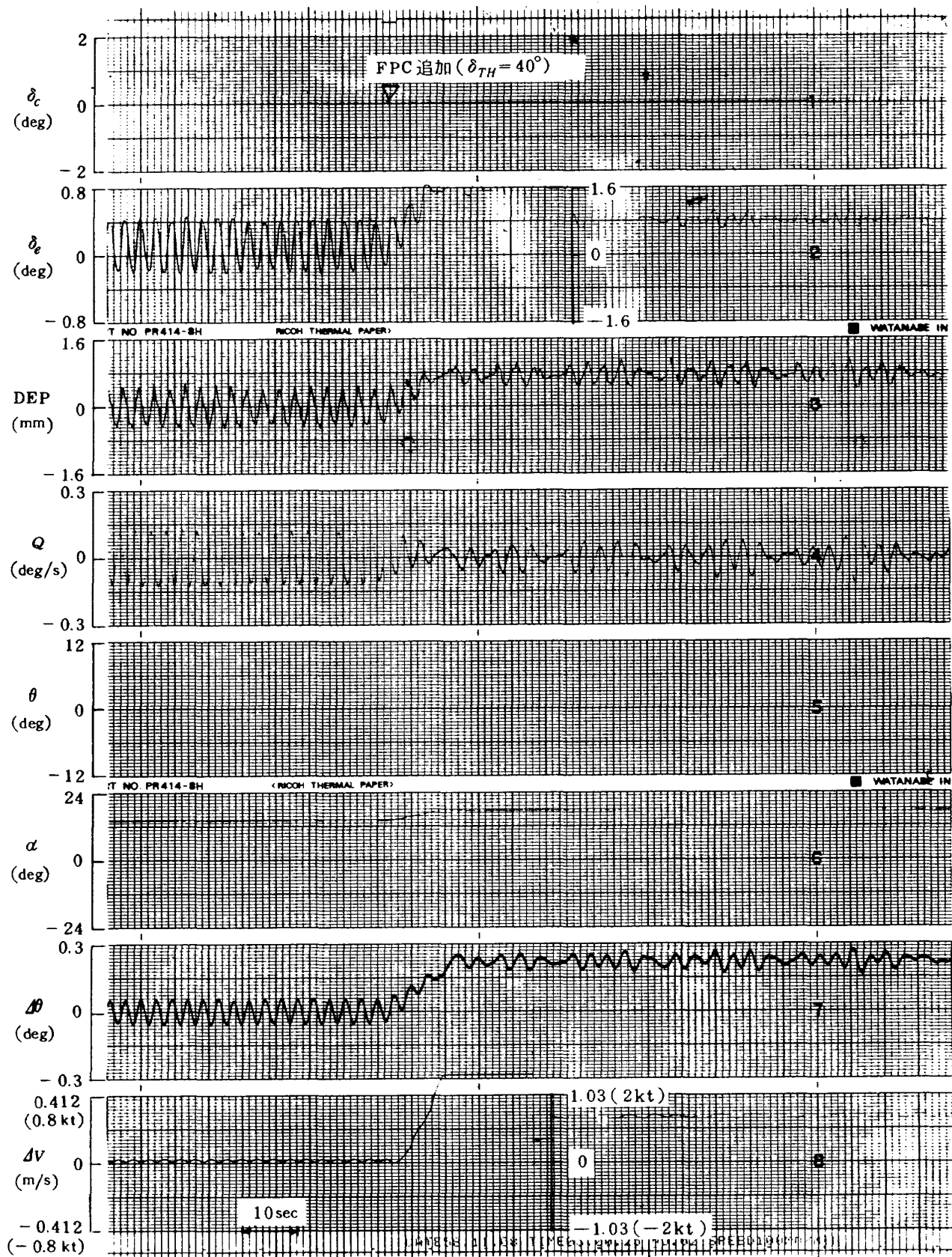
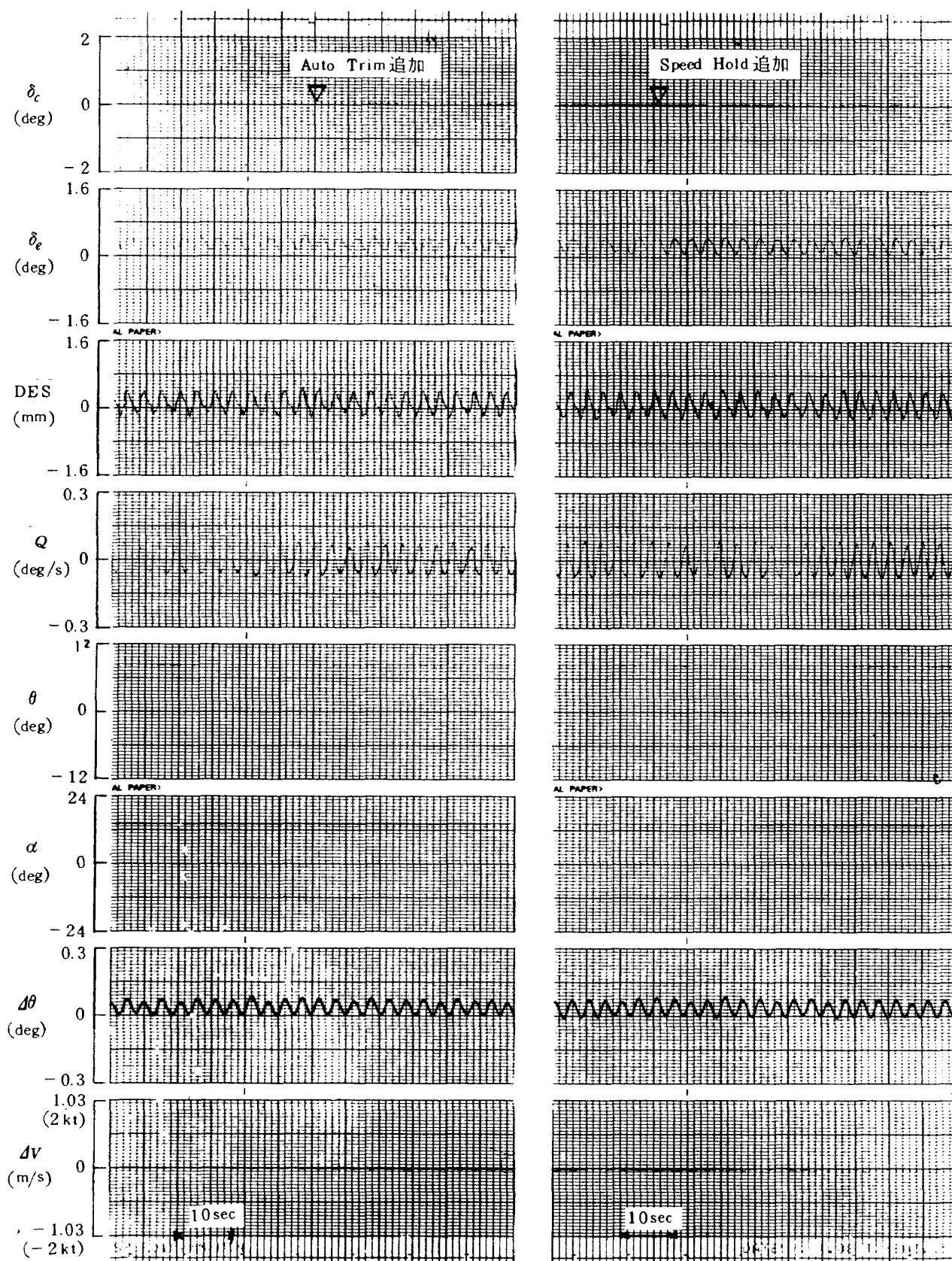


