

UDC 629.7.054.7.017.2:
681.335

航 空 宇 宙 技 術 研 究 所 資 料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-298

F.D.S. (フライト・ディレクタ・システム) の
アナログシミュレーション試験

田 中 敬 司 ・ 岡 部 正 典 ・ 川 原 弘 靖

1976 年 4 月

航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

F.D.S. (フライト・ディレクタ・システム)の アナログシミュレーション試験*

田 中 敬 司**・ 岡 部 正 典**・ 川 原 弘 靖**

1. ま え が き

フライト・ディレクタ・コンピュータ (Flight Director Computer, 以下FDC と略す)のパラメータを決定するためのシミュレーション試験を, 北辰電機株式会社よりの受託研究として実施した。

同社においては, ビーチクラフト社製90型 キングエア機に, フライト・ディレクタ・システム (Flight Director System, 以下FDSと略す)を装備することを計画していたが, この FDS の一要素である FDC は, 元来高速小型機を対象としてパラメータを設定されたものであった。装備対象機を, この高速機からキングエアという中速機に変更するためには, それに応じて FDC のパラメータ設定を変更しなければならない。この変更すべきパラメータは非常に多いので, 机上計算のみでこなすと非常に複雑となり, 変更にあたっての系統的な見とおしを得ることが困難である。この故にシミュレーションによる実験的検討の必要が生じた。

具体的な試験の目的は, 種々のモードにおける FDC の動特性を, 航空機およびパイロットの動特性とマッチングさせるためのパラメータ設定値を決定することにある。

シミュレーション試験の実施要領は下記のとおりである。

期 間: 昭和49年10月15日～同年11月11日

試験設備: 当研究所 VTOL 機操縦研究設備⁸⁾

各パラメータ設定値に対するシミュレートされた種々の状態量の時間記録を, ペン書きオシログラフおよびX-Yレコーダに記録し, 比較することによって設定値の決定をおこなった。それと同時にそのパラメータが各モードにおける飛行におよぼす影響も明らかにし, 以後の実験検討の資料を提供した。

なお, 本試験の計画ならびに実施に参画したものは以下のとおりである。

航空宇宙技術研究所: 岡部正典, 川原弘靖, 田中敬司

* 昭和51年1月8日 受付

** 計測部

北辰電機株式会社: 浅倉一男, 川上隆義,
宇田川知行, 星正明

記 号

g	: 重力加速度
h	: 高度
I_i	: 慣性能率
J_{ij}	: 慣性乗積
K_p	: パイロット・ゲイン
K_θ	: ピッチ・ゲイン
その他 FDC 内の K は各ゲインを表わす	
L	: ローリング・モーメント
L_p	: $(1/I_x)(\partial L/\partial \dot{\phi})$
L_r	: $(1/I_x)(\partial L/\partial \dot{\psi})$
L_β	: $(1/I_x)(\partial L/\partial \beta)$
L_{δ_a}	: $(1/I_x)(\partial L/\partial \delta_a)$
L_{δ_r}	: $(1/I_x)(\partial L/\partial \delta_r)$
m	: 質量
M	: ビッチング・モーメント
M_u	: $(1/I_y)(\partial M/\partial u)$
M_α	: $(1/I_y)(\partial M/\partial \alpha)$
$M_{\dot{\alpha}}$: $(1/I_y)(\partial M/\partial \dot{\alpha})$
$M_{\dot{\theta}}$: $(1/I_y)(\partial M/\partial \dot{\theta})$
M_{δ_e}	: $(1/I_y)(\partial M/\partial \delta_e)$
N	: ヨーイング・モーメント
N_p	: $(1/I_z)(\partial N/\partial \dot{\phi})$
N_r	: $(1/I_z)(\partial N/\partial \dot{\psi})$
N_β	: $(1/I_z)(\partial N/\partial \beta)$
N_{δ_a}	: $(1/I_z)(\partial N/\partial \delta_a)$
N_{δ_r}	: $(1/I_z)(\partial N/\partial \delta_r)$
s	: ラプラス・オペレータ
T_I	: パイロット遅れ時定数
T_L	: パイロット進み時定数
T_N	: 神経-筋肉系の時定数
U	: 前進速度
U_0	: 前進速度定常分

u	: 前進速度微小変動分
V_w	: 風速
x	: 水平距離
X	: 前後方向力
X_u	: $(1/m)(\partial X/\partial u)$
X_α	: $(1/m)(\partial X/\partial \alpha)$
y	: 横方向距離
Y	: 左右方向力
Y_a	: 航空機操縦装置動特性
Y_α	: ディスプレイ動特性
Y_p	: $(1/m)(\partial Y/\partial \dot{\phi})$, パイロット動特性
Y_r	: $(1/m)(\partial Y/\partial \dot{\phi})$
Y_β	: $(1/m)(\partial Y/\partial \beta)$
Y_{δ_a}	: $(1/m)(\partial Y/\partial \delta_a)$
Y_{δ_r}	: $(1/m)(\partial Y/\partial \delta_r)$
Z	: 上下方向力
Z_u	: $(1/m)(\partial Z/\partial u)$
Z_α	: $(1/m)(\partial Z/\partial \alpha)$
Z_{δ_e}	: $(1/m)(\partial Z/\partial \delta_e)$
α	: 迎角
β	: 横滑り角
β_w	: 風ドリフト
$\Delta \delta_u$: ラダーアンバランス
ΔT	: スラスト変化分
γ	: 径路角
γ_w	: 風向
δ_a	: エルロン舵角
δ_e	: エレベータ舵角
δ_r	: ラダー舵角
ε_c	: コース・エラー
ε_g	: グライドスロープ・エラー
ε_h	: ヘッディング・エラー
ε_p	: ピッチ・エラー
ε_r	: ラジオ・エラー
θ	: ピッチ角
θ_b	: ピッチバイアス
θ_c	: ピッチコマンド
θ_o	: 目標ピッチ角
τ, τ_i	: 時定数
ϕ	: ロール角
ϕ_c	: ロールコマンド
ψ	: ヨウ角
ψ_o	: 目標コース

2. ディスプレイ・システム評価のためのシミュレーションについて

航空機において、航空機動特性や操縦系統、計器系統の性能アップを図るため、電子機器や自動制御理論の最近の発達を利用しようとするとき生じる問題の一つにマン・マシンシステムの問題がある。今回扱おうとする FDS の評価もこれに属している。

従来、航空機からパイロットに情報を与えるディスプレイは個別的なものであった。すなわち、方位、バンク角などの個々の情報は、個々の計器にその現在の値が表示され、パイロットがそれらを総合して航空機の状況を判断し制御していた。これに対して FDS は、状況表示ではなく、パイロットに対し指示を与えるディスプレイ・システムである。パイロットがこの指示に従って操縦すれば、望ましい飛行を続けることができるように表示されている。個々の情報を利用して指示量の計算をおこなう回路が FDC であり、表示は姿勢計の中でなされる。これを利用することによってパイロットの負担は大きく軽減されるようになってきた。しかしながら、このような巧妙なディスプレイ・システムは、パイロットの応答特性を充分考慮して設計しなければ操縦の困難をもたらすことは明らかである。このため、従来主に試行錯誤に頼ってきたディスプレイ・システムの設計、評価のために多くの努力がなされてきて、かなり有効とみなせる方法が明らかになってきた。

ふつう、パイロット-航空機システムは、図1の如くに表現することができる。ここに、 Y_p はパイロットの動特性、 Y_a は航空機および操縦装置の動特性、そして Y_d はディスプレイ・システムの動特性である。また、図1の各信号（視覚入力、操舵出力など）は、一般にベクトルである。これらのうち Y_p は、今迄多くの研究者にとって興味ある対象とされ、各信号がスカラであるときに、周波数特性であらわすと、たとえば、

$$Y_p(s) = K_p \frac{1+T_L s}{(1+T_N s)(1+T_I s)} e^{-\tau s} \quad (1)$$

と表現されることが知られている。¹⁾ある程度簡単な場合

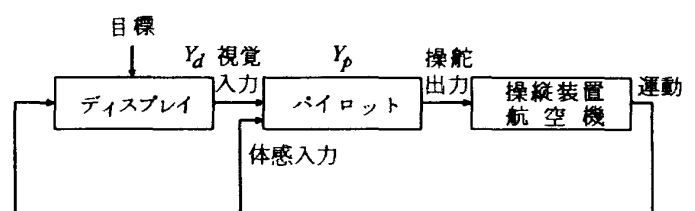


図1 パイロット-航空機系（IFRの場合）

であれば、クロスオーバーモデル⁴⁾を用いると、ディスプレイシステムのパラメータや航空機動特性のパラメータの影響を机上で計算することが可能である。しかし、ディスプレイシステムの評価に限って述べると、具体的なパラメータの数が非常に多いので、計算は困難であり、(1)式の如き知見を利用してシミュレーションを実行する方が实际的となる。このようにシミュレーションを利用^{2)~5)}したディスプレイシステムの評価の例も比較的多くある。

ディスプレイシステムのシミュレーション試験による評価の方法にはその具体化の程度に従って別けると、次の5段階の方法が考えられる。

1) 図1の閉ループをすべて数式で表現し、大型デジタル計算機で解く。この例は、文献2)にみられる。この方法が、最も広範かつ一般的ではあるが、用いる数式が普通複雑になり、とくに、パイロットのモデルに多くの仮定が加わってしまう。また、模擬できる範囲にも制約があり、実用を目的とした具体的な評価に用いるには困難がある。

2) 閉ループ全体をすべて数式で表現するが、アナログ計算機によりシミュレートする。この方法もかなり統一的に解が得られ、試験のセット・アップやパラメータ変更に伴なうくり返しも簡単である。ただし、パイロットのモデルに仮定が入っていることは1)と同じである。

3) Y_d 、 Y_a はアナログ計算機でシミュレートし、パイロット Y_p には人間を用いる。もちろん人間パイロットに対する表示装置や操舵装置は、オシロスコープやポテンシオメータ連動型ダイヤルなどで代用する。この場合はパイロットに対する仮定は不用となる。しかし、実時間でしかシミュレートできないので、試行の繰り返しの時間がかかる。また、パイロットの個人差、習熟、疲労などの新たな変動要因が加わる困難性がある。

4) Y_a のみをアナログ計算機でシミュレートし、他を実際のディスプレイシステム、操舵装置、パイロットを用いて試験する。この得失は3)とほぼ同じであるが、もちろんシミュレーションの忠実度は増す。

5) 実機に実際のディスプレイを搭載して飛行試験をおこなう。これは1)~4)の方法でパラメータがある程度決定した後の段階でおこなう最終試験と考えられる。この試験の問題点としては、安全性の考慮が必要なこと、実験の規模が大きくなること、さらに多岐にわたるパラメータの大規模な変更が困難であることなどが挙げられる。

以上の方法が考えられる。評価は1)、2)は主に飛行のパフォーマンスに基づき、3)~5)は、パフォーマンスとパイロット・コメントに基づいておこなわれるのが普

通である。それぞれの方法には、互いに異なった利点と欠点があり、実際にはディスプレイの開発段階や試験の目的によって最も効果的な方法を選択しなければならない。さらに、各方法のなかでも、実際の試験の詳細はそれぞれの目的に合わせて細かく検討しなければならない。今回の試験においては、まえがきで述べた目的に従って上述の2)の方法によりシミュレーション試験を実施した。この試験結果は、実機装備後の運用に対する基礎データになる筈である。本試験において特に議論のある点は、パイロットモデルに与えるべき仮定についてであった。ここで用いたパイロットモデルの特徴は、実際の人間パイロットに比して「のろまで、オーバー」な制御をすることである。このモデルを用いることによって、試験は安全側に設定しておこなわれたことになる。

3. シミュレーションの方法

3.1 シミュレーションのセット・アップ

前章に示した2)の方法に基づき、VTOL 機操縦研究設備の一部分を使用して図2に示すようなブロックダイアグラムを構成した。使用した装置は次のとおりである。

指示器入力信号発生装置	1式
(アナログ計算機)	
8素子インク書きレコーダ	2台
X-Yレコーダ	1台

本試験では、航空機の縦運動、横運動に対応する試験をそれぞれに分離して行った。これは、FDC自体が縦横独立であることと、アナログ計算機の容量による制限のためである。縦横についてのブロック図をそれぞれ図3、図4に示す。

試験したフライト・モードは次の5つである。

(a) 縦方向

(i) ILS アプローチ・モード

(ii) ピッチ・ホールド・モード

(b) 横方向

(i) マニュアル・ヘディング・モード

(ii) VOR モード

(i) ILS アプローチ・モード

なお、パイロットからの制御入力、横方向はエルロ

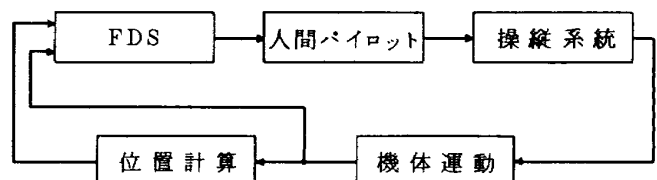


図2 FDS シミュレーションブロックダイアグラム

ンおよびラダー，縦方向はエレベータのみとした。試験を簡略化するために縦方向にはオートスロットルによるスラスト制御を仮定した。

以下に図2の各要素について略述する。

3.2 FDSシュミレーション部

FDS は，計算回路である FDC と表示部である ADI（アティテュード・ディレクタ・インディケータ）を主構成要素としている。ADI は，表示計器として計器盤に装着されるものである。（図5参照）今回は全てアナログ要素によるシュミレーションであるので，FDC に

ついでのみシュミレートすればよい。以下に FDC について述べる。まず，FDC の各モードの特性を伝達関数の形でまとめる。

ピッチ・ホールド・モード（図6）

$$\theta_c = K_\theta \frac{1}{1+\tau s} \theta + K_{\epsilon_p} \epsilon_p \Big/ \frac{\text{ピッチ}}{\text{リミット}} - K_\theta \theta \quad (2)$$

ここで $\Big/ \text{リミット}$ は，図6の如くリミッタを掛けたことを表わすこととする。以後も同様である。また，

$$\epsilon_p = \theta_0 - \theta \quad (3)$$

である。

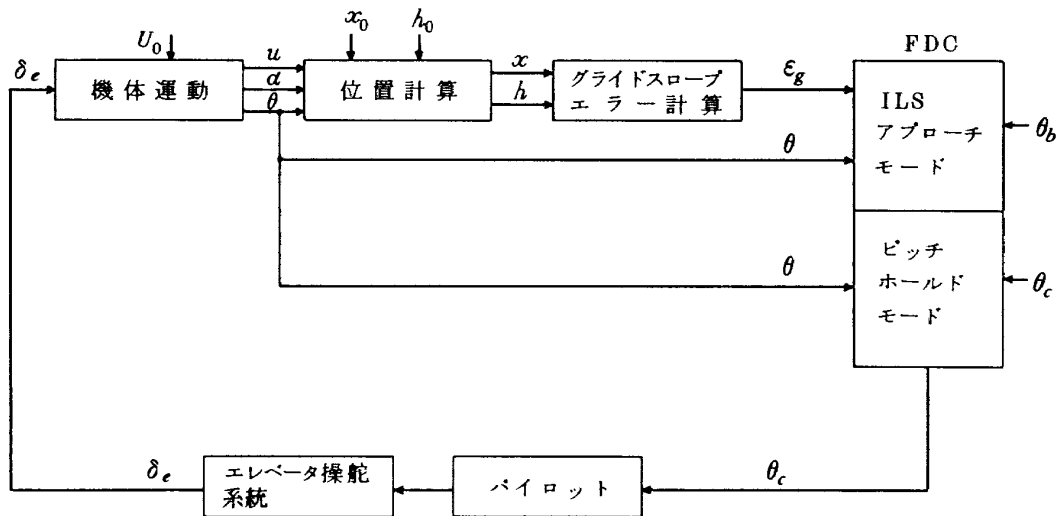


図3 縦方向ブロックダイアグラム

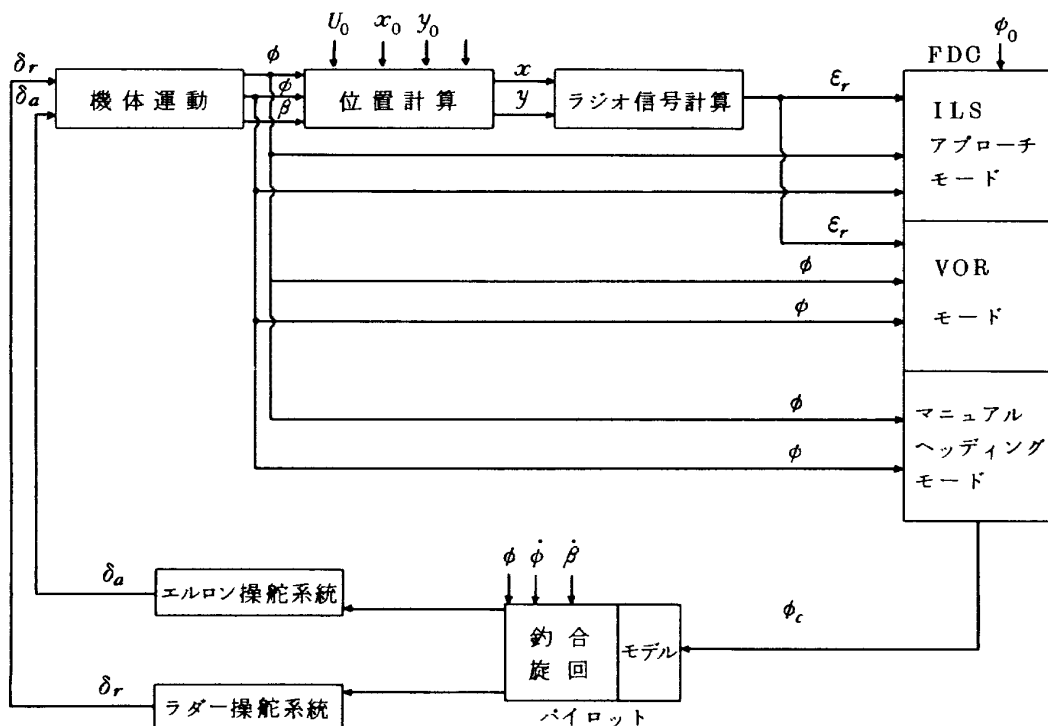


図4 横方向ブロックダイアグラム

ピッチ・ホールド・モードでの調整可能なパラメータは、 K_θ , K_{ϵ_p} , τ である。

(2)式において、ピッチ・リミット内の θ に対しては、

$$\theta_c = -K_\theta \frac{\tau s}{1+\tau s} \theta + K_{\epsilon_p} \cdot \epsilon_p \quad (4)$$

