

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-120

航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討

武田 峻・堀川 勇 壮  
小川 敏雄・森 幹 彦

1966 年 11 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討\*

武田 峻\*\*・堀川 勇 壮\*\*

小川 敏 雄\*\*・森 幹 彦\*\*

## Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed

Shun TAKEDA, Yuso HORIKAWA, Toshio OGAWA, Mikihiko MORI

As a basic research for the design of the Flying Test Bed (FTB) which is under development at NAL to test the capabilities of the lift-jet VTOL aircraft on VTOL operations, analytical and simulation studies were carried out on the attitude control system of the Flying Test Bed.

With low aerodynamic damping, the hovering characteristics of a VTOL aircraft are very poor. Especially in the case of the lift-jet type VTOL aircraft, controlling its attitude manually is almost impossible because of cross-coupling effect by engine gyroscopic moment, and anyway it is indispensable to control the aircraft automatically.

This report outlines the synthesis and design problems of Automatic Stabilization Equipment (ASE) for FTB. ASE has two main functions, that is, cancelling the engine gyroscopic moment, and giving the vehicle damping and stiffness forces. These control moments are generated by reaction jets. The sensors are only vertical gyros and the angular rate signals are obtained through derivative circuits. To improve the reliability of ASE system and to overcome malfunctions caused by some failures in its parts, it is redundantly triplexed.

Stability of over-all system was studied by the root-locus method, and the design parameters, such as optimum gains, were determined by simulation tests. It was assured that the handling qualities not less satisfactory than those for helicopters can be gained with this ASE system.

### 1. ま え が き

VTOL 機の実用化を進める場合に解決しなければならない主要問題の一つに、垂直離着陸およびホバリング飛行時の安定操縦性の問題がある。

垂直離着陸、ホバリング飛行時には機体の対気速度は0ないし数 m/s 程度の小さい値となるので、普通の飛行機に用いられているような操縦翼面による機体の制御（機体の高度、位置および姿

\*昭和 41 年 8 月 26 日受付

\*\*VTOL 研究班

勢の制御)は不可能で、VTOL機の特異性に適合した特殊な操縦装置の採用を考えなければならぬ。また、どのような操縦装置を用いるにしろ、このような低速飛行領域では機体の運動に対する空力ダンピングおよび空力復元力は無視されるほど小さい値であるので、機体の安定性を高めるためになんらかの安定補助装置が必要と考えられる。

VTOL機の垂直離着陸およびホバリング飛行時の安定操縦性の問題は二つに大別できる。一つは高度制御に関するもので、他の一つは姿勢および位置制御の問題である。VTOL機にはティルト翼型、ダクトファン型、リフトジェット型等の種々の揚力発生機構をもつものがあるが、高度制御の問題は揚力発生機構の制御の問題として取り扱える。一方、姿勢および位置制御は、VTOL機の揚力発生機構、推進力発生機構および姿勢操縦装置のすべてに関連する問題である。

当研究所ではV/STOL研究計画の一環として、リフトジェット型V/STOL機の垂直離着陸およびホバリングを直接の研究対象としたフライングテストベッドの試作研究に着手したが、本機の場合にも機体の形態に適合した操縦装置と安定補助装置を選定して安定操縦性の要求を満足させることが重要である。

この報告は、フライングテストベッドのホバリング飛行時の姿勢・位置制御に関する問題点を明らかにするとともに、それらの制御特性の向上策として自動安定装置の一案を提案し、その効果を根軌跡法、シミュレーション実験等の方法で検討した結果である。