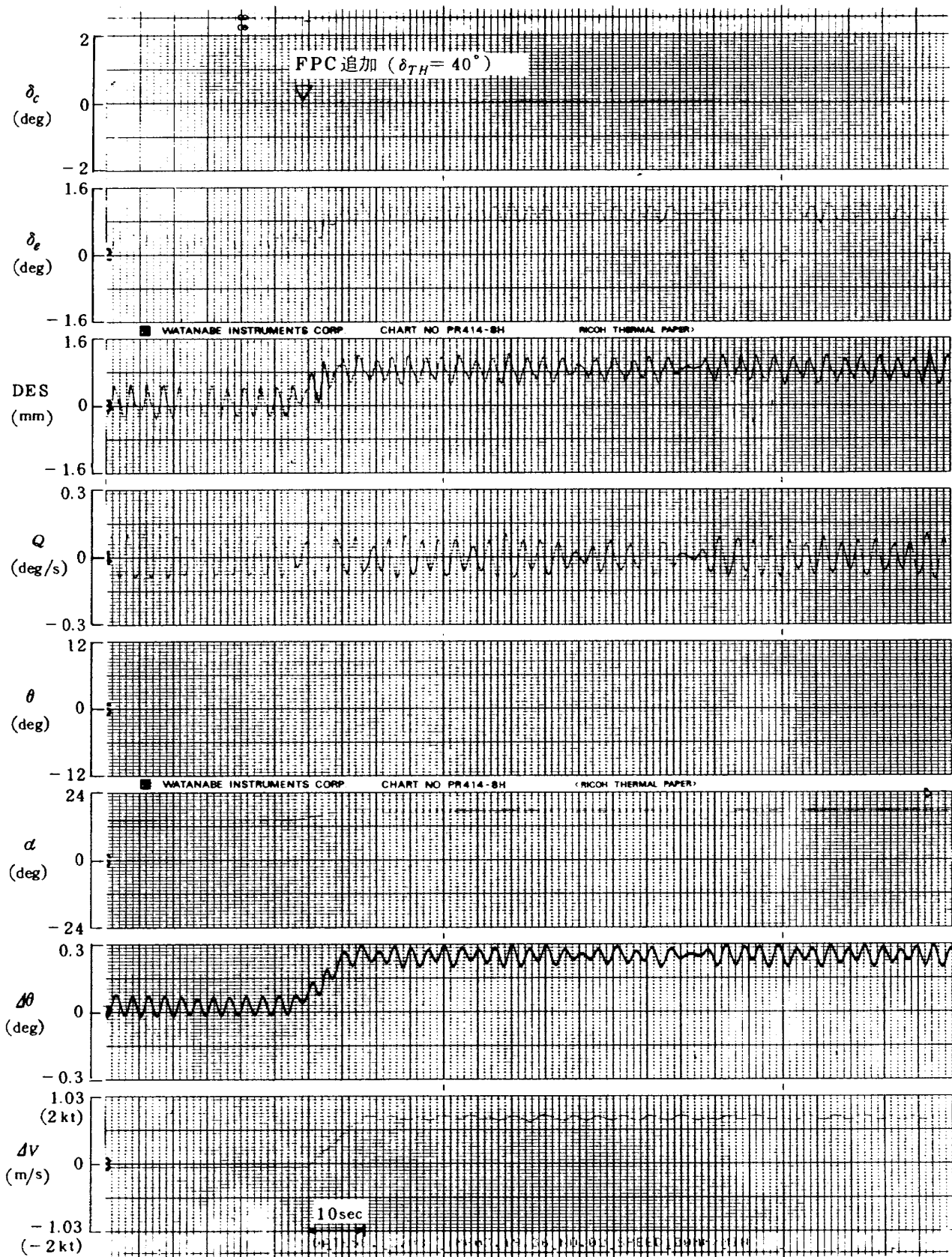
図 A-1-11 モードエンゲージの影響 ( $4+3S$ ),  $\gamma = -6^\circ$  (2/3)

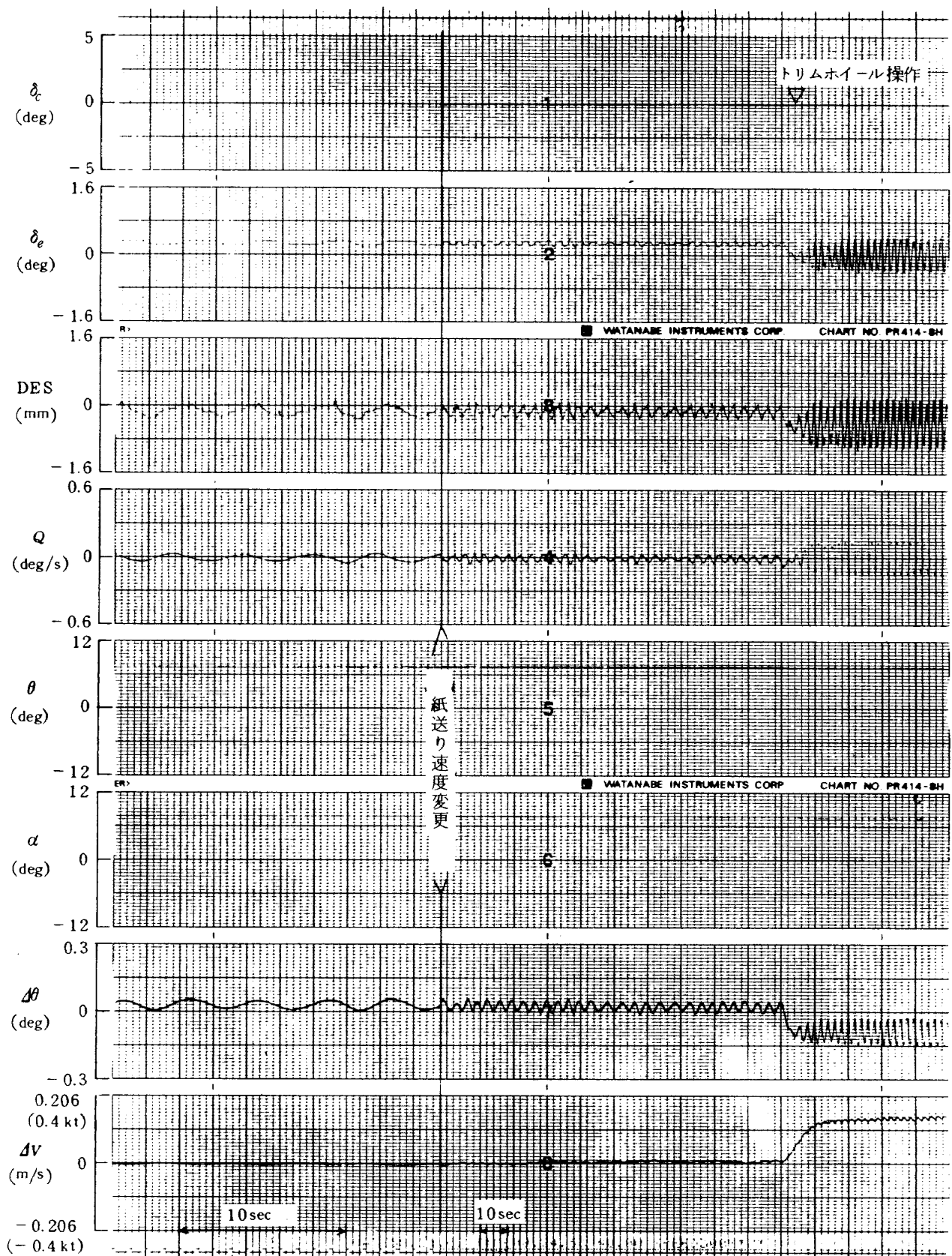
図 A-1-11 モードエンゲージの影響 ( $4 + 3S$ ),  $r = -6^\circ$  (3/3)