が成り立つ。上式で、第一項は微分要素として働く。すなわち、応答を速くする効果がある。第二項は単にピッチ・エラーのフィードバックである。

ILSアプローチ・モード(縦方向)(図7)

$$\theta_c = K_\theta \frac{1}{1+\tau s} (\theta + \theta_b) + K_{\epsilon_g} \epsilon_g \Big/ \begin{matrix} \text{ピッチ} \\ \text{リミット} \end{matrix} - K_\theta (\theta + \theta_b) \quad (5)$$

ILS アプローチ・モードでの可調整パラメータは θ_b , K_{ϵ_g} , τ である。

このモードは、グライドスロープ・エラー(ϵ_g)が有効に捉えられる距離内でかつそのレベルが15mV 以下

になったとき、すなわち航空機がある程度グライドスロープに近づいたとき作動するようになっている。また、このモードでは、ピッチ情報は時定数 τ sec でウォッシュアウトされ、定常降下に入ったと考えられる段階においてはコマンドの情報源はグライドスロープ・エラーだけになる。 ϵ_g は正ならばピッチ・アップ、負ならばピッチ・ダウンさせる方向に働く。いまFDCがアプローチ・モードに切り換った瞬間を考えると θ_c は次式のようになる。

$$\theta_c \approx K_{\epsilon_g} \epsilon_g - K_\theta \theta_b \quad (6)$$

通常の飛行では $\epsilon_g > 0$ である。(図8参照)もし $\theta_b = 0$ ならば、(6)式の θ_c が正になり、FDCはピッチ・アップ命令を出してしまう。この現象を避け、かつグライド・スロープに滑らかに乗るように θ_b が加えられている。なお、初期ピッチ・アップをさせないため

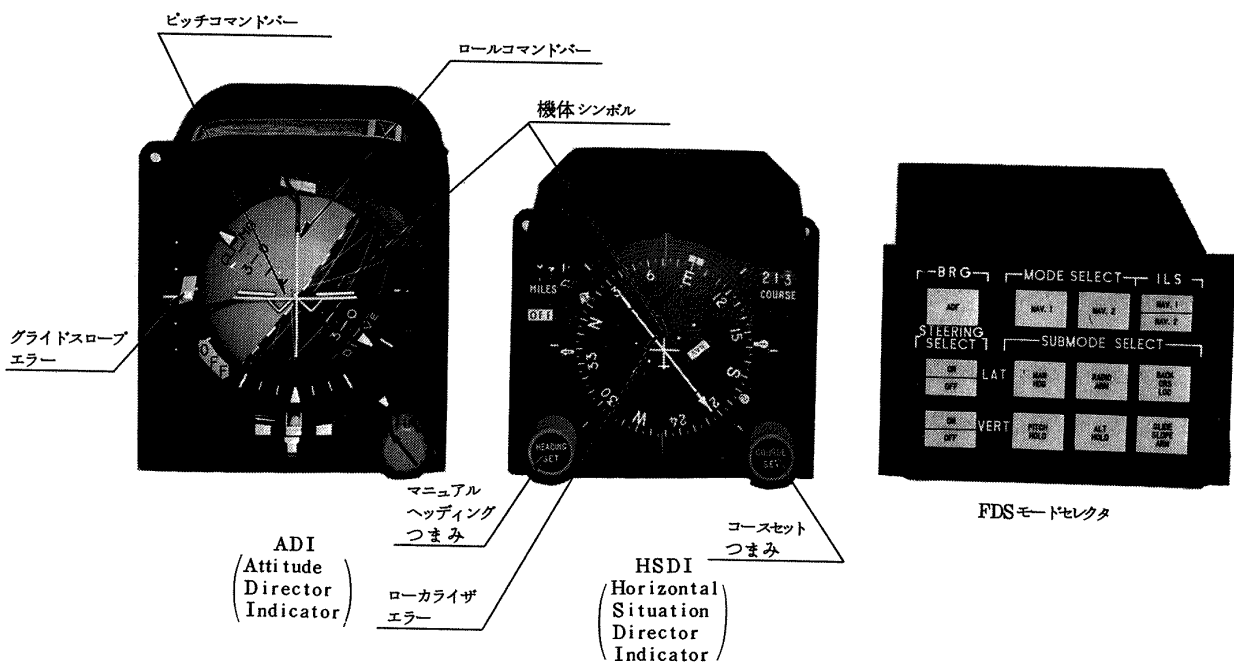


図5 FDSの各表示部

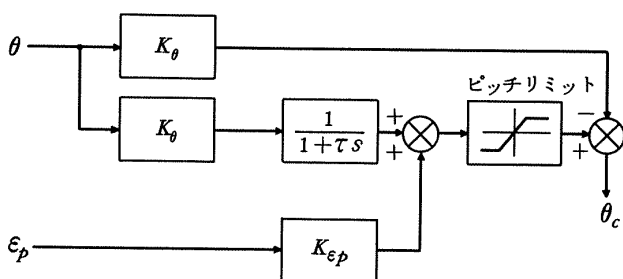


図6 ピッチホールドモードブロック図

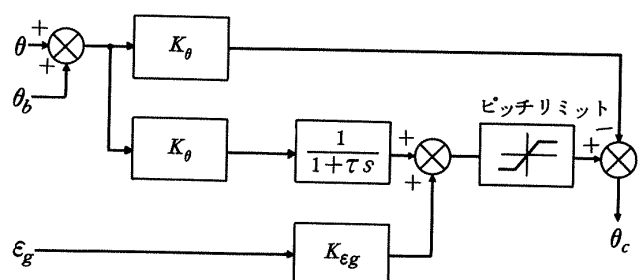


図7 ILSアプローチモード(縦方向)ブロック図

の条件は(6)式より,

$$\theta_b \geq \epsilon_g \frac{K_{\epsilon g}}{K_\phi} \quad (7)$$

である。

マニュアル・ヘッディング・モード (図 9)

$$\phi_c = K_{\epsilon h} \cdot \epsilon_h \left/ \begin{array}{c} \text{バンク} \\ \text{リミット} \end{array} \right. - K_\phi \phi \quad (8)$$

マニュアル・ヘッディング・モードでの可調整パラメータは, K_ϕ , $K_{\epsilon h}$, バンク・リミットの3つである。

VORモード (図 10)

$$\phi_c = (K_\phi \phi - K_{\epsilon_r} \epsilon_r - K_{\epsilon_c} \epsilon_c) \frac{\tau_1 s}{1 + 3\tau_1 s + \tau_1^2 s^2} + K_{\epsilon_r} \epsilon_r$$

$$(K_{\epsilon_c} - K_{1\epsilon_c}) \cdot \epsilon_c \left/ \begin{array}{c} \text{コースカット} \\ \text{リミット} \end{array} \right. + K_{\epsilon_c} \cdot \epsilon_c \left/ \begin{array}{c} \text{バンク} \\ \text{リミット} \end{array} \right. - K_\phi \phi \quad (9)$$

ラジオ・エラー (このモードでは VOR エラー) ϵ_r , およびコース・エラー ϵ_c は図 11 の如くそれぞれ, 目標コースと VOR 局-航空機のなす角, および目標コースと飛行コースとのなす角である。

このモードの可調整パラメータは, K_ϕ , K_{ϵ_c} , $K_{1\epsilon_c}$, K_{ϵ_r} , K_ϕ , K_{ϵ_c} , K_{ϵ_r} , コース・カット・リミット, およびバンク・リミットである。コース・カット・リミットは, 航空機が目標コースに向って進入するとき, 初めは目標コースに対して 45° の角度をなして進入させるようにするため ϵ_r からの成分を制限するように加えられている。これによって VOR コースへの滑らかな進入が容易となる。また 2 次のフィルタはダンピングのために入っている。

ILS アプローチ・モード (横方向) (図 12)

この ILS モードで用いる信号は, VOR モードと同一であり, 回路も類似している。

$$\phi_c = (K_\phi \phi - K_{\epsilon_r} \epsilon_r - K_{\epsilon_c} \epsilon_c) \frac{\tau_1 s}{1 + 3\tau_1 s + \tau_1^2 s^2} + K_{\epsilon_r} \epsilon_r$$

$$- K_{\epsilon_c} \epsilon_c \left/ \begin{array}{c} \text{コースカット} \\ \text{リミット} \end{array} \right. + K_{\epsilon_c} \epsilon_c \left/ \begin{array}{c} \text{バンク} \\ \text{リミット} \end{array} \right. - K_\phi \phi \quad (10)$$

ただし, この場合のラジオ・エラー ϵ_r はローカライ

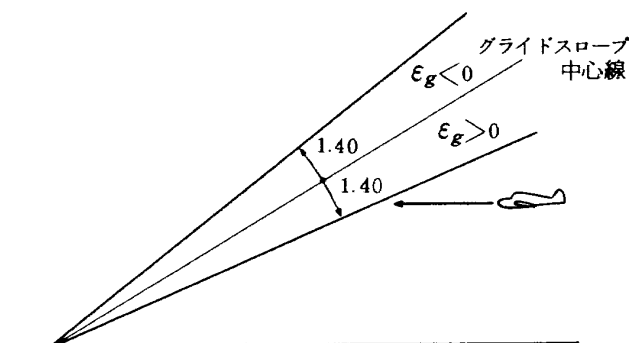


図 8 グライドスロープとグライドスロープエラー

ザ・エラーのことである。また, $i=1$ は ILS モードを表わし, $i=2$ はアプローチ・モードを表わす。それらのフィルタ時定数やゲインは, アウタマーカ附近を境

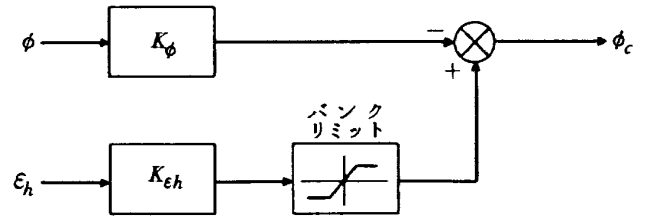


図 9 マニュアル・ヘッディングブロック図

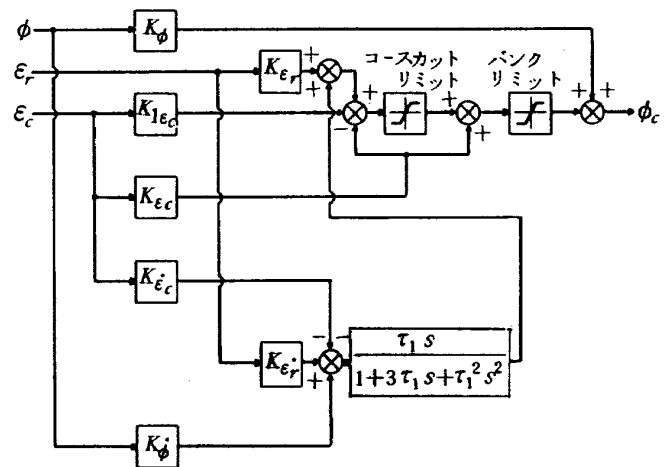


図 10 VORモードブロック図

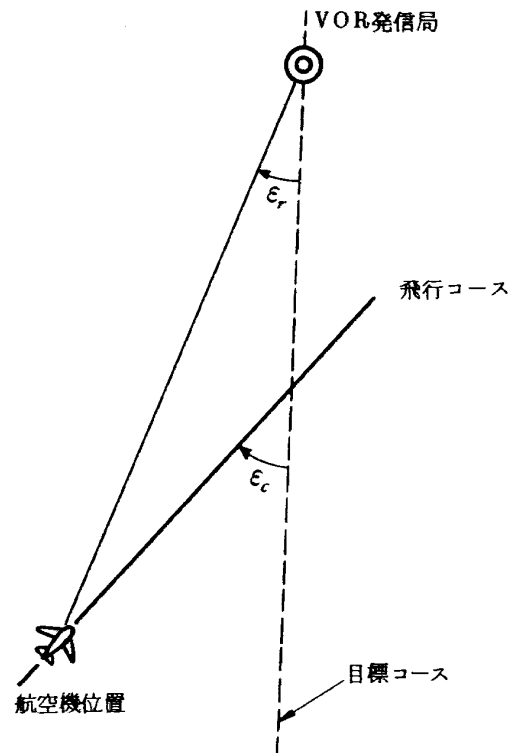


図 11 ラジオエラーとコースエラーの関係

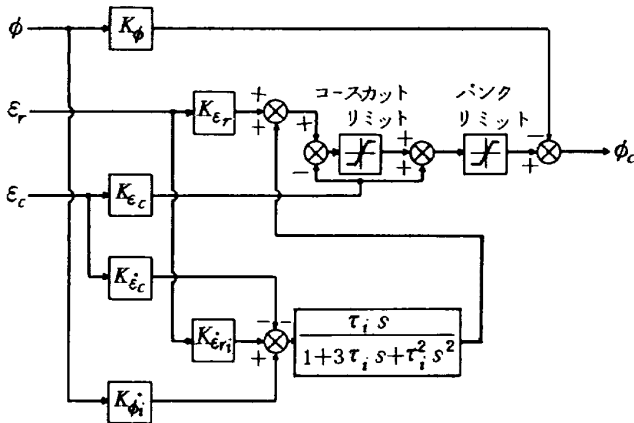


図12 ILSモード(横方向)ブロック図

にして進入途中で切り換えられるようになっている。このモードは、リミット内ではコース・エラーが制御に用いられていないことが特徴である。

このモードで調整可能なパラメータは、 K_ϕ , K_{ϵ_r} , K_{ϵ_c} , K_{ϕ_i} , $K_{\epsilon_{ri}}$, $K_{\epsilon_{ci}}$, τ_i ($i=1, 2$) である。

3.3 パイロット・モデル

本試験では、パイロットもモデルを用い、アナログ計算機でシミュレートした。一般的なパイロットの伝達関数は、(1)式であるが、今回は、試験目的に必要な精度を考えて簡略化し、また、試験を安全側で実施するために、図13の如く、パイロットを不感帯をもつ一次遅れ要素とした。そして、この K_p および T_I を数種類用意して、これらのパラメータの影響も確認した。基本的には

$$K_p = 0.5 \quad (11)$$

$$T_I = 1.0 \quad [\text{sec}] \quad (12)$$

とおいた。横方向のパイロット・モデルにはさらに横方向の釣り合い旋回をするための回路を以下の如くつけ加えた。すなわち δ_c を、図13のモデルによって、 ϕ_c を入力としたときの出力であるとする。このときのパイロットモデルのラダー操作量 δ_{rc} と、エルロン操作量 δ_{ac} としたとき、これらを次式で求めた。

$$\delta_{rc} = a\delta_c + b(\Delta\delta_u) \quad (13)$$

$$\delta_{ac} = c(\delta_{rc} + d\delta_c) \quad (14)$$

ここに $\Delta\delta_u$ は、ラダー・アンバランスであり、次式で定義した。

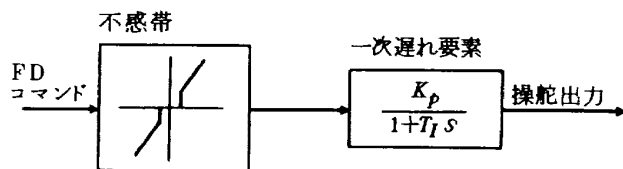


図13 パイロットモデル

$$\Delta\delta_u = \frac{U_0}{g} (\dot{\phi} + \dot{\beta}) - \phi \quad (15)$$

(13), (14)式の如く $\Delta\delta_u$ を δ_{rc} , δ_{ac} についてフィードバックすることによって、あたかも人間パイロットが横滑りしないで旋回に入ってゆくと同じ δ_{rc} , δ_{ac} が創られたことになる。今回の場合、 $a=1$, $b=1.5$, $d=0.5$, $c=0.333$ (巡航時), 0.667 (アプローチ時)とにおいて試験した。