## 記号

- $p$ : 横揺れ角速度, rad/s
- $q$ : 縦揺れ角速度, rad/s
- $\phi$ : 横揺れ角, rad
- $\theta$ : 縦揺れ角, rad
- $\psi$ : 片揺れ角, rad
- $I_x$ : 機体の  $X$  軸まわりの慣性モーメント,  $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
- $I_y$ : 機体の  $Y$  軸まわりの慣性モーメント,  $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
- $I_z$ : 機体の  $Z$  軸まわりの慣性モーメント,  $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
- $l_\delta$ : 横の操縦桿感度,  $\text{rad/s}^2/\text{cm}$
- $m_\delta$ : 縦の操縦桿感度,  $\text{rad/s}^2/\text{cm}$
- $n_\delta$ : ペダル感度,  $\text{rad/s}^2/\text{cm}$
- $\delta_a$ : 横の操縦桿変位, cm
- $\delta_e$ : 縦の操縦桿変位, cm
- $\delta_r$ : ペダル変位, cm
- $(l_q)_G$ : エンジンのジャイロ効果による横揺れモーメント係数,  $1/\text{s}$ ,  $(l_q)_G = (L_q)_G / I_x$

- $(m_p)_G$ : エンジンのジャイロ効果による縦揺れモーメント係数, 1/s,  $(m_p)_G = (M_p)_G / I_y$   
 $l_y$ : Y 軸方向の速度による横揺れモーメント係数, 1/m·s  
 $m_x$ : X 軸方向の速度による縦揺れモーメント係数, 1/m·s  
 $n_y$ : Y 軸方向の速度による片揺れモーメント係数, 1/m·s  
 $x_u$ : X 軸方向の速度による速度ダンピング係数, 1/s  
 $y_v$ : Y 軸方向の速度による速度ダンピング係数, 1/s  
 $l$ : 横揺れ制御角加速度, rad/s<sup>2</sup>,  $l = L / I_x$   
 $m$ : 縦揺れ制御角加速度, rad/s<sup>2</sup>,  $m = M / I_y$   
 $n$ : 片揺れ制御角加速度, rad/s<sup>2</sup>,  $n = N / I_x$   
 $L$ : 横揺れモーメント, kg·m  
 $M$ : 縦揺れモーメント, kg·m  
 $N$ : 片揺れモーメント, kg·m  
 $u_g$ : 縦方向の突風速度 (x 方向正), m/s  
 $v_g$ : 横方向の突風速度 (y 方向正), m/s  
 $x$ : 縦方向変位, m  
 $y$ : 横方向変位, m  
 $(l_p)_A$ : 横の ASE ゲイン (減衰項), 1/s  
 $(l_\phi)_A$ : 横の ASE ゲイン (復元項), 1/s<sup>2</sup>  
 $(m_q)_A$ : 縦の ASE ゲイン (減衰項), 1/s  
 $(m_\theta)_A$ : 縦の ASE ゲイン (復元項), 1/s<sup>2</sup>  
 $(l_q)_A$ : 横のジャイロ効果キャンセラゲイン, 1/s  
 $(m_p)_A$ : 縦のジャイロ効果キャンセラゲイン, 1/s  
 $(n_r)_A$ : 方位の ASE ゲイン (減衰項), 1/s  
 $\tau$ : 油圧サーボ系の時定数, s  
 $T$ : 不完全微分の時定数, s  
 $g$ : 重力の加速度, m/s<sup>2</sup>  
 $s$ : ラプラス演算子, 1/s

## 2. リフトジェット型 VTOL 機の姿勢・位置制御の問題点

リフトジェット型 VTOL 機では、通常ジェットエンジンの圧縮機からの抽気を機体前後端および左右両端に配した空気ジェットノズルから吹き出すことによって姿勢制御モーメントを得ている形式が多い。この場合、パイロットは操縦桿・操縦系統を介してノズルの開口面積を変化させるこ

とにより姿勢制御モーメントを変え、機体の姿勢角を制御する。機体の位置の制御は、機体の姿勢角を傾けることによって生じる揚力（リフトエンジン推力）の前後方向成分・横方向成分によって行なわれる。