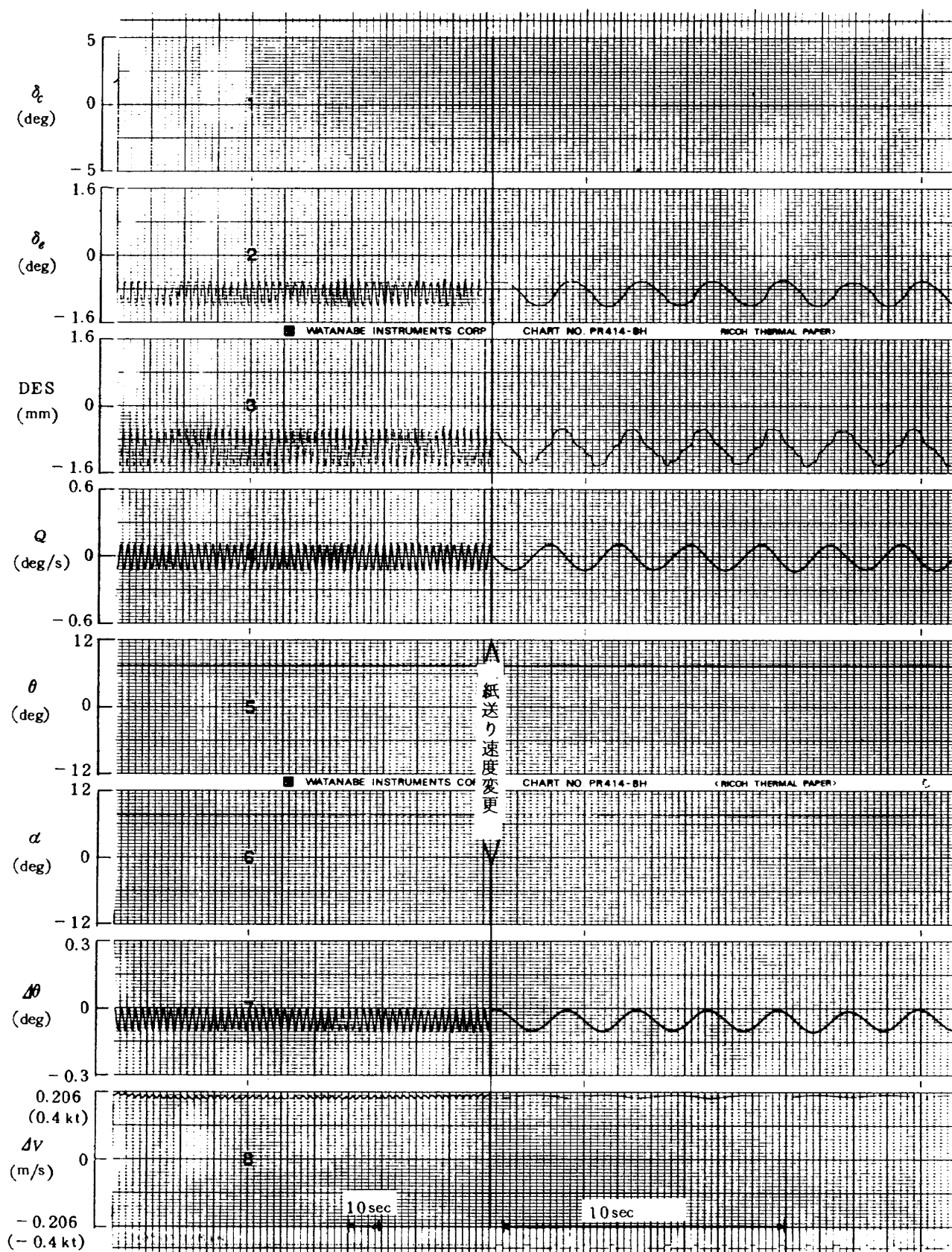




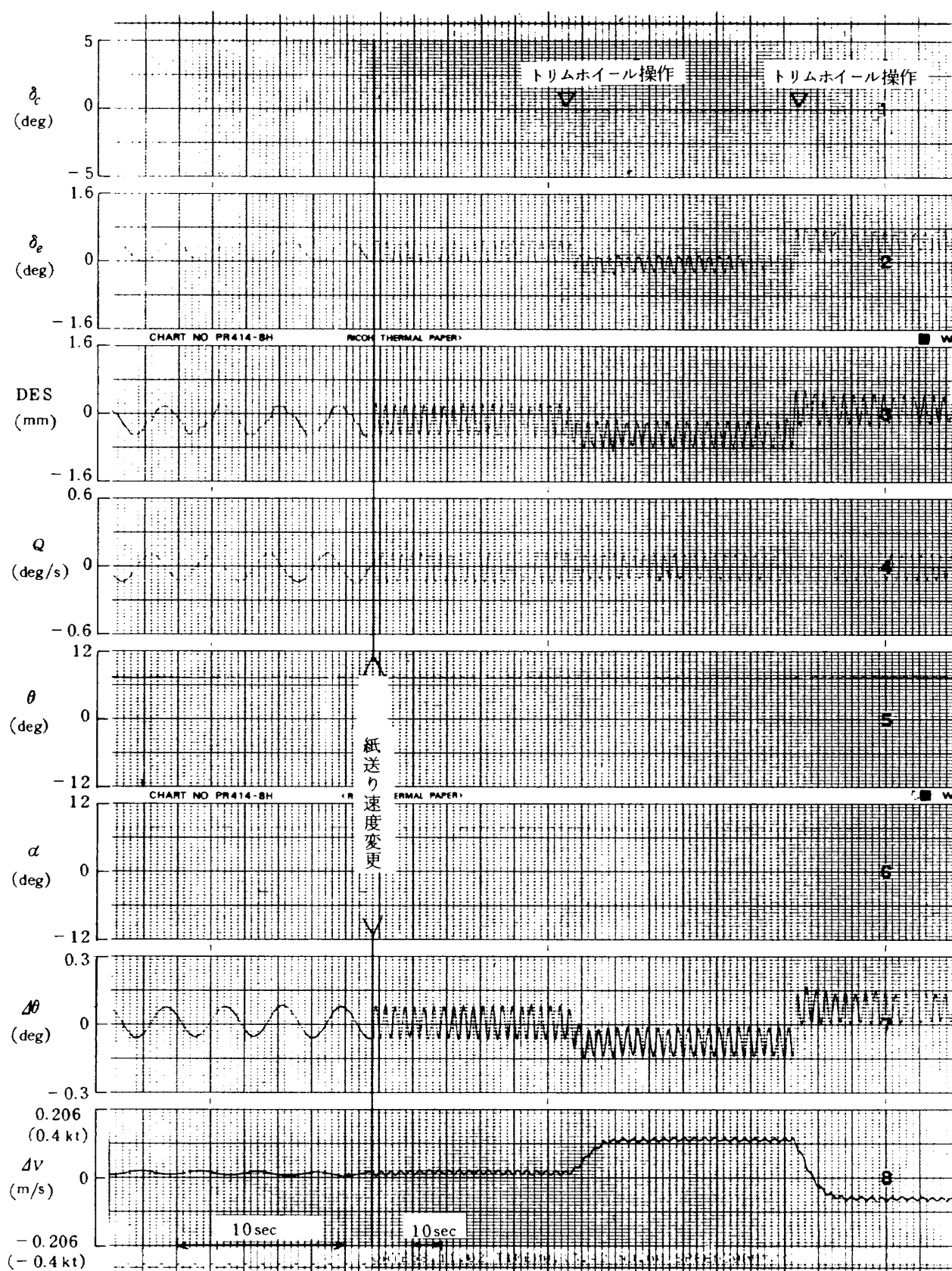
図A-1-12 Pitch Rate CWS の調査 ( $4 + 3S$ ),  $r = -6^\circ (1/2)$