3.4 航空機の運動方程式

今回の試験で塔載の対象とした機体はキングエア機であったが、同型機の空力微係数等のパラメータの入手が遅れたので、類似型の同ビーチクラフト社製65型クインエア機のパラメータを利用して試験した。

縦方向の運動方程式

微小攪乱理論によると、釣り合い点まわりの航空機の縦方向の線形微分方程式は近似的に次式のようなになる。

$$\dot{u} = X_u u + X_\alpha \alpha - g\theta + \Delta T \quad (16)$$

$$\dot{\alpha} = Z_u u + Z_\alpha \alpha + \dot{\theta} + Z_{\delta_e} \delta_e \quad (17)$$

$$\ddot{\theta} = M_u u + M_\alpha \dot{\alpha} + M_q \dot{\theta} + M_{\delta_e} \delta_e \quad (18)$$

ただし、上式においては、 u , θ , ΔT , δ_e が、それぞれ釣り合い点からの機速、迎角、ピッチ角、スラスト、エレベータ角の微小変位であるとしている。今回用いた微係数を表1に示す。⁶⁾

横方向の運動方程式

縦方向と同様に、釣り合い点まわりの横方向の線形微分方程式は近似的に次式のようなになる。

$$\dot{\phi} = L'_p \dot{\phi} + L'_r \dot{\psi} + L'_\beta \beta + L'_{\delta_a} \delta_a + L'_{\delta_r} \delta_r \quad (19)$$

$$\dot{\psi} = N'_p \dot{\phi} + N'_r \dot{\psi} + N'_\beta \beta + N'_{\delta_a} \delta_a + N'_{\delta_r} \delta_r \quad (20)$$

$$U_0 \dot{\beta} = Y_p \dot{\phi} + g\phi - (U_0 - Y_r) \dot{\psi} + Y_\beta \beta + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r \quad (21)$$

ここに $L'_i = [L_i - (J_{xz}/I_x)N_i] / [1 - (J_{xz}^2/I_x I_z)]$
 $N'_i = [N_i - (J_{xz}/I_x)L_i] / [1 - (J_{xz}^2/I_x I_z)]$
 $(i=p, r, \beta, \delta_a, \delta_r)$

である。また、ここでも、 ϕ , ψ , β , δ_a , δ_r は釣り合い点からのロール角、ヨー角、横滑り角、エルロン角、ラダー角の微小変位とする。横方向で用いた微係数を表2に示す。⁷⁾

3.5 操縦系統

縦の操縦系統

本来、操作入力 ΔT と δ_e の2つであるが、パイロット・モデルの簡単化のため、オートスロットルを仮定し、パイロットはエレベータだけを操舵することにした。オートスロットルの特性を、

$$\Delta T = \frac{-K}{1+s} u \quad (22)$$

表1 クインエア機の縦方向動安定微係数

	単位	巡航時	アブローチ時
X_u	m/sec	-0.025	-0.06
X_a	m/deg·sec	0.01	0.035
Z_u	deg/m	-0.18	-0.4
Z_a	1/sec	-1.3	-0.9
Z_{δ_e}	1/sec	-0.75	-0.4
M_a	1/sec	-0.50	-0.3
M_a	1/sec ²	-4.8	-0.9
M_q	1/sec	-2.0	-1.3
M_{δ_e}	1/sec ²	-17	-5.0
U	m/sec	67.0	51.4

表2 クインエア機の横方向動安定微係数

	単位	巡航時	アブローチ時
Y_β	m/sec ²	-10.1	-5.2
$N_{\beta'}$	1/sec ²	3.0	1.8
$N_{r'}$	1/sec	-0.5	-0.25
$N_{p'}$	1/sec	-0.14	-0.3
$L_{\beta'}$	1/sec ²	-8.7	-5.0
$L_{r'}$	1/sec	0.76	1.0
$L_{p'}$	1/sec	-4.0	-2.8
L_{δ_a}	1/sec	10.0	5.7
L_{δ_r}	1/sec ²	-3.0	-1.8
U	m/sec	67.0	51.4

とし、エレベータ特性を

$$\delta_e = \frac{1}{1+0.1s} \delta_{ec} \quad (23)$$

とした。ただし、 δ_{ec} はパイロット操作量である。

横方向操縦系統

横方向の操作入力、 δ_a と δ_r の2つである。FDI からのロール・コマンド ϕ_c に従って、パイロットは航空機が横滑りを起さないようにラダー、エルロンを操舵するわけである。 δ_{ac} 、 δ_{rc} をパイロット操作量とすると、エルロンおよびラダーの応答特性を

$$\delta_a = \frac{1}{1+0.1s} \delta_{ac} \quad (24)$$

$$\delta_r = \frac{1}{1+0.1s} \delta_{rc} \quad (25)$$

とした。

3.6 航空機位置計算およびラジオ信号計算について 縦方向の位置およびグライド・スロープ・エラー計算方式

図14において、目標地点までの航空機の水平距離 x および高度 h は次式で与えられる。

$$x = x_0 + \int_0^t (U \cos \gamma + w_x) dt \quad (26)$$

$$h = h_0 + \int_0^t (U \sin \gamma + w_h) dt \quad (27)$$

ここで、 x_0 、 h_0 は初期値、 w_x 、 w_h は定常風の各方向成分である。

いまの場合 $\gamma = -3^\circ$ であるから次式の如く近似した。

$$x' = x_0 + \int_0^t (U_0 + u + w_x) dt \quad (28)$$

$$h' = h_0 + \int_0^t \left\{ (U_0 + u) \frac{\pi}{180} \gamma + w_h \right\} dt \quad (29)$$

(29)式において γ は degree で計算される。

いっぽうグライド・スロープ・エラー ϵ_g は、

$$\begin{aligned} \epsilon_g &= K (3 - \tan^{-1} \frac{h}{x}) \quad (\text{deg}) \\ &\approx K (3 - \frac{180}{\pi} \frac{h}{x}) \end{aligned} \quad (30)$$

で計算される。

ただし、 $K = 214 \text{ (mV/deg)}$ (31)

である。

横方向の位置およびラジオ信号計算

図15において、両方向の発信局までの距離は次式で与えられる。

$$x = x_0 + \int_0^t \{U_0 + V_w \cos(\gamma_w - \phi)\} \cos \epsilon_c dt \quad (32)$$

$$y = y_0 + \int_0^t \{U_0 + V_w \cos(\gamma_w - \phi)\} \sin \epsilon_c dt \quad (33)$$

ここに

$$\epsilon_c = \phi + \beta + \beta_w \quad (34)$$

$$A_w = \frac{V_w \sin(\gamma_w - \phi)}{U_0 + V_w \cos(\gamma_w - \phi)} \quad (\text{図16参照}) \quad (35)$$

である。

ラジオ信号エラーは

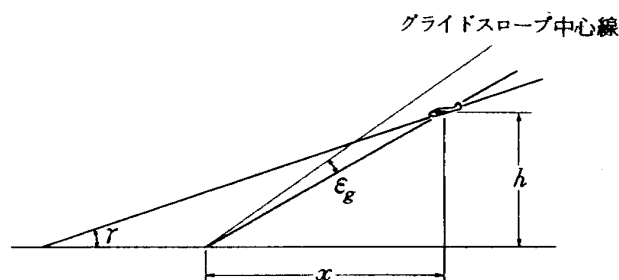


図14 縦方向位置

$$\varepsilon_r = K \tan^{-1} \frac{y}{x} \quad (36)$$

で計算できる。ただしゲインは VOR と ILS で異なり、

$$K = \begin{cases} 15 \text{ (mV/deg)} & (\text{VOR}) \\ 60 \text{ (mV/deg)} & (\text{ILS}) \end{cases} \quad (37)$$

である。

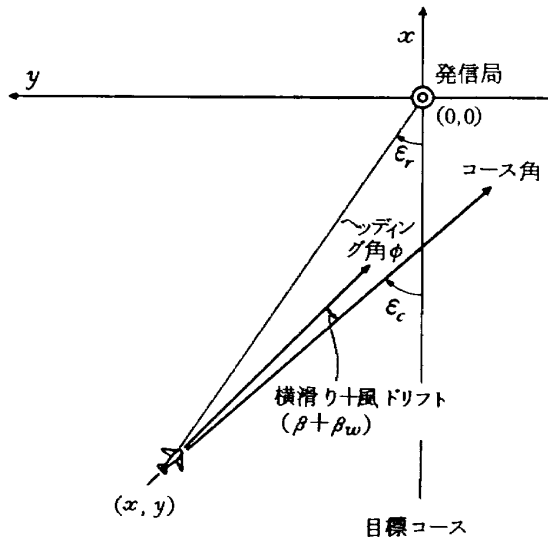


図 15 横方向位置

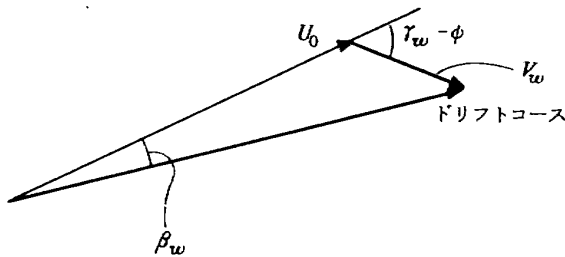


図 16 風ドリフト

4. 試験結果

前章で示した各モードに関して、FDC のパラメータおよびパイロット・モデルのパラメータを変化させたときの飛行経路や機体運動の相違についてのデータを取得した。これらのデータから最も望ましいパラメータを決定した。パラメータの最適性の検討において考慮した点は、できるだけ滑らかに、また早く所定の経路に入り得ること、およびダッチロールなどの不必要な振動が生じないことなどである。

以下に各モードについての結果を、データ例と共にまとめて示す。

4.1 ILS アプローチ・モード (縦方向)

可調整パラメータのうち、 K_θ は他のパラメータの基

準になる値であり、実機試験で決められた値

$$K_\theta = 0.12 \text{ [V/deg]}$$

に固定した。ただし ADI のコマンドバーの変位ゲインは、フルスケール (7/8 inch) に対して 2.2 V 必要である。

図 17.1 ~ 図 17.7 に K_{ε_g} と θ_b を変えたときの機体運動等の相違を示す。これから明らかなことは、 K_{ε_g} が小さいとパイロットの不感帯により十分な制御ができない (図 17.1, 図 17.2), いっぽう K_{ε_g} が大きいと空港に近づくほどグライド・スローブ中心線からの距離に対するゲインが大きくなることから不安定な制御になることである。このことは、空港の近くから進入したとき (図 17.6, 図 17.7) や空港の近くで外乱を受けたとき (図 17.4, 図 17.5) にはっきりする。また、 θ_b は K_{ε_g} とも関係があるが、 θ_b が小であると初期ピッチ・ダウンが少なすぎるし、 θ_b が大であると逆に初期ピッチ・ダウンが 3° 以上になってしまう。τ は大きい程よい制御ができるが、15 sec 以上であれば大差はなかった。なお、グライド・スローブ中心線に到達するまでの時間は、 $K_{\varepsilon_g} = 12 \text{ V/V}$, $\theta_b = 3^\circ$ の場合で約 45 sec, $K_{\varepsilon_g} = 20 \text{ V/V}$, $\theta_b = 4^\circ$ の場合で約 30 sec であった。

以上の検討により決定したパラメータは以下のとおりである。

$$K_{\varepsilon_g} = 20 \text{ [V/V]}$$

$$\theta_b = 4 \text{ [deg]}$$

$$\tau = 15 \text{ [sec]}$$

4.2 ピッチ・ホールド・モード

可調整パラメータ K_θ , τ, K_{ε_p} の 3 つのうち前 2 者は ILS アプローチ・モードで求めたのでその確認だけでよく、 K_{ε_p} だけを決定した。図 18.1 ~ 図 18.5 より K_{ε_p} の影響はあまり大きくないことがわかったが

$$K_{\varepsilon_p} = 0.06 \text{ [V/deg]}$$

とした。

4.3 マニュアル・ヘッディング・モード

可調整パラメータ K_ϕ , K_{ε_h} , バンク・リミットのうち、 K_ϕ は K_θ と同様あらかじめ決まった値を利用した。

$$K_\phi = 0.045 \text{ [V/deg]}$$

ただし、ADI のコマンドバーのゲインは、フルスケール (7/8 inch) に対して 2.2 V 必要となっている。

バンク・リミットは、旋回時のバンク角を決めるパラメータである。今回は、バンク・リミットとして、 20° , 25° , 30° の 3 種類を選んで検討した。

図 19.1 ~ 図 19.7 に K_{ε_h} の効果を比較した例を示す。これから、 K_{ε_h} が小さすぎると一定バンク角で旋回することがなく、また K_{ε_h} が大きいと、いわゆるパンパン型

になる、さらに K_{ϵ_h} が大きすぎると ϕ が多少不安定になることがわかる。

つぎに、パイロット・モデルのパラメータの変動の影響の例を図 19.8, 図 19.9 に示す。これから、遅れが小さく、ゲインの比較的小さなパイロットの方がよい結果を与えることがわかるが、基本的に大差はない。

なお、 360° 旋回に要する時間は、バンク・リミット 20° で約 3 分、バンク・リミット 30° で 2 分弱であった。決定されたゲインは

$$\text{バンク・リミット} = 30 \text{ [deg]}$$

$$K_{\epsilon_h} = 0.07 \text{ [V/deg]}$$

である。

4.4 VORモード

このモードの加調整パラメータは、 K_ϕ , K_{ϵ_c} , $K_{1\epsilon_c}$, K_{ϵ_r} , $K_{\dot{\epsilon}_r}$, $K_{\dot{\epsilon}_c}$, $K_{\dot{\epsilon}_r}$, τ_1 , コース・カット・リミット, バンク・リミットである。このうち、 K_ϕ はマニュアル・ヘディング・モードと同じ値とし、バンク・リミットも 30° と固定して調べた。また、コース・カット・リミットは、希望コースに進入する際の横断角であるが、これも 45° として固定して試験をおこなった。VOR 発信局からの距離は 20 km ~ 100 km の間にとった。そのデータを図 20.1 ~ 図 20.13 に示す。一般的にこのモードでは FDC パラメータの変化は、パイロット作業にはあまり影響しないで航路に影響することがわかった。ふつうラジオ信号とコース信号の 2 つを利用して ϕ_c を計算しているが、コース信号に対する重みが K_{ϵ_c} , $K_{1\epsilon_c}$ で決定される。この K_{ϵ_c} , $K_{1\epsilon_c}$ の変化に対する航路の変動の様子を図 20.1 に示す。また、 K_{ϵ_r} の航路におよぼす影響を図 20.2 に示す。同様に、 $K_{\dot{\epsilon}_c}$, $K_{\dot{\epsilon}_r}$ が航路におよぼす影響を、それぞれ図 20.3, 図 20.4 に示す。さらに初期位置と進入角の相違が航路におよぼす影響を図 20.5 に示す。

時定数 τ_1 については、これを半分にしてみるとダッチロールの影響があらわれることがわかった。また、横風がある場合には、図 20.6, 7 のようにヘディング・エラー、ラジオ・エラーともにオフセットをもったまま飛行してしまうこともわかる。これは、ILS モードとは異なって最後までコース信号を用いているためである。パイロット・モデルのパラメータはほとんど航路に影響をおよぼさなかった。しかし、図 20.8 ~ 11 に示すようにバンク安定性はパイロット・ゲインに影響されることがわかった。