上に述べたような姿勢・位置制御を考えた場合、ホバリング飛行時の安定操縦性に関する主要問題点として、つぎのようなものがあげられる。

## 2.1 機体の空力特性に関連する問題

リフトジェット型 VTOL 機のホバリング飛行時に機体に作用する空気力は、高速飛行時のそれと比べれば無視できるほど小さく機体姿勢の変化に対する空力ダンピングおよび空力復元力の効果は期待できない。したがって、ホバリング飛行時の機体の姿勢制御は、たとえばピッチ制御については、

$$\ddot{\theta} = m_{\delta} \cdot \delta_e \quad (2.1)^*$$

で近似され、これは加速度制御方式（操舵量が被制御量である姿勢角の 2 回微分に比例するような制御方式）である。

加速度制御方式のような間接的な方法は、パイロットにとって非常に困難な操縦方式であるので、なんらかの方法によって姿勢制御方式をより直接的でパイロットの操縦しやすい速度制御方式、あるいは変位制御方式にかえることが望ましい。

## 2.2 エンジンのジャイロ効果に基づくクロスカップリング

リフトジェット型 VTOL 機の姿勢制御の困難さを生じる原因の一つに、リフトエンジンのジャイロ効果によるクロスカップリングの問題がある。エンジンの回転軸が機体のヨー軸に並行の場合には、ピッチ・ロール運動の間にクロスカップリングを生じる。この場合、カップリングによる横揺れおよび縦揺れモーメントは次式で与えられる。

$$(L)_{GE} = (L_q)_G \cdot \dot{\theta}$$

$$(M)_{GE} = (M_p)_G \cdot \dot{\phi}$$

ただし、

$$(L_q)_G = -I_{ze} \cdot \omega_e$$

$$(M_p)_G = I_{ze} \cdot \omega_e$$

$I_{ze}$ : エンジン回転部分の慣性モーメント,  $\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$

$\omega_e$ : エンジンの回転角速度,  $\text{rad/s}$

このカップリングを考えた場合の VTOL 機のロール・ピッチ運動方程式は次式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\phi} &= (l_q)_G \cdot \dot{\theta} + l_{\delta} \cdot \delta_a \\ \ddot{\theta} &= (m_p)_G \cdot \dot{\phi} + m_{\delta} \cdot \delta_e \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

\* 「2.2」で扱うピッチ・ロール間のクロスカップリングを無視した式である。

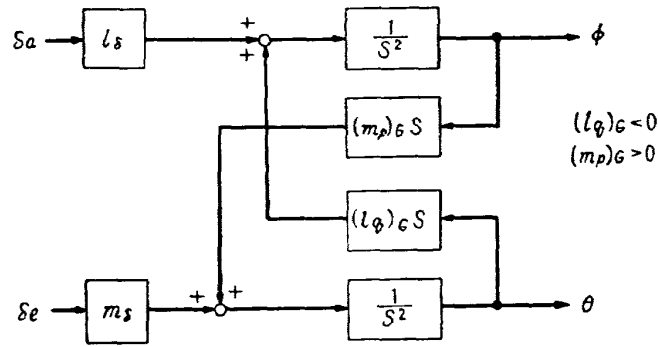


図 2.1(a) リフトジェット型 VTOL 機のブロック図

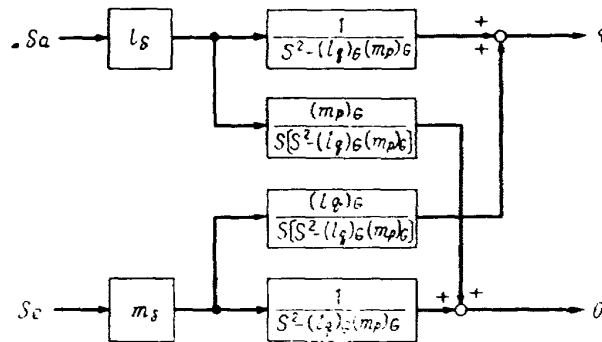


図 2.1(b) (a)の等価変換

(2.2) 式のブロック図を図 2.1 (a) に、その等価変換を (b) に示す。(b) 図で明らかなように、たとえば  $\delta_a$  としてステップ入力を考えると、 $\phi$  は  $[-(l_q)_G \cdot (m_p)_G]^{1/2}$  の固有角振動数で定常振動し、 $\theta$  は同じ振動数の定常振動と時間に比例して振幅が増大するような運動を重ね合わせたものとなる。すなわち、系全体がジャイロスコープを形成していると考えられる。このことはパイロットがロール角を変えようとするとき、ロール・ピッチの連成した運動を生じ、しかもピッチ運動が発散することを示すもので、このような系をパイロットが安定に操縦することは不可能と考えられる。