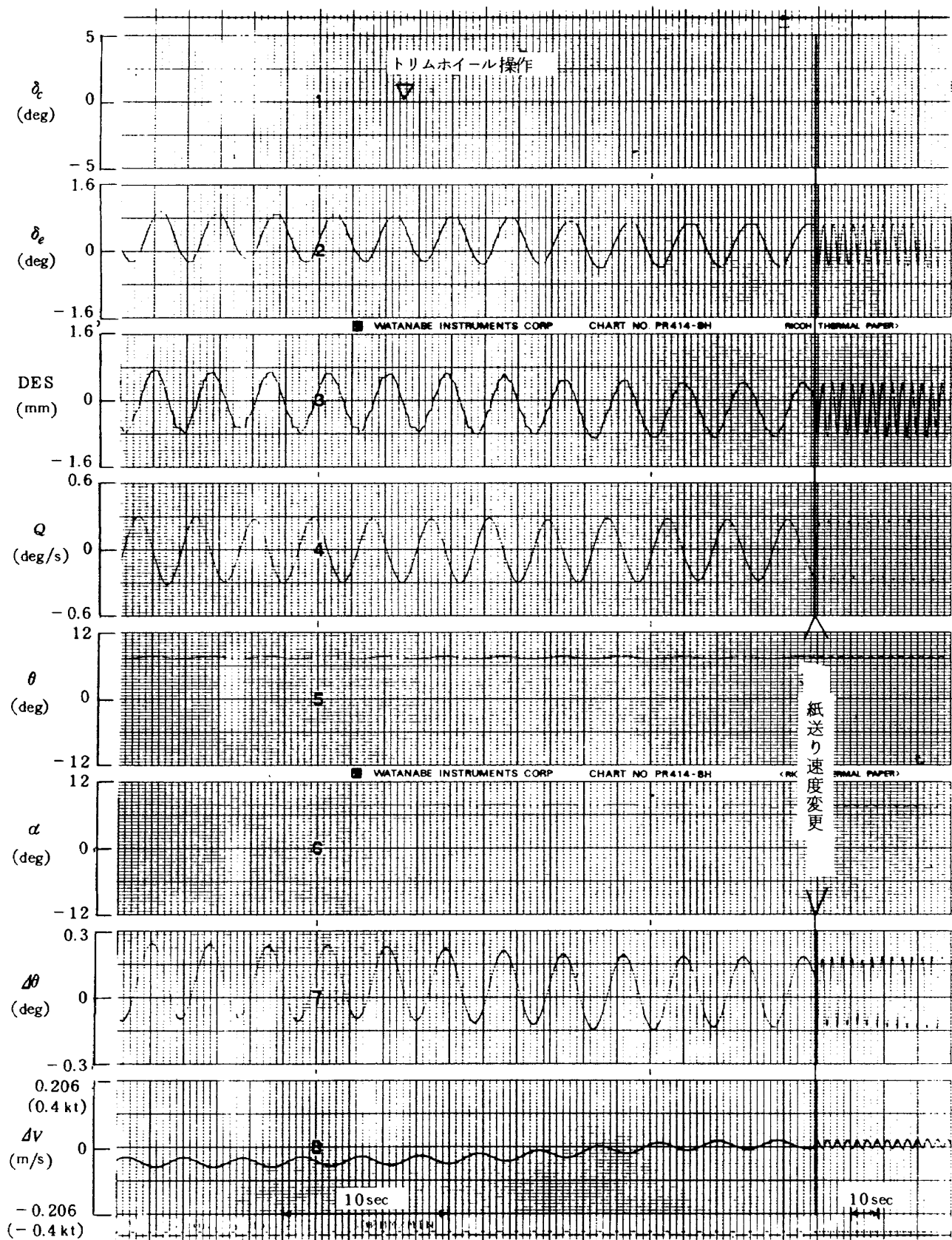
図 A-1-12 Pitch Rate CWS の調査 ( $4 + 3S$ ),  $r = -6^\circ$  (2/2)