決定されたパラメータは次のとおりである。

$$K_{\epsilon_c} = 0.1 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{1\epsilon_c} = 0.02 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{\dot{\epsilon}_c} = 0.04 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{\epsilon_r} = 16 \text{ [V/V]}$$

$$K_{\dot{\epsilon}_r} = 24.2 \text{ [V/V]}$$

$$K_{\dot{\phi}} = 0.024 \text{ [V/deg]}$$

$$\tau_1 = 10 \text{ [sec]}$$

4.5 ILSアプローチモード（横方向）

このモードでは、可調整パラメータは、 K_ϕ , K_{ϵ_r} , K_{ϵ_c} , $K_{\dot{\phi}_1}$, $K_{\dot{\phi}_2}$, $K_{\dot{\epsilon}_{r1}}$, $K_{\dot{\epsilon}_{r2}}$, $K_{\dot{\epsilon}_{c1}}$, $K_{\dot{\epsilon}_{c2}}$, τ_2 であるが、それらのパラメータの影響を主に航路の変化によって調べた。この場合、空港から 10 km ~ 40 km でローカライザ・ビームをキャプチャすることを仮定した。図 21.1 ~ 図 21.4 にパラメータの影響の例を示す。それらの結果を表 3 にまとめた。

表 3 ILSアプローチモード（横方向）
FDC パラメータの影響

		パイロット 作業量	オーバー シュート	ビーム・センタ 到達時間
K_{ϵ_r}	大	大	大	小
	小	小	小	大
$K_{\dot{\epsilon}_r}$	大	大	小	小
	小	小	大	大
$K_{\dot{\epsilon}_c}$	大	小	大	大
	小	大	小	小
$K_{\dot{\phi}}$	大	大	/	
	小	小		

また、図 21.5, 図 21.6 の比較によって、横風のある状態で着陸するときは、風の強さに対応してクラブ角をとり、ラジオ・エラー ϵ_r が零になるようにして降りることがわかる。

さらに、パイロット・モデルの変化の影響を図 21.7 ~ 図 21.9 に示す。なお、ビーム・キャプチャからビームに乗るまでの時間は 30 sec ~ 90 sec であった。

決定されたパラメータは以下のとおりである。

$$K_{\dot{\phi}_1} = 0.01 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{\dot{\phi}_2} = 0.008 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{\epsilon_r} = 7.5 \text{ [V/V]}$$

$$K_{\dot{\epsilon}_{r1}} = 10 \text{ [V/V]}$$

$$K_{\dot{\epsilon}_{r2}} = 20 \text{ [V/V]}$$

$$K_{\epsilon_c} = 0.1 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{\dot{\epsilon}_{c1}} = 0.041 \text{ [V/deg]}$$

$$K_{\dot{\epsilon}_{c2}} = 0.03 \text{ [V/deg]}$$

$$\tau_2 = 15 \text{ [sec]}$$

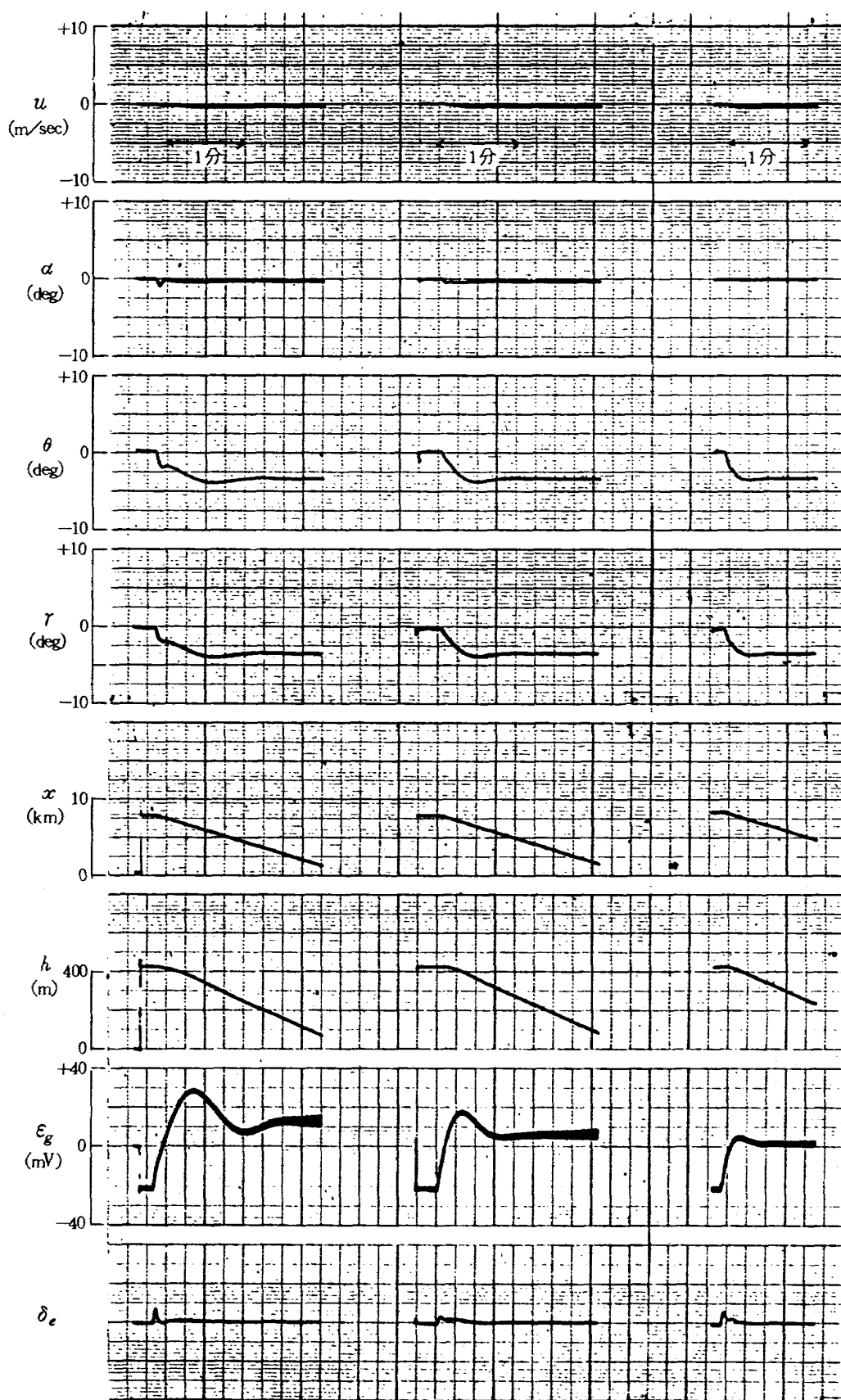


図 17.1 ILS アプローチ (縦方向)

図 17.2 同左

図 17.3 同左

$$\theta_b = 3 \text{ [deg]}$$

$$K_{\varepsilon g} = 6 \text{ [V/V]}$$

$$\theta_b = 3 \text{ [deg]}$$

$$K_{\varepsilon g} = 12 \text{ [V/V]}$$

$$\theta_b = 4 \text{ [deg]}$$

$$K_{\varepsilon g} = 20 \text{ [V/V]}$$

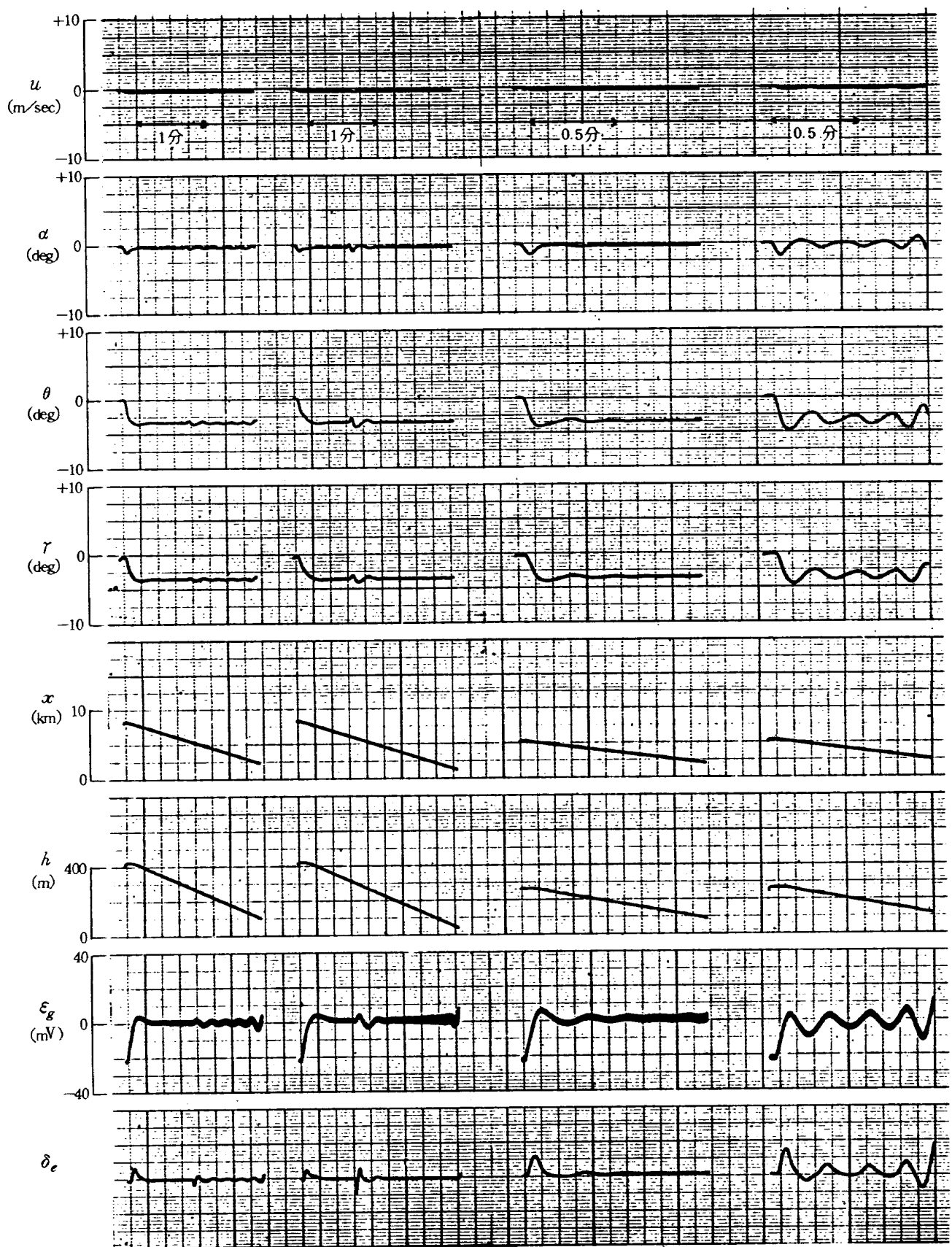


図 17.4 ILS アプローチ (縦方向)

$\theta_b = 4$ [deg]
 $K_{\epsilon g} = 25$ [V/V]
 $x = 8$ [km]

図 17.5 同左

$\theta_b = 4$ [deg]
 $K_{\epsilon g} = 20$ [V/V]
 $x = 8$ [km]

図 17.6 同左

$\theta_b = 4$ [deg]
 $K_{\epsilon g} = 20$ [V/V]
 $x = 5$ [km]

図 17.7 同左

$\theta_b = 4$ [deg]
 $K_{\epsilon g} = 25$ [V/V]
 $x = 5$ [km]