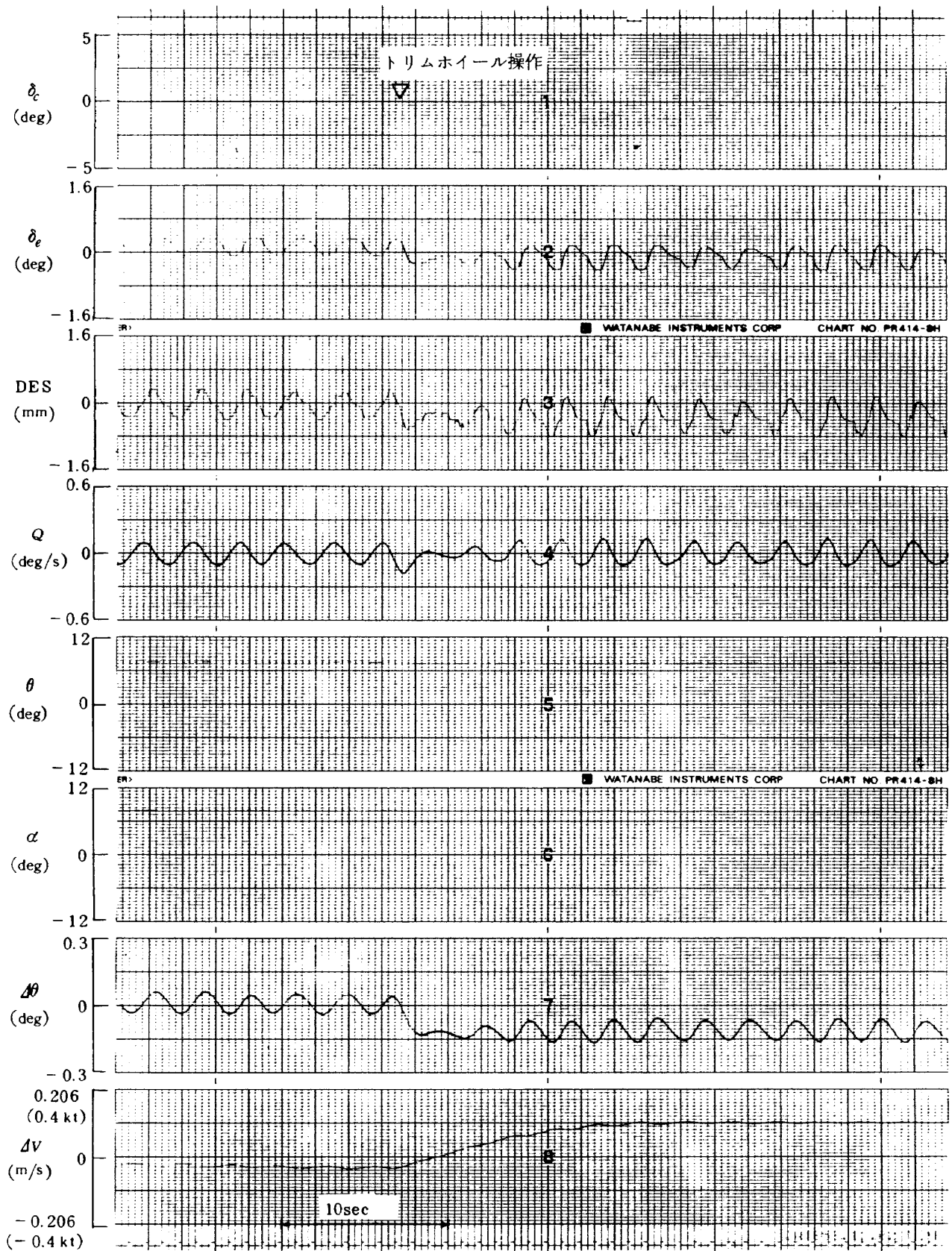
図 A-2-1 制御則  $4 + 3S$ ,  $r = 0^\circ$

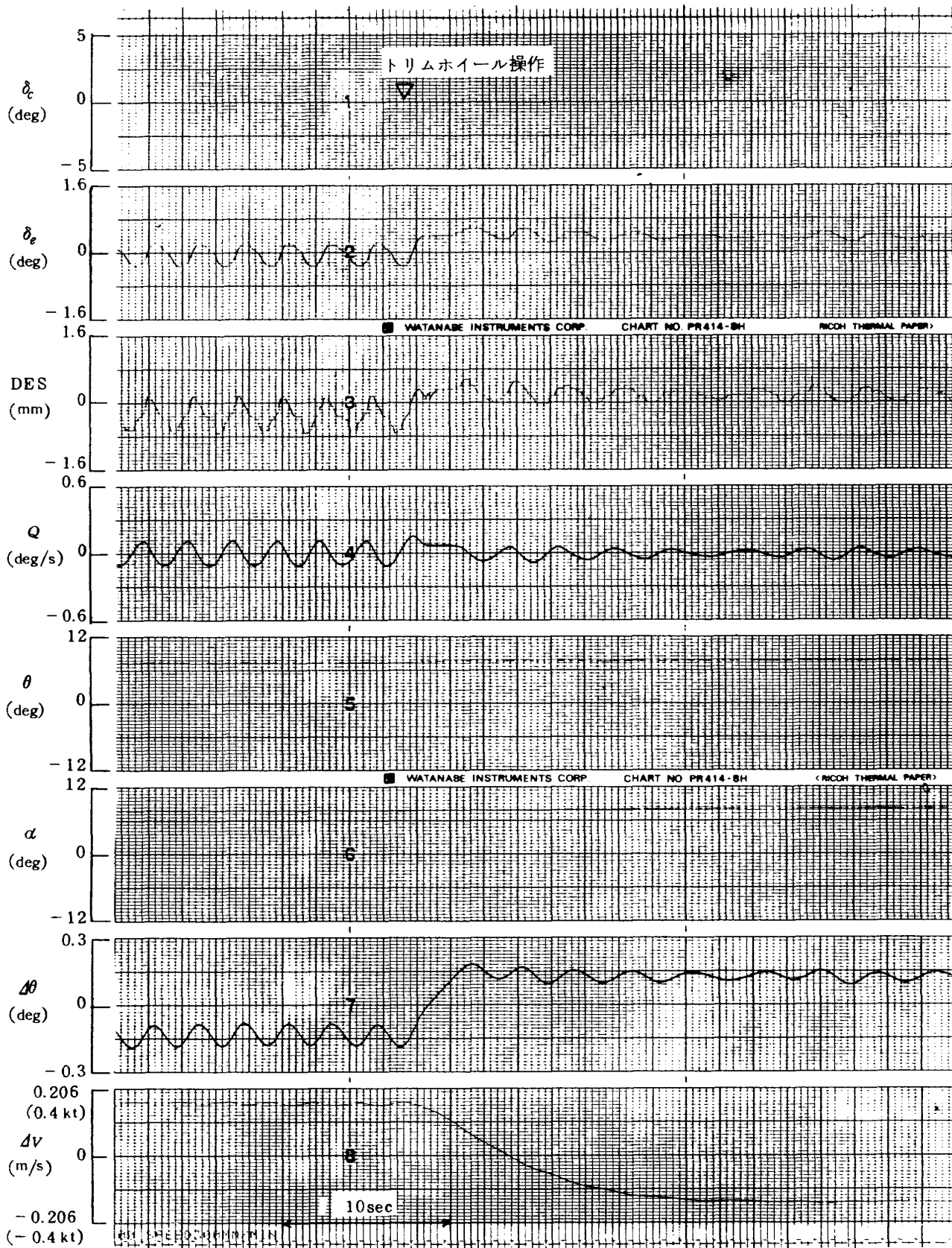
図 A - 2 - 2 制御則  $4 + 3S$ ,  $r = 0^\circ$



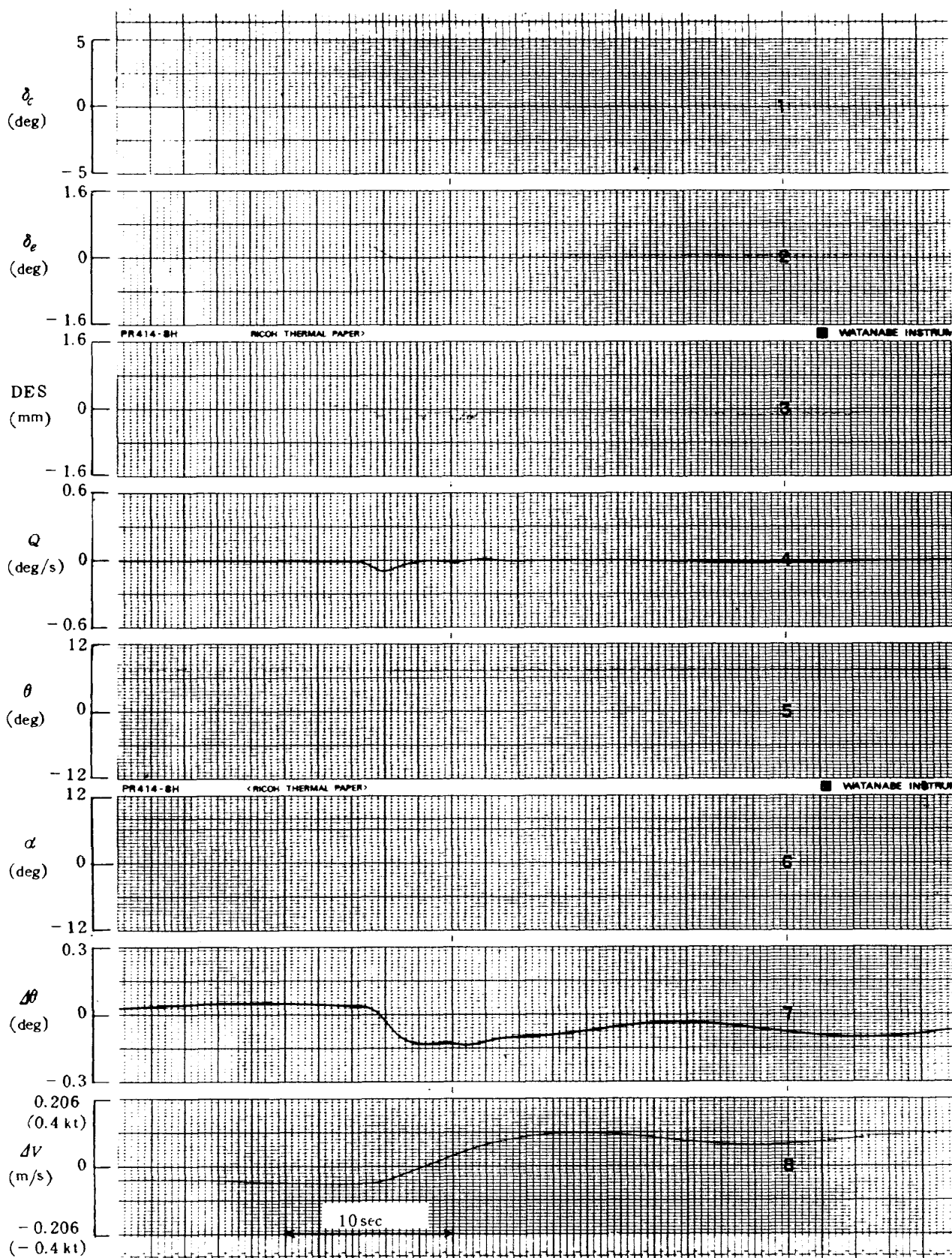
図A-2-3 制御則4 + 2S,  $\gamma = 0^\circ$

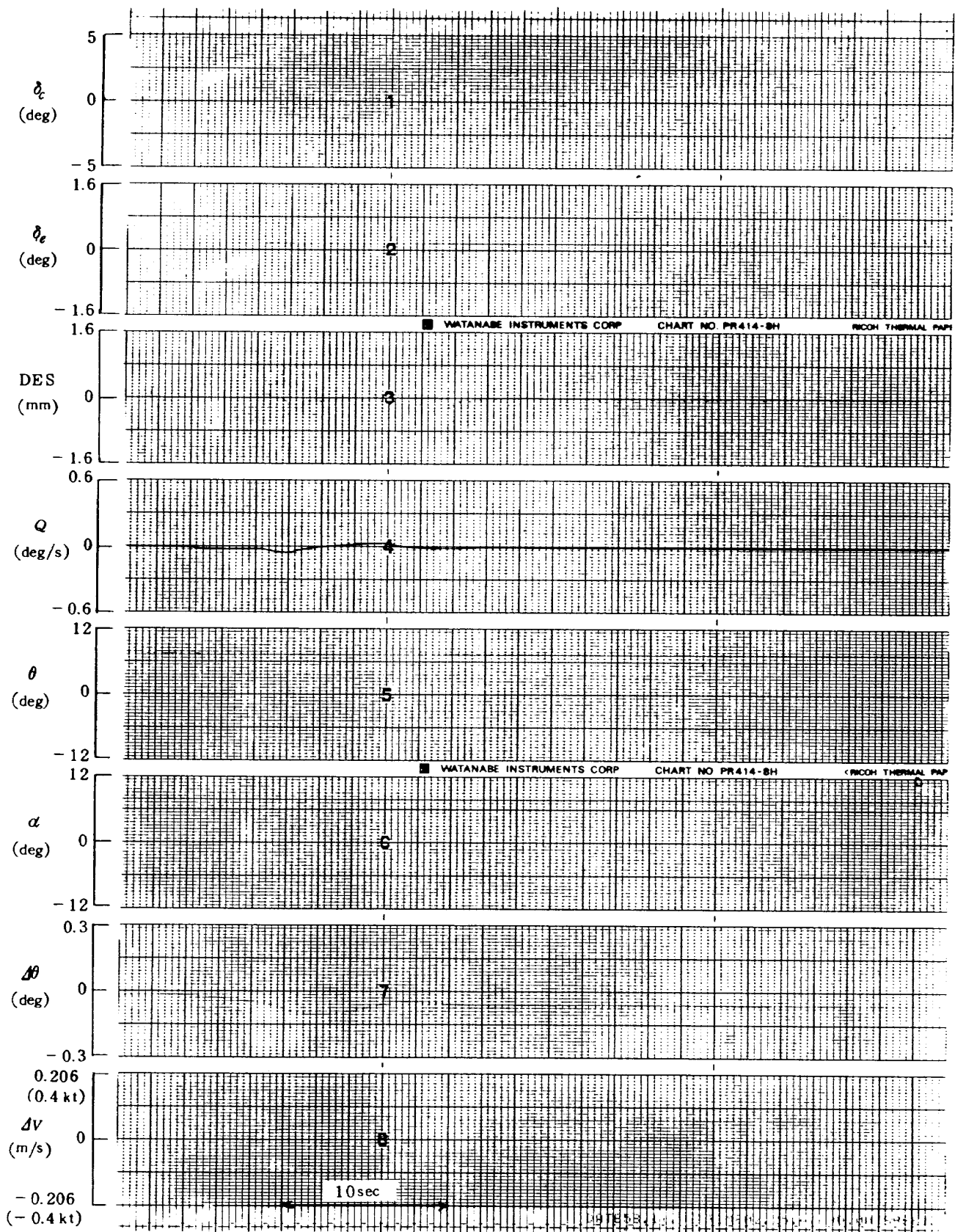
図 A-2-4 制御則 4 + 1S,  $r = 0^\circ$

図 A-2-5 制御則  $3 + 3S$ ,  $r = 0^\circ$

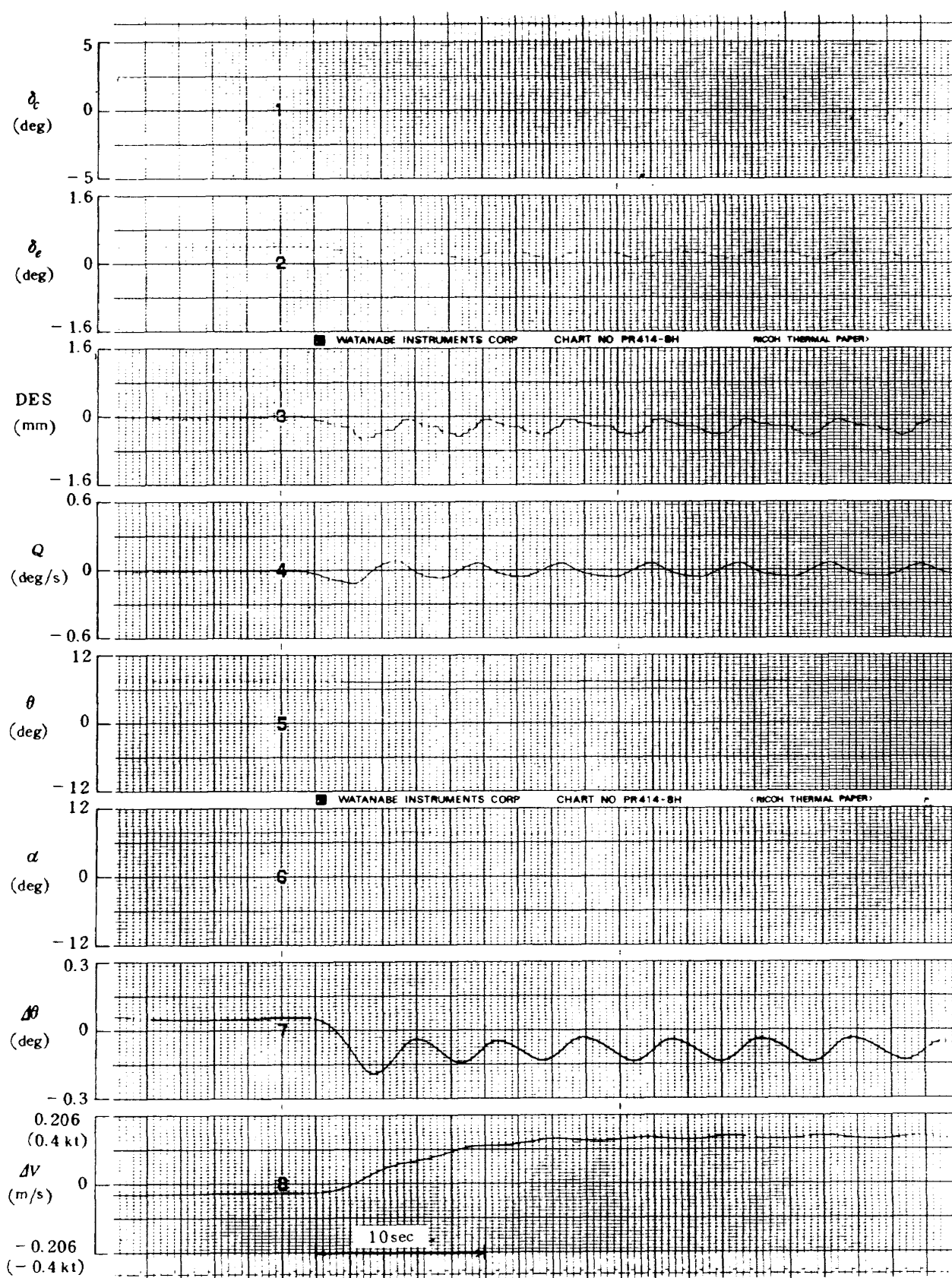
図A-2-6 制御則  $2.5 + 3S$ ,  $\gamma = 0^\circ$