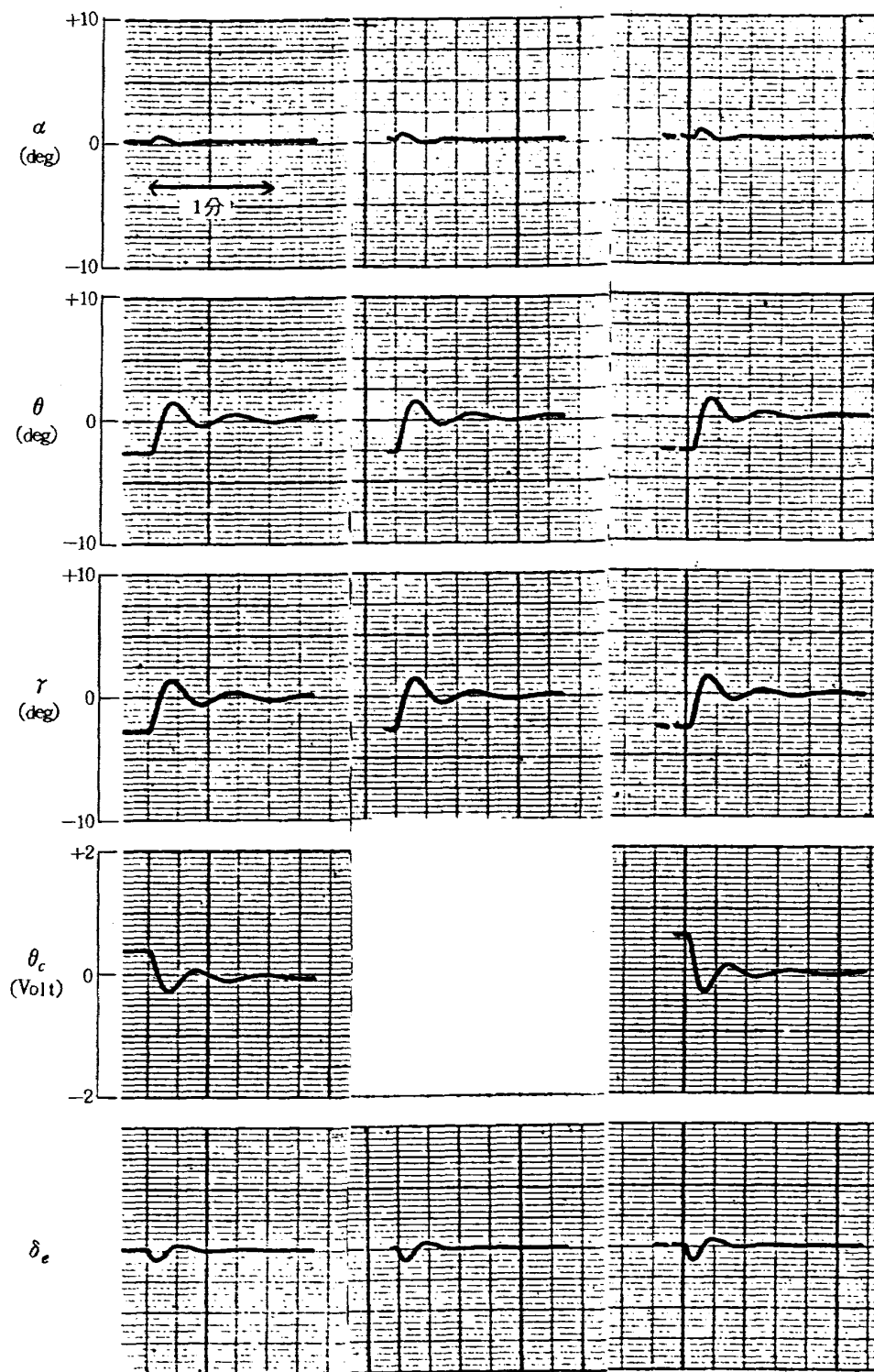


図 18.1 ピッチホールドモード 図 18.2 同左

$$K_{\epsilon p} = 0.03 [\text{V/deg}]$$

$$\tau = 15 [\text{sec}]$$

図 18.2 同左

$$K_{\epsilon p} = 0.06 [\text{V/deg}]$$

$$\tau = 15 [\text{sec}]$$

図 18.3 同左

$$K_{\epsilon p} = 0.1 [\text{V/deg}]$$

$$\tau = 15 [\text{sec}]$$

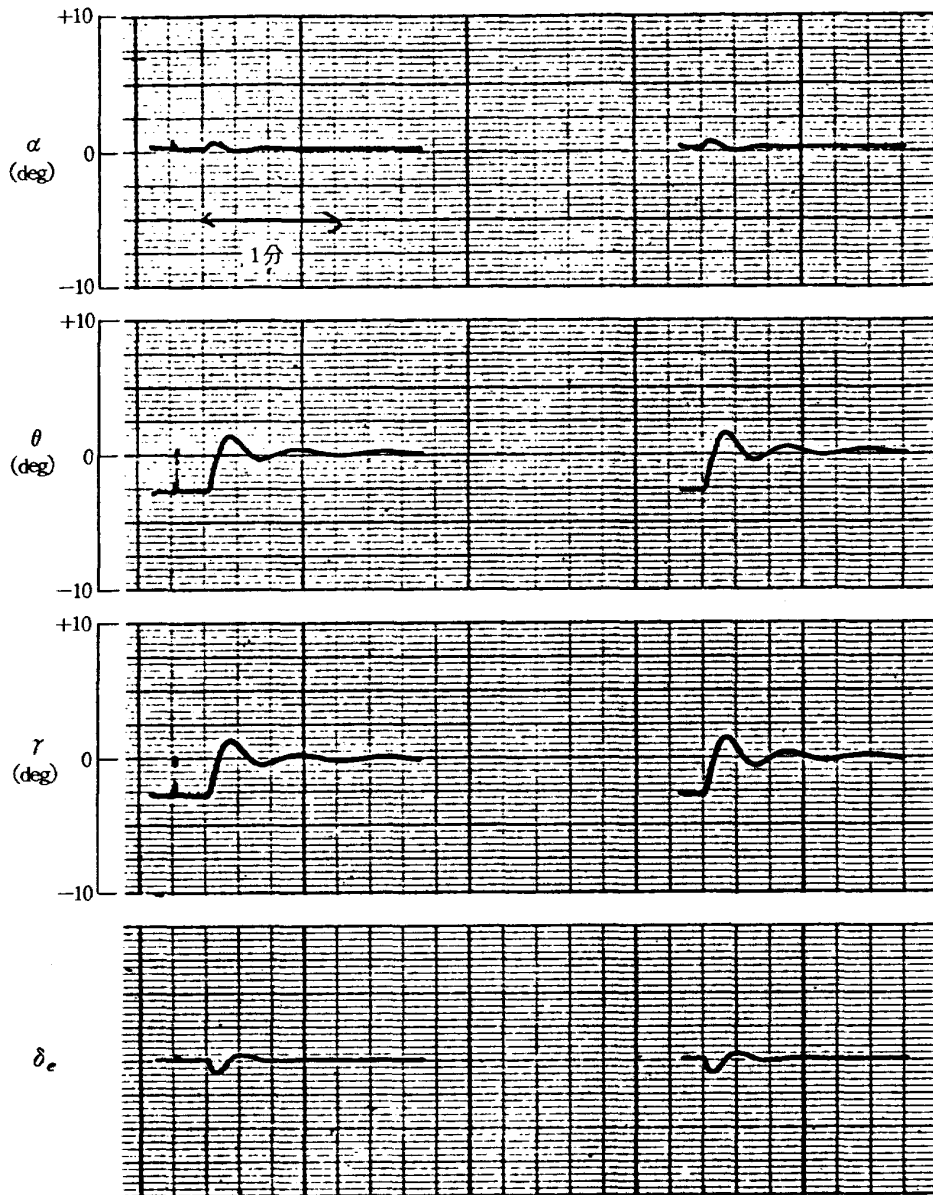


図 18.4 ピッチホールドモード

$$K_{\epsilon p} = 0.06 [\text{V/deg}]$$

$$\tau = 10 [\text{sec}]$$

図 18.5 同左

$$K_{\epsilon p} = 0.06 [\text{V/deg}]$$

$$\tau = 20 [\text{sec}]$$

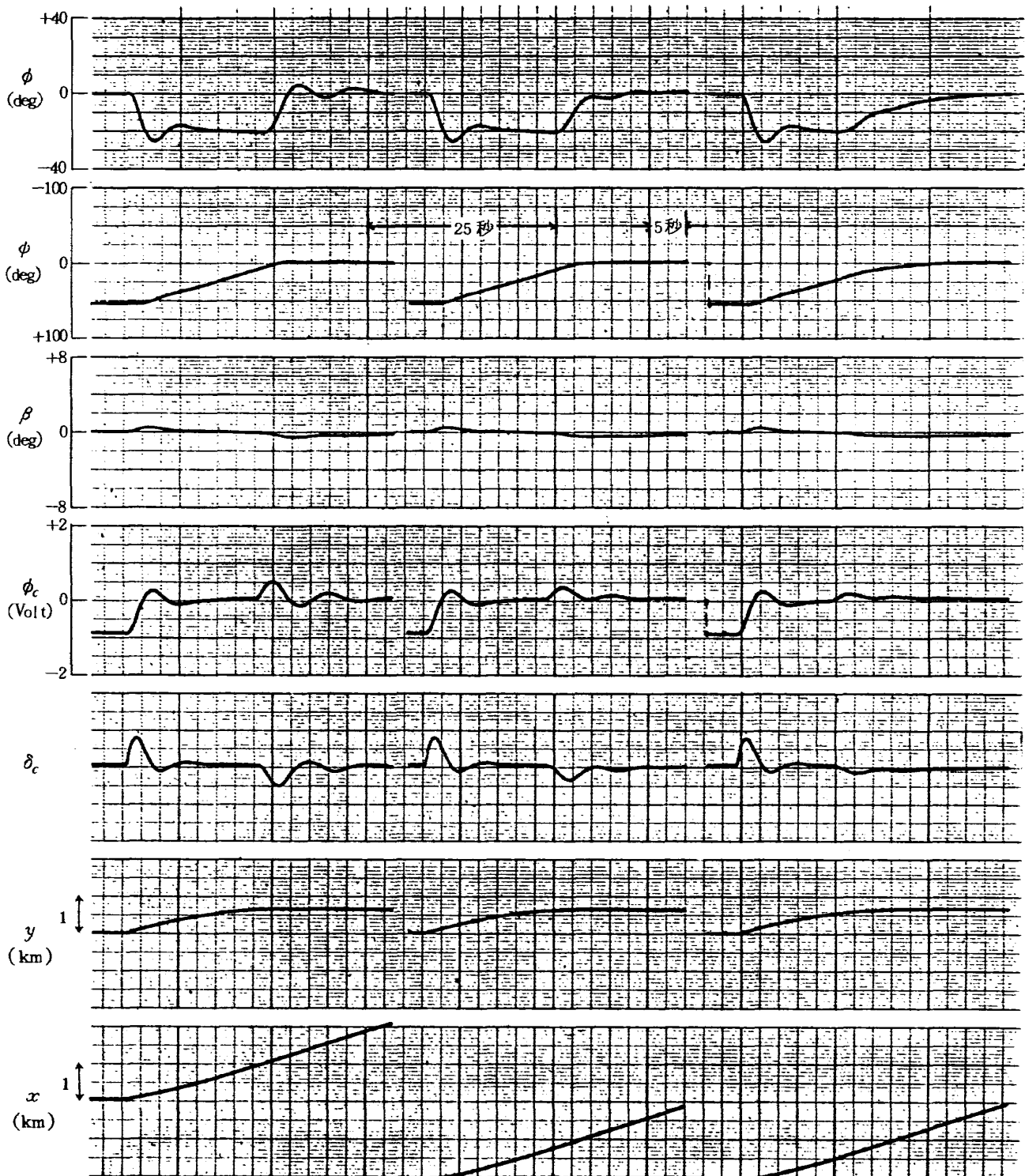


図 19.1 マニュアルヘッディングモード

$$K_{\epsilon h} = 0.12 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 20 [deg]

図 19.2 同左

$$K_{\epsilon h} = 0.08 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 20 [deg]

図 19.3 同左

$$K_{\epsilon h} = 0.04 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 20 [deg]

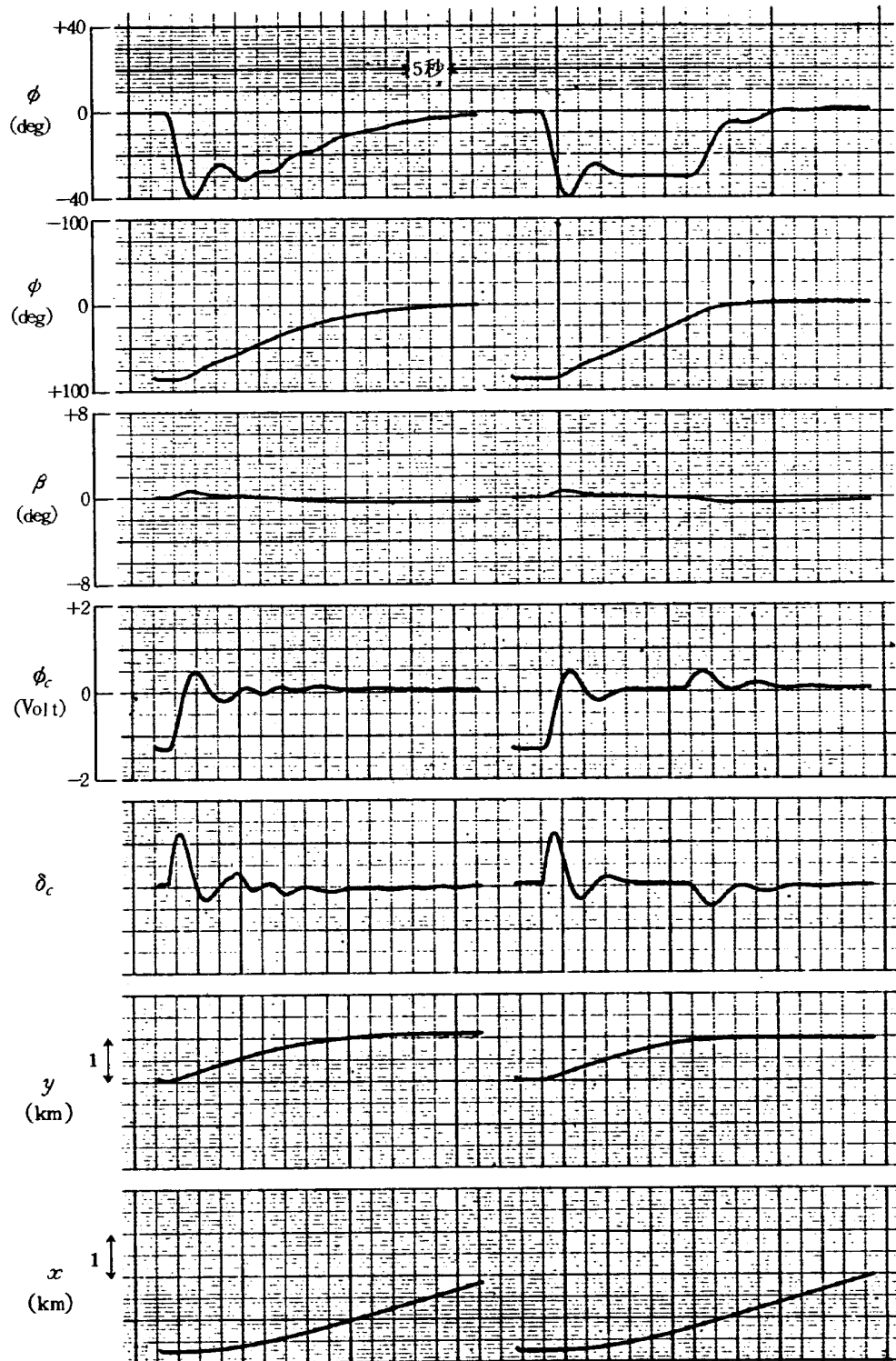


図 19.4 マニュアルヘッディングモード

$$K_{\epsilon_h} = 0.03 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 30[deg]

図 19.5 同左

$$K_{\epsilon_h} = 0.05 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 30[deg]

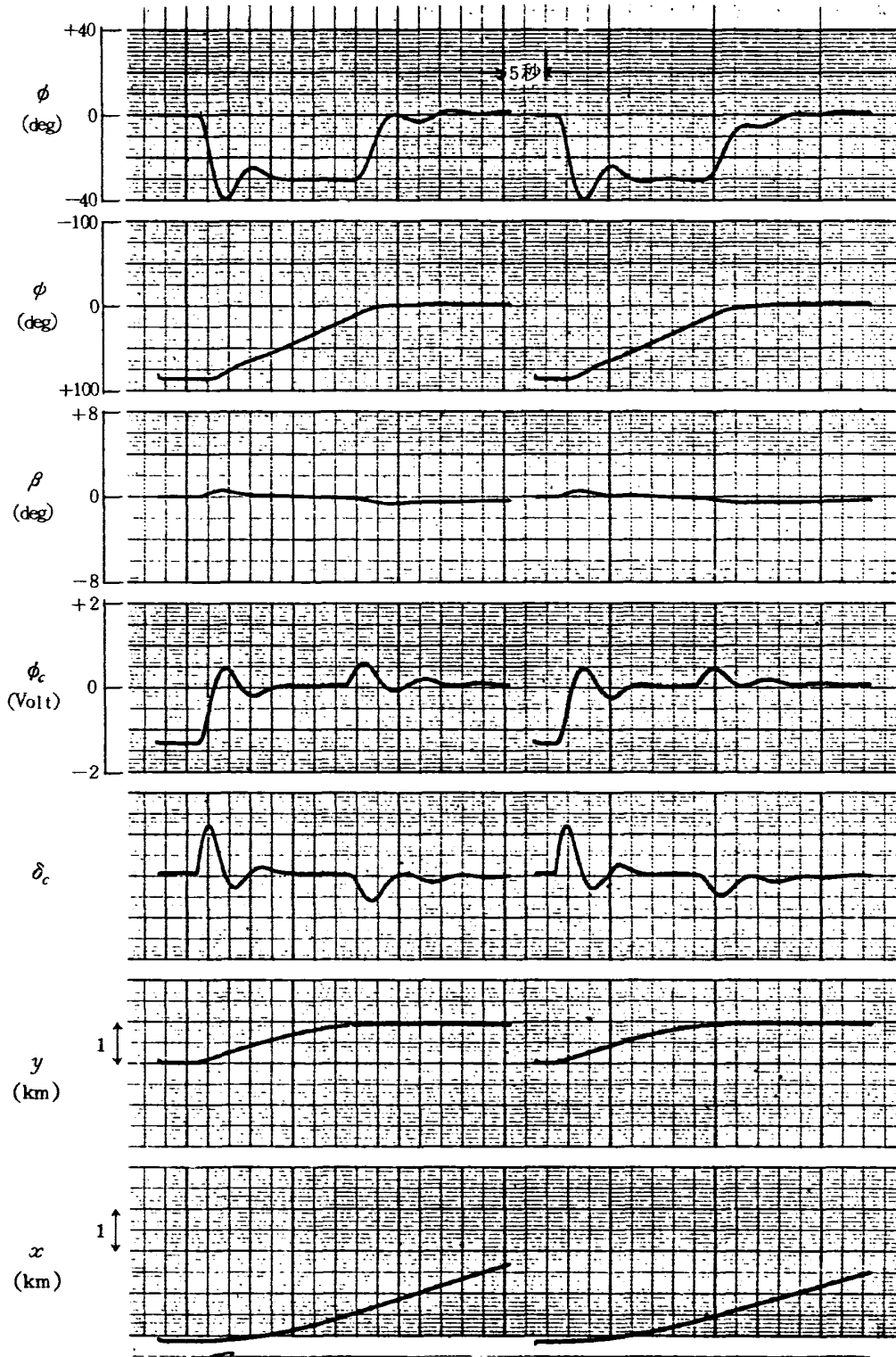


図 19.6 マニュアルヘディングモード

$$K_{\epsilon h} = 0.09 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 30[deg]

図 19.7 同左

$$K_{\epsilon h} = 0.07 \text{ [V/deg]}$$

バンクリミット 30[deg]