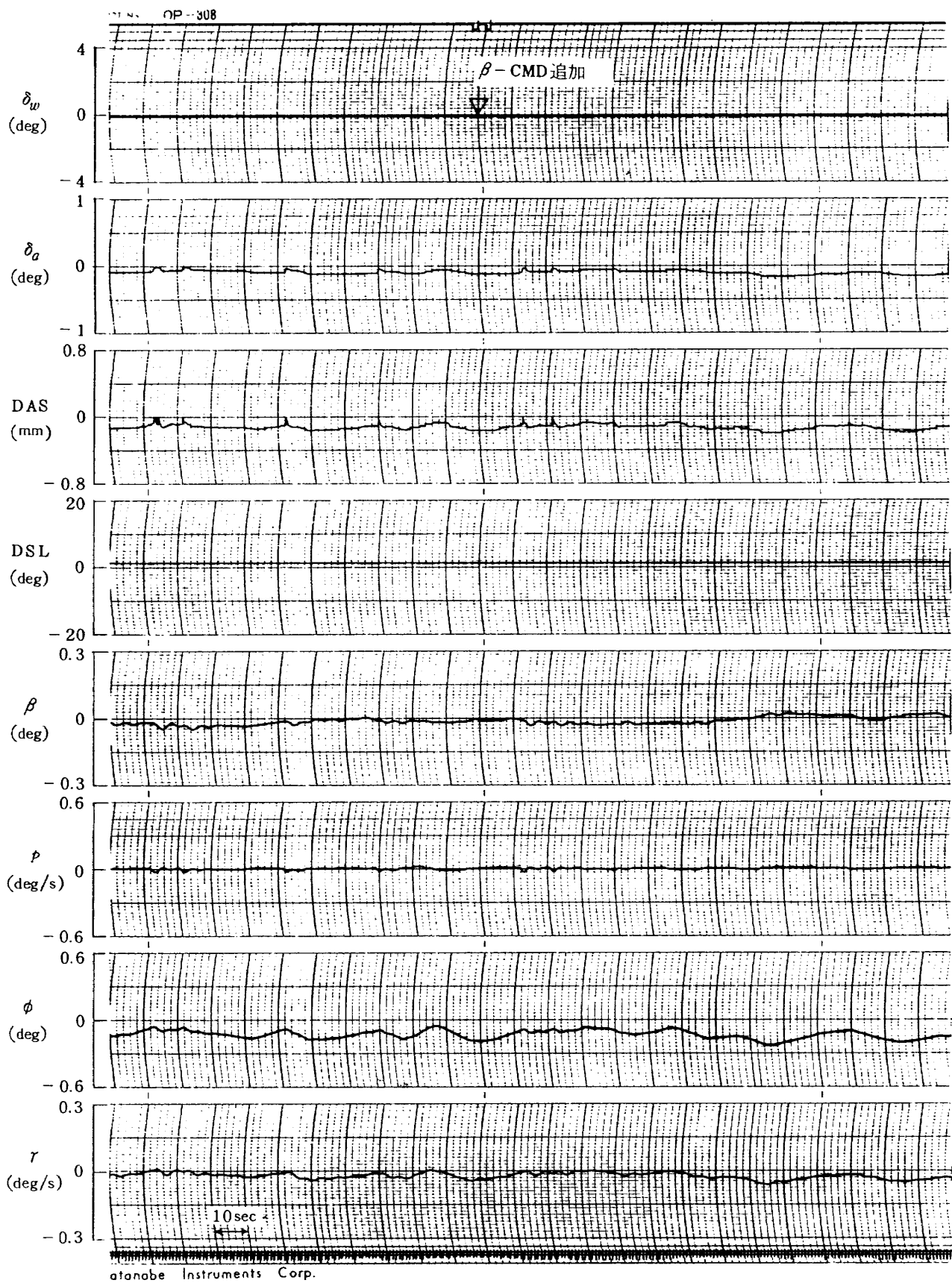


図 A - 2 - 7 制御則 2 + 3S,  $\gamma = 0^\circ$



図A-2-8 制御則1+3S,  $\gamma = 0^\circ$

図 A-2-9 制御則  $2 + 1.5S$ ,  $r = 0^\circ$

図A-3-1 Roll CWSに関するリミットサイクル調査,  $r = -6^\circ (1/2)$

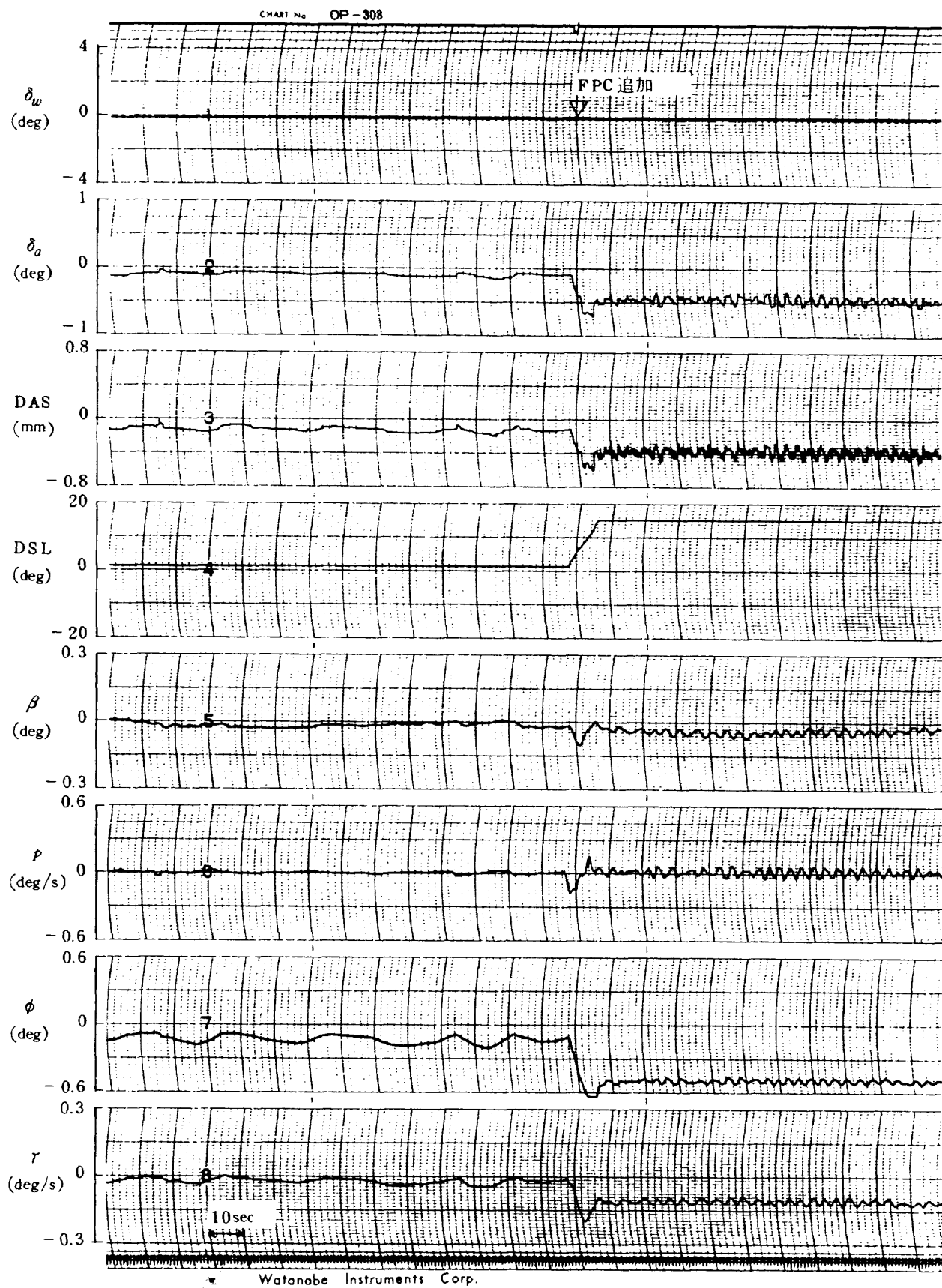
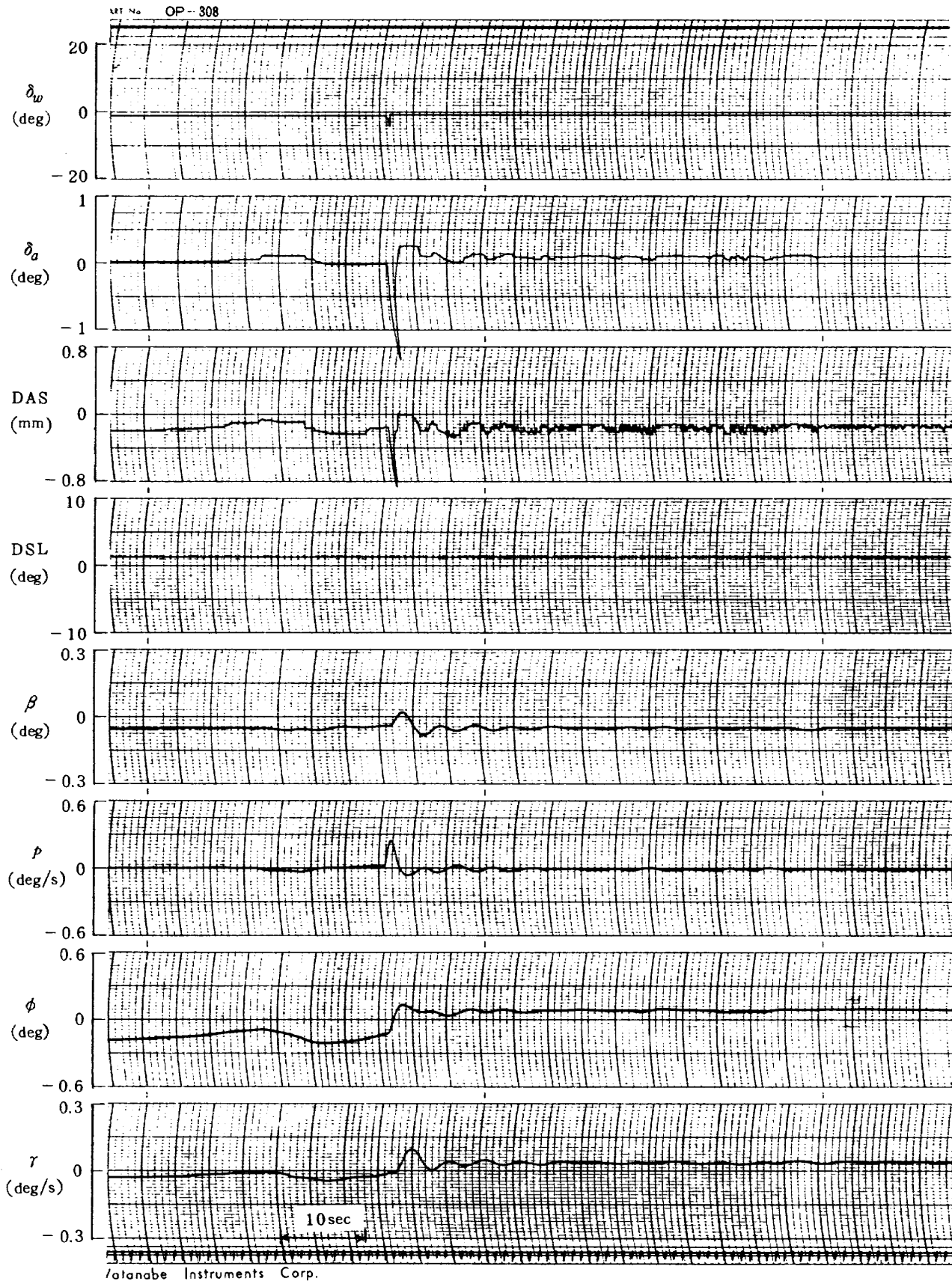