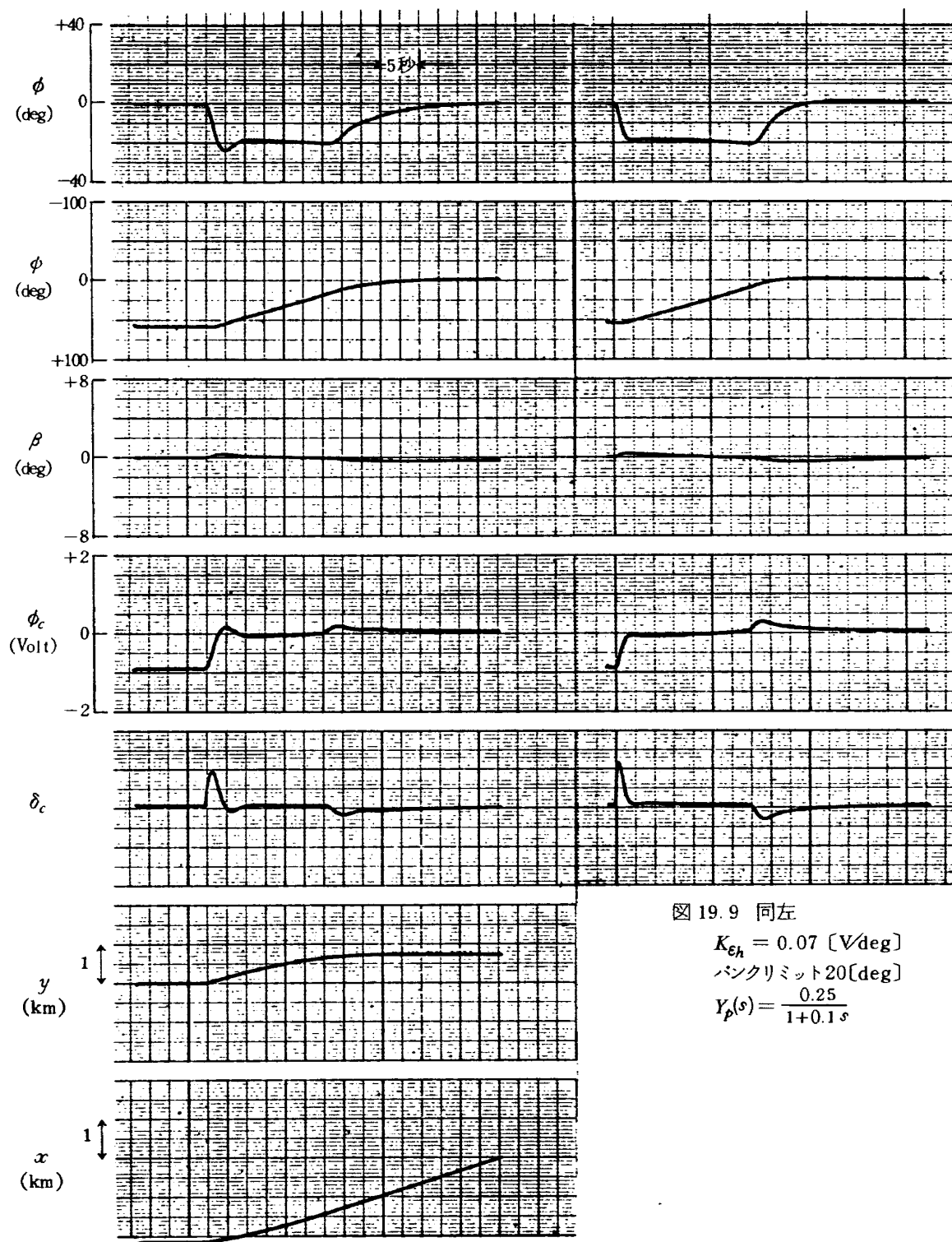


図 19.8 マニュアルヘッディングモード

$$K_{\epsilon h} = 0.07 \text{ [V/deg]}$$

パンクリミット 20 [deg]

$$Y_p(s) = \frac{0.25}{1+0.5s}$$

図 19.9 同左

$$K_{\epsilon h} = 0.07 \text{ [V/deg]}$$

パンクリミット 20 [deg]

$$Y_p(s) = \frac{0.25}{1+0.1s}$$

- (1) $K_{\epsilon_c} = 0.1 \text{ (V/deg)}$
 $K_{1\epsilon_c} = 0.015 \text{ (V/deg)}$
- (2) $K_{\epsilon_c} = 0.1 \text{ (V/deg)}$
 $K_{1\epsilon_c} = 0.02 \text{ (V/deg)}$
- (3) $K_{\epsilon_c} = 0.1 \text{ (V/deg)}$
 $K_{1\epsilon_c} = 0.03 \text{ (V/deg)}$

- (1) $K_{\epsilon_r} = 25 \text{ (V/V)}$
- (2) $K_{\epsilon_r} = 16 \text{ (V/V)}$
- (3) $K_{\epsilon_r} = 13 \text{ (V/V)}$
- (4) $K_{\epsilon_r} = 10 \text{ (V/V)}$

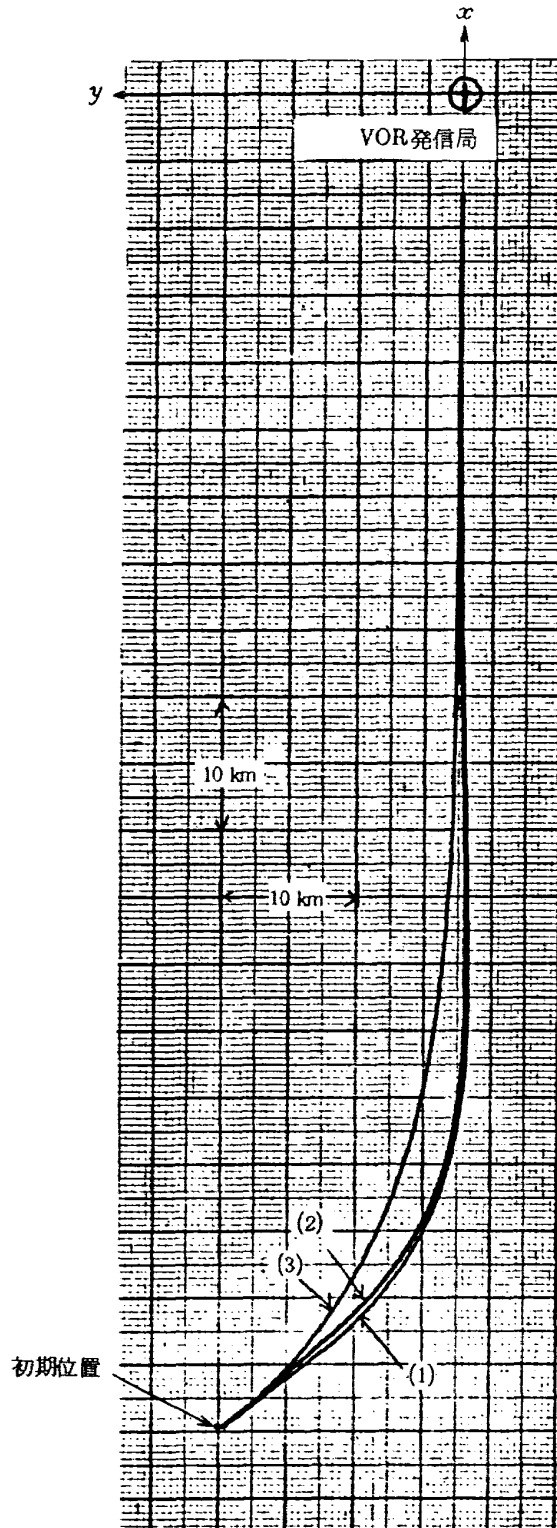


図 20.1 VOR モード

コースゲインの変化が航路におよぼす影響

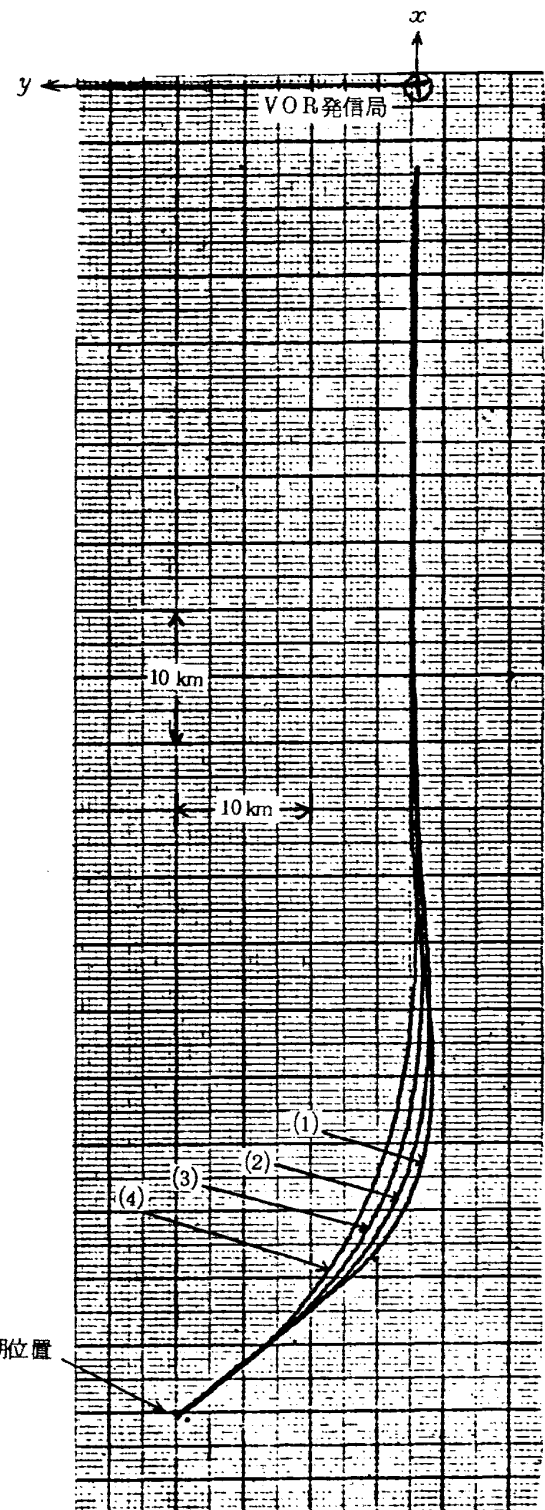


図 20.2 VOR モード

ラジオ・ゲインの変化が航路におよぼす影響

$$(1) \quad K_{\dot{\epsilon}_c}^* = 0.1 \quad (\text{V/deg})$$

$$(2) \quad K_{\dot{\epsilon}_c}^* = 0.076 (\text{V/deg})$$

$$(3) \quad K_{\dot{\epsilon}_c}^* = 0.04 (\text{V/deg})$$

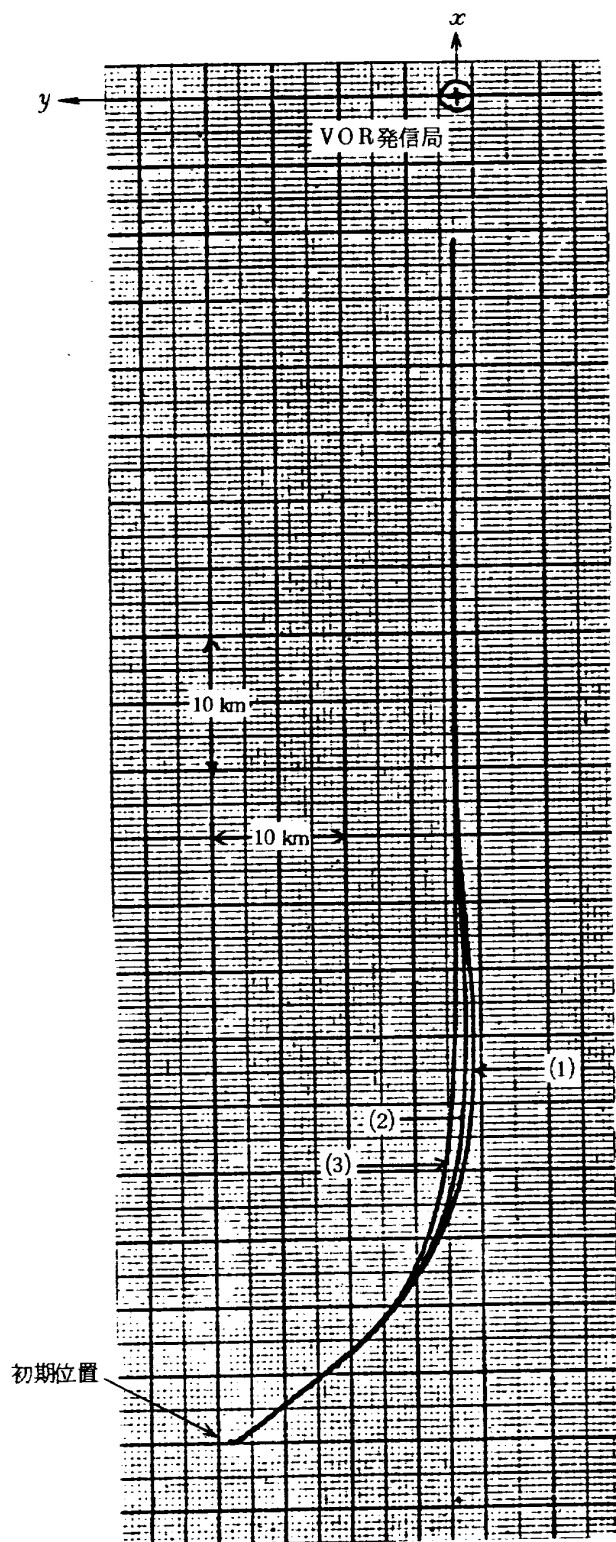


図 20.3 VOR モード

コース・レート・ゲインの変化が航路におよぼす影響

$$(1) \quad K_{\dot{\epsilon}_r} = 15 \quad (\text{V/V})$$

$$(2) \quad K_{\dot{\epsilon}_r} = 24.2 (\text{V/V})$$

$$(3) \quad K_{\dot{\epsilon}_r} = 40 \quad (\text{V/V})$$

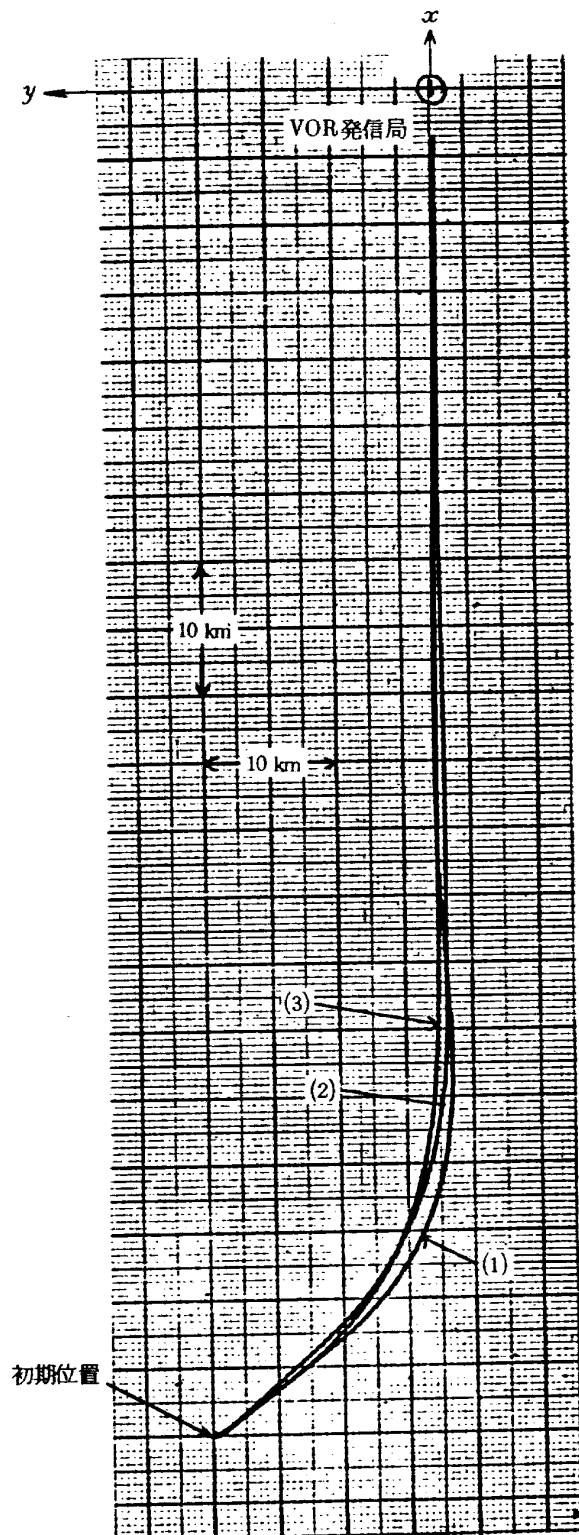
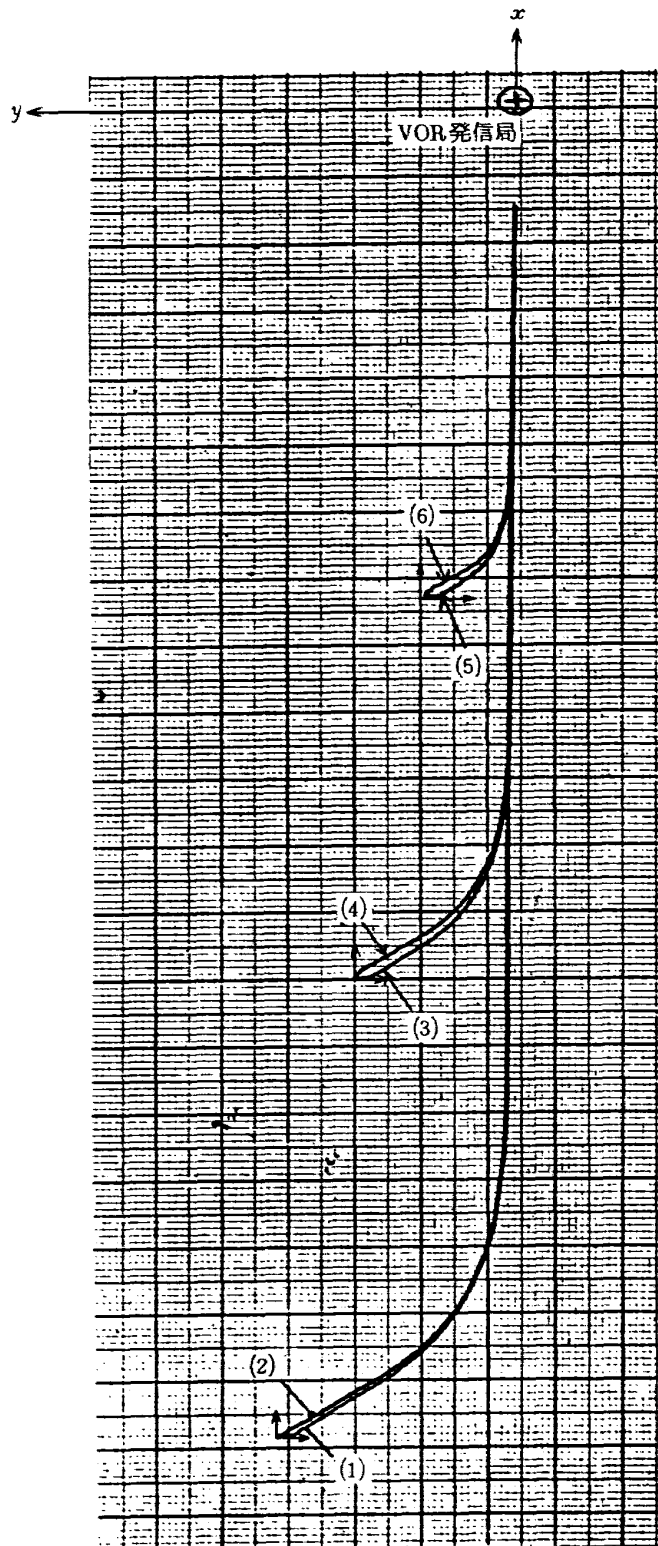


図 20.4 VOR モード

ラジオ・レート・ゲインの変化が航路におよぼす影響



- (1) $y = 100$ [km]
進入角 90 [deg]
- (2) $y = 100$ [km]
進入角 30 [deg]
- (3) $y = 65$ [km]
進入角 90 [deg]
- (4) $y = 65$ [km]
進入角 0 [deg]
- (5) $y = 40$ [km]
進入角 90 [deg]
- (6) $y = 40$ [km]
進入角 0 [deg]

図 20.5 VOR モード

初期位置と進入角の影響

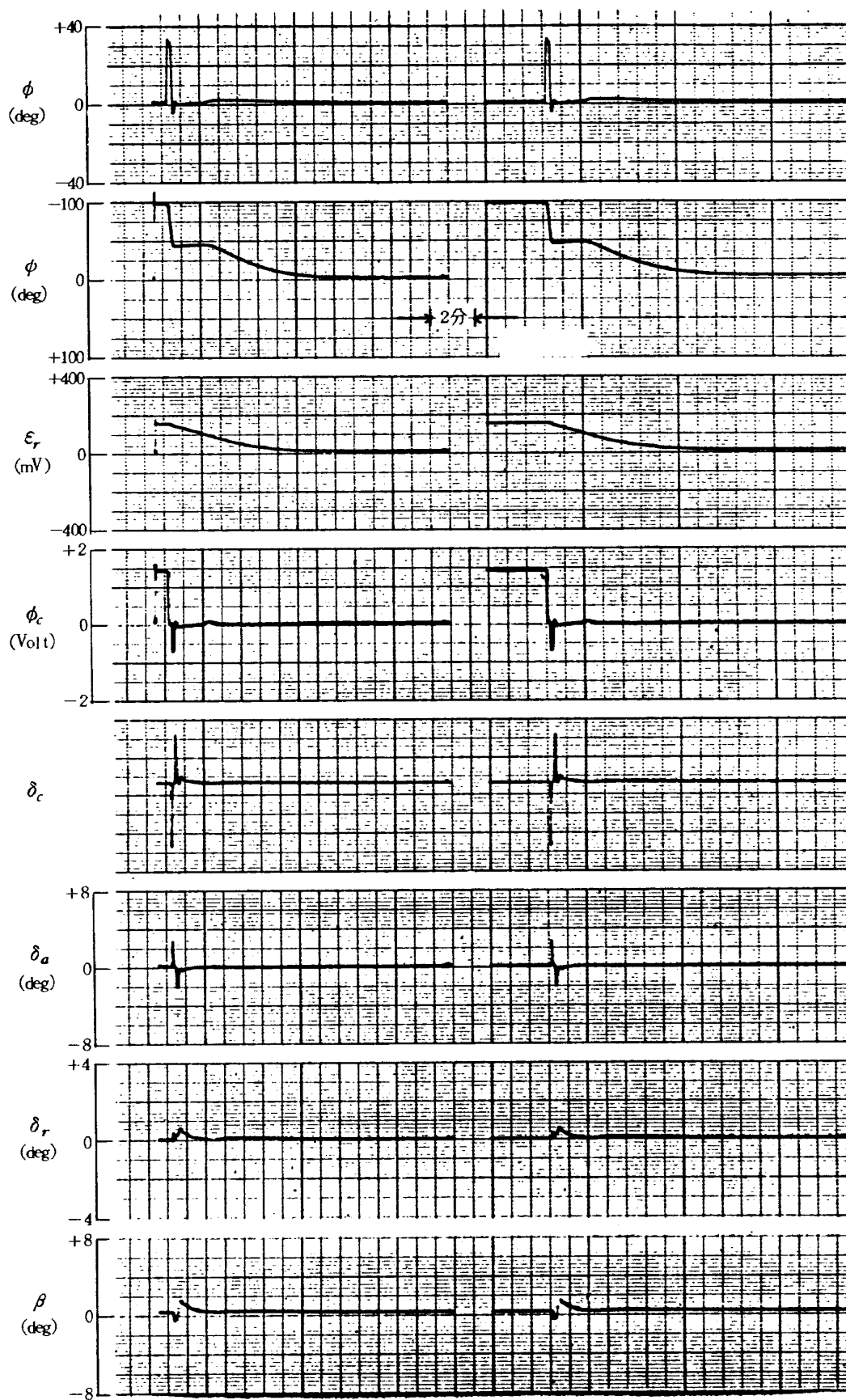


図 20.6 VORモード
風の影響
風なし

図 20.7 同左
横風 40 [kt]

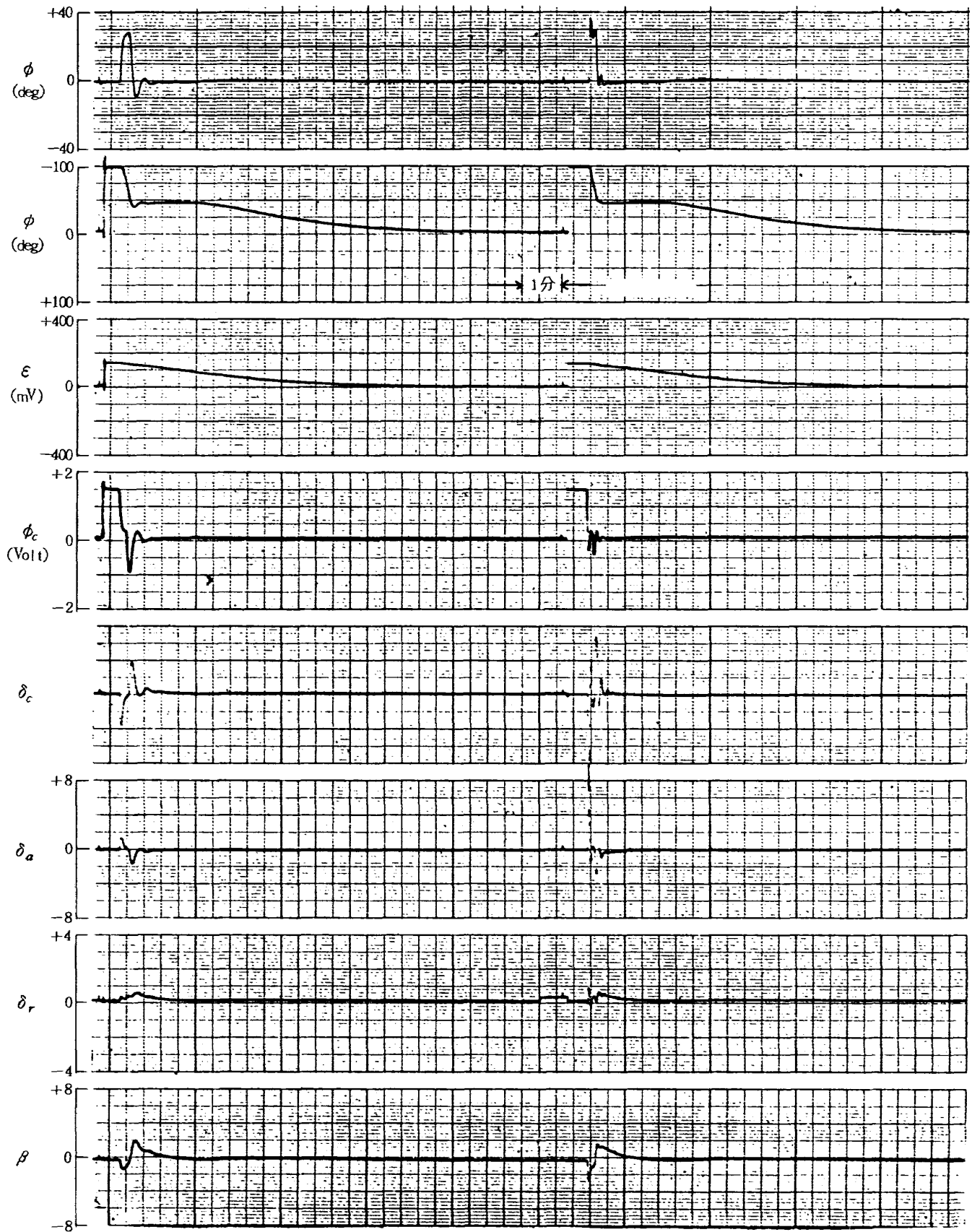


図 20.8 VOR モード, パイロットモデルの影響

$$Y_p(s) = \frac{0.2}{s+1}$$

図 20.9 同左

$$Y_p(s) = \frac{0.8}{s+1}$$

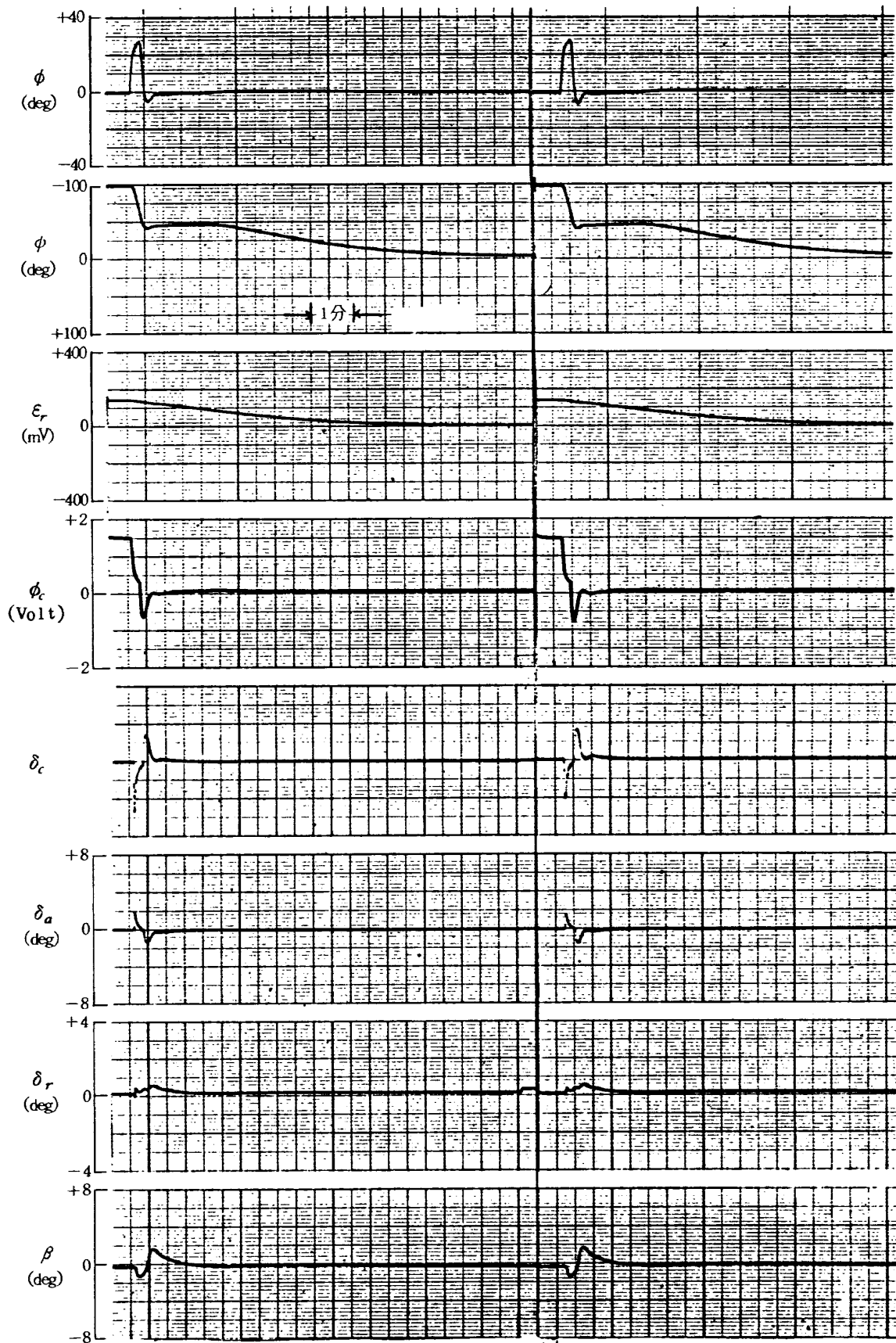


図 20.10 VOR モード, パイロットモデルの影響

$$Y_p(s) = \frac{0.2}{1+0.1s}$$

図 20.11 同左

$$Y_p(s) = \frac{0.2}{1+0.5s}$$

$$(1) K_{\dot{\epsilon}_{r1}} = 5 \text{ (V/V)}$$

$$(2) K_{\dot{\epsilon}_{r1}} = 10 \text{ (V/V)}$$

$$(3) K_{\dot{\epsilon}_{r1}} = 20 \text{ (V/V)}$$

$$(1) K_{\dot{\epsilon}_c} = 0.02 \text{ (V/deg)}$$

$$(2) K_{\dot{\epsilon}_c} = 0.0041 \text{ (V/deg)}$$

$$(3) K_{\dot{\epsilon}_c} = 0.08 \text{ (V/deg)}$$

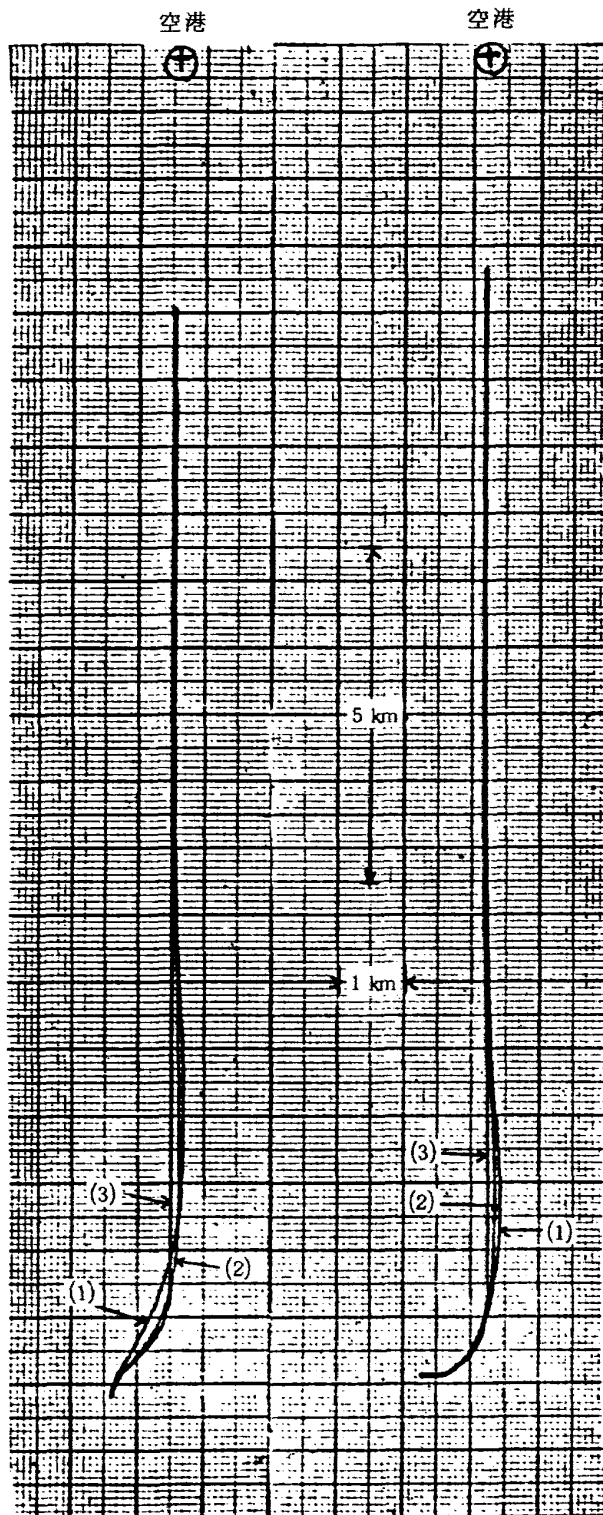


図 21.1 ILS アプローチモード (横方向) $K_{\dot{\epsilon}_n}$ の影響
進入角 0 [deg] 進入角 90 [deg]