図 A-3-1 Roll CWS に関するリミットサイクル調査,  $r = -6^\circ$  (2/2)





図A-4-1 Roll CWSに関するリミットサイクル調査(4+2S),  $\gamma = 0^\circ$

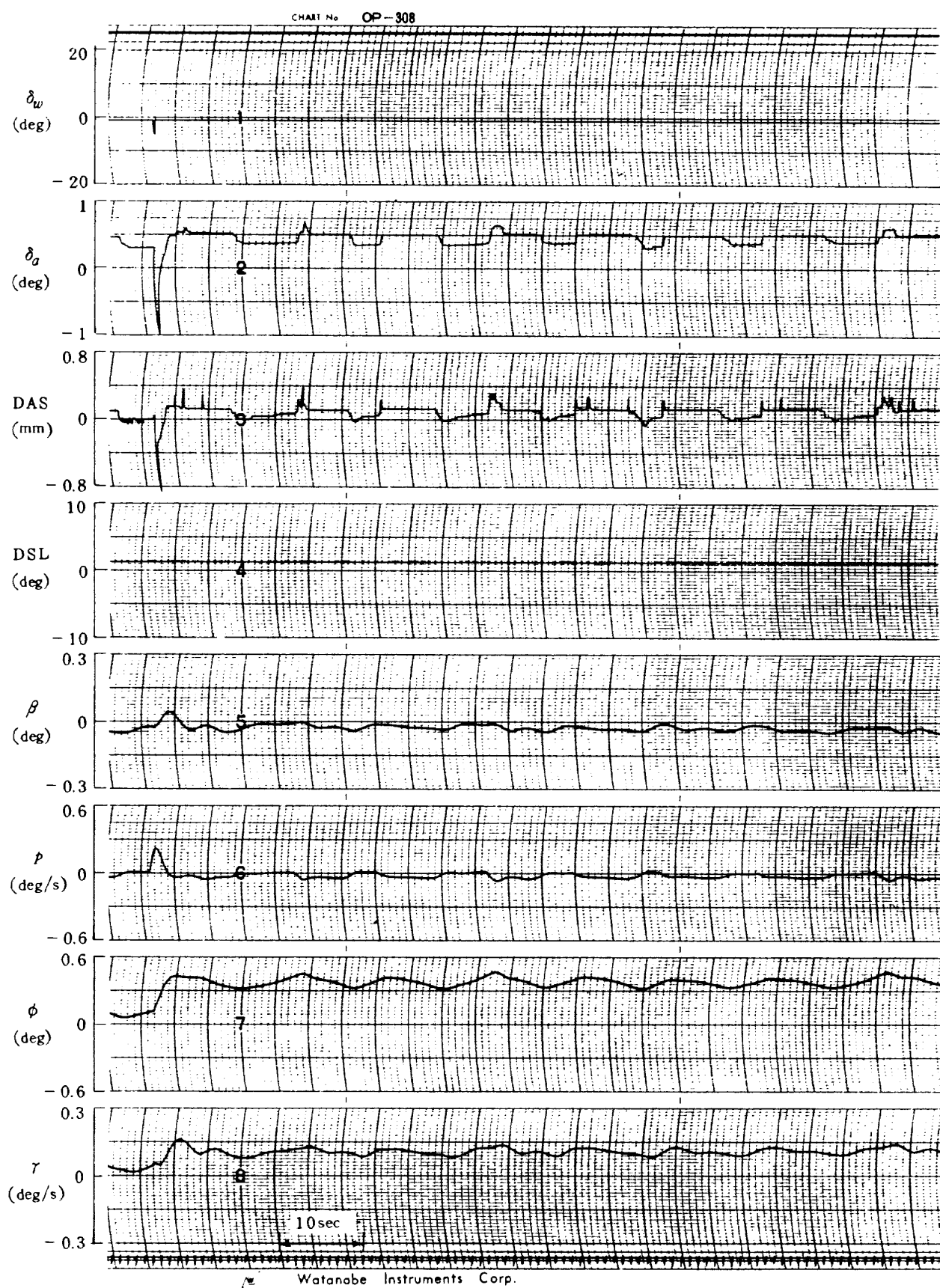


図 A-4-2 Roll CWS に関するリミットサイクル調査 (4 + 1S),  $r = 0^\circ$

---

## 航空宇宙技術研究所報告 893号

昭和60年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社三興印刷  
東京都調布市深大寺東町 7丁目 44番地 1

---