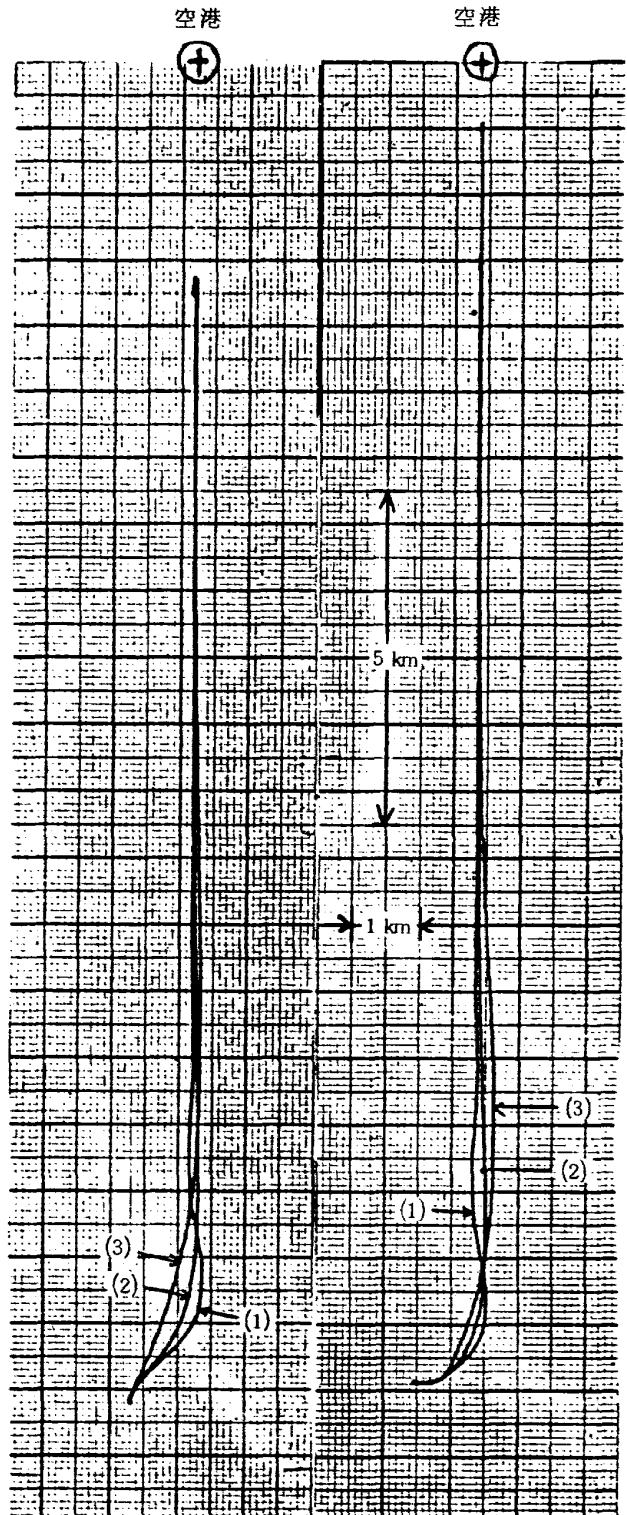


図 21.3 ILS アプローチモード (横方向) $K_{\dot{\epsilon}_c}$ の影響
進入角 0 [deg] 進入角 90 [deg]

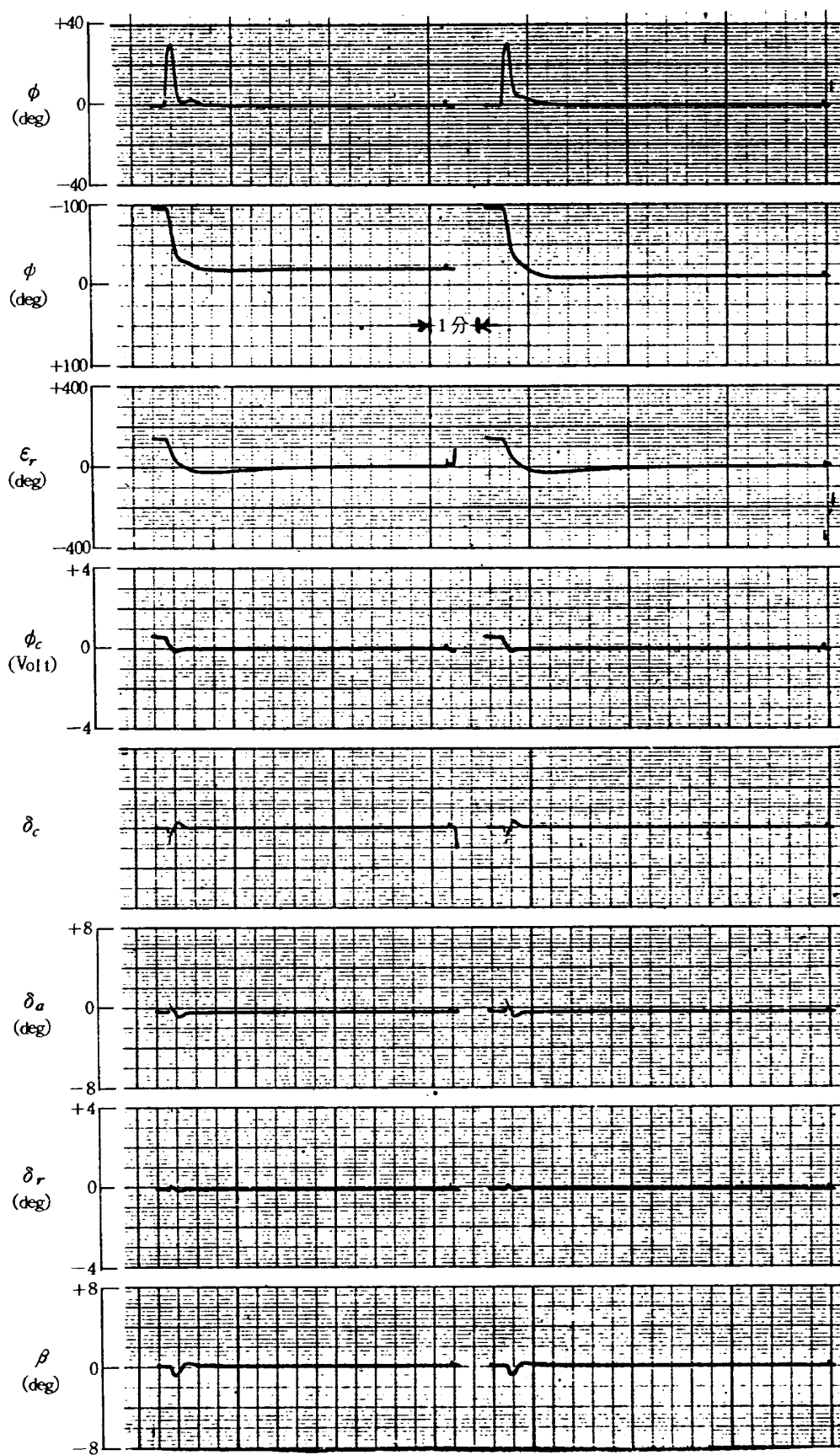


図 21.5 ILS アプローチモード
(横方向)
横風 40 [kt]

図 21.6 同左
横風 20 [kt]

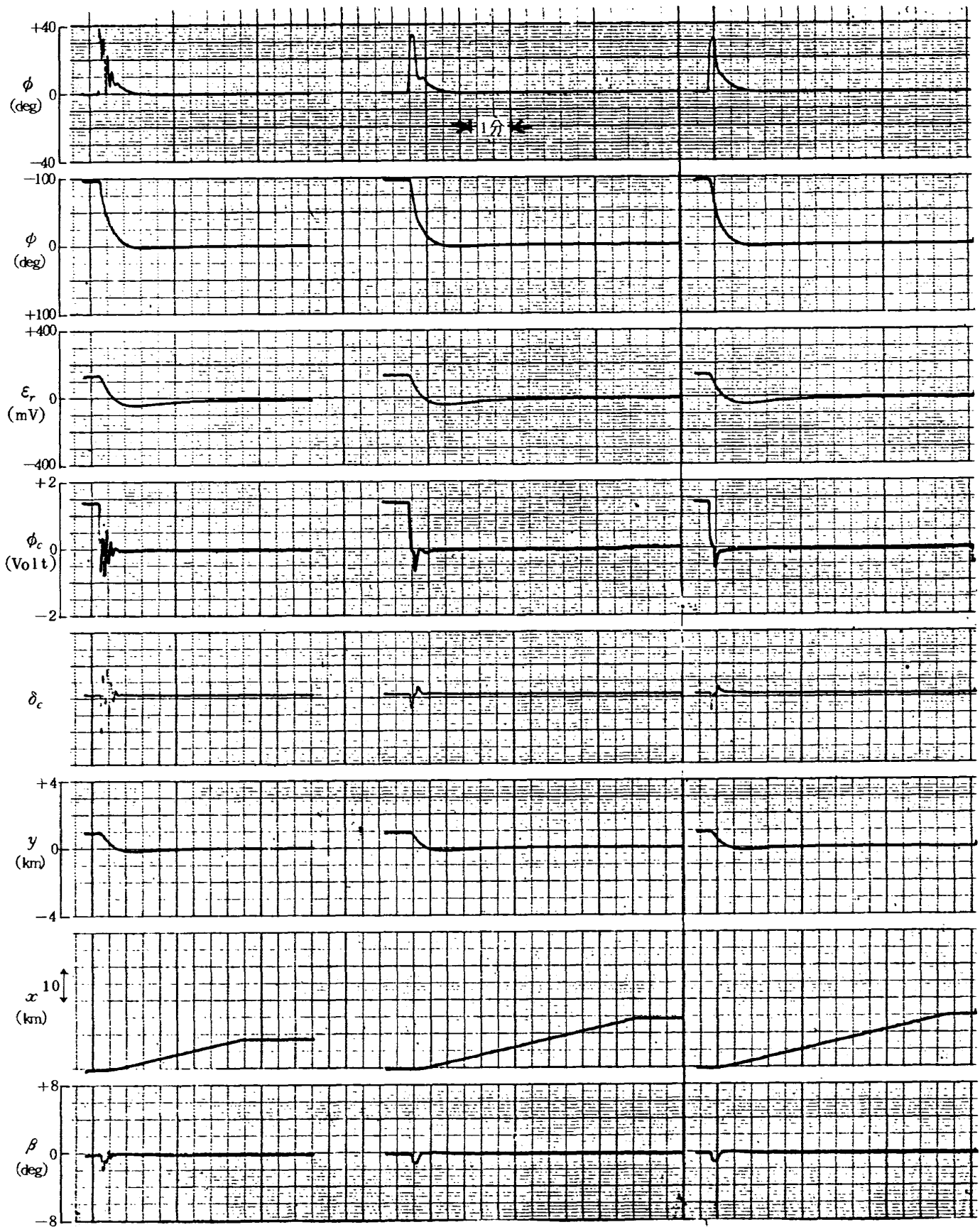


図 21.7 ILS アプローチモード
(横方向)
パイロットモデルの影響
 $Y_p(s) = \frac{0.8}{1+s}$

図 21.8 同左
 $Y_p(s) = \frac{0.2}{1+s}$

図 21.9 同左
 $Y_p(s) = \frac{0.2}{1+0.5s}$

5. 結 び

以上の結果により、FDC パラメータの基本的な設定値を求めることができた。これらの設定値を表4にまとめる。しかし、これらはあくまで基本的な設定値であるので、当然実機飛行試験による検証が必要である。今回試験をおこなう上で存在した制約条件のうちで、実機飛行試験とのくい違いを生ずる可能性の原因として考えられるものは主に次の4つである。

表4 設定パラメータのまとめ

パラメータ	記号	使用モード	設定値
ピッチ・ゲイン	K_{θ}	全モード	0.12 V/deg
グライドスロープゲイン	K_{ϵ_g}	ILS	20
ピッチエラーゲイン	K_{ϵ_p}	ピッチホールド	0.06 V/deg
ピッチ時定数	τ	全モード	15 sec
ピッチバイアス	θ_b	ILS	4°
ラジオゲイン	K_{ϵ_r}	VOR	16 V/V
	K_{ϵ_r}	ILS ILS アプローチ	7.5 V/V
ラジオレートゲイン	$K_{\dot{\epsilon}_r}$	VOR	24.2 V/V
	$K_{\dot{\epsilon}_{r1}}$	ILS	10 V/V
	$K_{\dot{\epsilon}_{r2}}$	ILS アプローチ	20 V/V
コースエラーゲイン	K_{ϵ_c}	VOR ILS ILS アプローチ	0.1 V/deg
	$K_{1\epsilon_c}$	VOR	0.02 V/deg
コースエラーレートゲイン	$K_{\dot{\epsilon}_c}$	VOR	0.04 V/deg
	$K_{\dot{\epsilon}_{c1}}$	ILS	0.041 V/deg
	$K_{\dot{\epsilon}_{c2}}$	ILS アプローチ	0.03 V/deg
バンクレートゲイン	$K_{\dot{\phi}}$	VOR	0.024 V/deg
	$K_{\dot{\phi}_1}$	ILS	0.01 V/deg
	$K_{\dot{\phi}_2}$	ILS アプローチ	0.008 V/deg
ロールゲイン	K_{ϕ}	全モード	0.045 V/deg
ヘッディングエラーゲイン	K_{ϵ_h}	マニュアル ヘッディング	0.07 V/deg
バンクリミット		全モード	30°
コースカットリミット		VOR ILS ILS アプローチ	45°
時定数 (横方向)	τ_1	ILS VOR	10 sec
	τ_2	ILS アプローチ	15 sec

- 1) 機体の空力微係数等のパラメータをB-90の値のかわりにB-65の値を用いたこと。
- 2) ラジオ・ビームは、ドリフトのない理想的な信号であるとしたこと。
- 3) パイロット・モデルを非常に単純化したこと。これは試験を安全側に設定するためではあったが、実際にもっと有効なパラメータ設定値があるかもしれない。
- 4) シミュレーションを縦と横の運動に分離しておこなったこと。実際には、ビームに乗るためのバンクによるZ方向の釣り合いの変化などによる縦と横の連成が生じる筈である。

以上の諸問題は残っているが、簡単なシミュレーション試験により、パラメータの設定が可能であることが明らかになった。このような実験的検討は、対象が限られた具体的なものではあるが、基本的なものであり、統一的なディスプレイ・システムのパラメータ評価法として考慮すべきものであり、マン・マシンシステムの設計にきわめて有効なものであると考える。

おわりに、クインエア機のシミュレーション等で助言をいただいた計測部自動制御第2研究室森幹彦室長および飛行実験部操縦安定性研究室別府護郎室長にお礼申し上げる。

参 考 文 献

- 1) 例えば,
D. T. McRuer and E. S. Krendel; **Mathematical Models of Human Pilot Behavior**, AGARD AG-188 (1974).
など
- 2) D. L. Kleinman and S. Baron; **Analytic Evaluation of Display Requirements for Approach to Landing**, NASA CR-1952 (1971).
- 3) D. H. Wier, R. H. Klein and D. T. McRuer; **Principles for the Design of Advanced Flight Director Systems Based on the Theory of Manual Control Displays**, NASA CR-1748 (1971).
- 4) D. H. Wier and D. T. McRuer; **Pilot Dynamics for Instrument Approach Tasks: Full Panel Multiloop and Flight Director Operations**, NASA CR-2019 (1972).
- 5) C. Carlson; **Simulation Study with A-3 Equations of Motion to Optimize the Mod5, Astronautics Corporation of America, Technical Report** (1969).

- 6) 森, 真柳他; 「クインエア機の縦の安定操縦微係数の推定」, 航技研報告 TR-406, (1975).
- 7) 別府, 坂井; 「飛行実験データからカーブ・フィッティングにより安定微係数を求める方法について」, 航技研報告 TR-356, (1974).
- 8) 樋口, 百名他; 「VTOL機操縦研究設備」, 航技研報告 TR-169, (1968).
- 9) 日本航空宇宙学会編; 「航空宇宙工学便覧」, 丸善, (1974).

航空宇宙技術研究所資料 298 号

昭和 51 年 4 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 共 進
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)