この問題を克服する方法としては、つぎの二つの方法が考えられる。第一の方法は、このような振動の原因である  $\phi$  と  $\theta$  の間の連成をたち切ることであり、第二の方法は (2.2) 式で示されるシステムにダンピング効果を付加して、振動を早期に減衰させることである。

### 2.3 位置制御の問題

リフトエンジンの推力偏向等の特殊な機構を備えていない VTOL 機の場合 (すなわち、リフトエンジン推力の方向が機体座標系  $o-x, y, z$  に固定されている場合) には、機体の傾斜に伴って ( $o-x, y, z$ ) 面内に働く分力を生じる。たとえば、図 2.2 に示したように機体がピッチ角  $\theta$  をとる場合には、 $x$  軸方向の運動に関して次式が成立する。

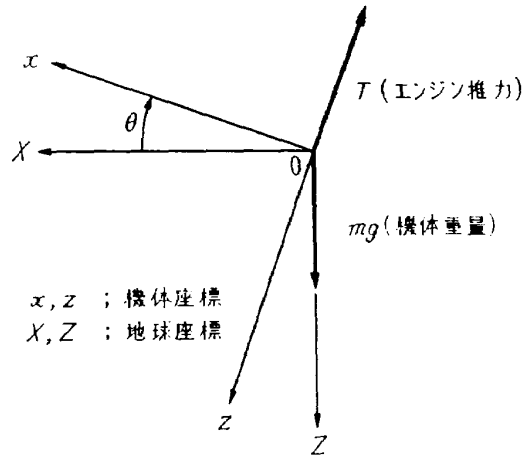


図 2.2 機体に働く力

$$\ddot{x} = -g \cdot \theta, \quad \theta \ll 1 \quad (2.3)^*$$

したがって、(2.1), (2.3) 式より、

$$\frac{d^4 x}{dt^4} = -g \cdot m_s \cdot \delta_e \quad (2.4)$$

(2.4) 式は、パイロットは操舵  $\delta_e$  を行なうことで機体の位置を制御するが、操舵量  $\delta_e$  は位置の 4 回微分に比例することを意味する。このような制御方式は、パイロットにとっては「2.1」で論じた加速度制御方式よりもさらに間接的ではるかに困難なものであり、このままでは位置の制御はほとんど不可能ということができる。

位置制御能力の向上に関しては、「2.1」に示した方法が適用できる。「2.1」に示した姿勢制御方式を速度制御ないし変位制御方式に変えるという考えは、(2.4) 式で示される操舵と位置の 4 回微分の関係を 3~2 回微分の関係に引き下げることを意味し、位置制御能力の向上をもはかり得ることは明らかである。なお、VTOL 機のホバリング飛行に関しては、位置制御も重要性をもつと考えられるので、この観点から考えれば操舵と位置の関係をさらに 1~2 回微分程度の関係に引き下げるのが望まれる。

姿勢制御および位置制御の困難さを確認するために行なったシミュレーション試験結果の一例を図 2.3 に示す。図はパイロットがロールとピッチを同時に制御する場合で、ピッチ角  $\theta$  および変位  $x$  の運動方程式は (2.1), (2.3) 式で表わされ、ロール角  $\phi$  および変位  $y$  も (2.1), (2.3) と同等の式で表わされると仮定した。図に明らかなように、姿勢角の保持は困難ではあるが、 $\phi$  および  $\theta$  を  $\pm 5^\circ$  程度に押えることは不可能ではない。しかしながら、図には  $x$  および  $y$  の記録を示さなかったが、位置の制御は不可能で、 $\pm 10\text{m}$  の範囲内にとどまらせることはできなかった。

このようにパイロットの操縦のみで姿勢の制御を行ない、そのうえに位置の制御まで行なうこと

\*機体の運動に対する空力ダンピング係数  $x_u$  および  $m_u$  は小さいので無視した。

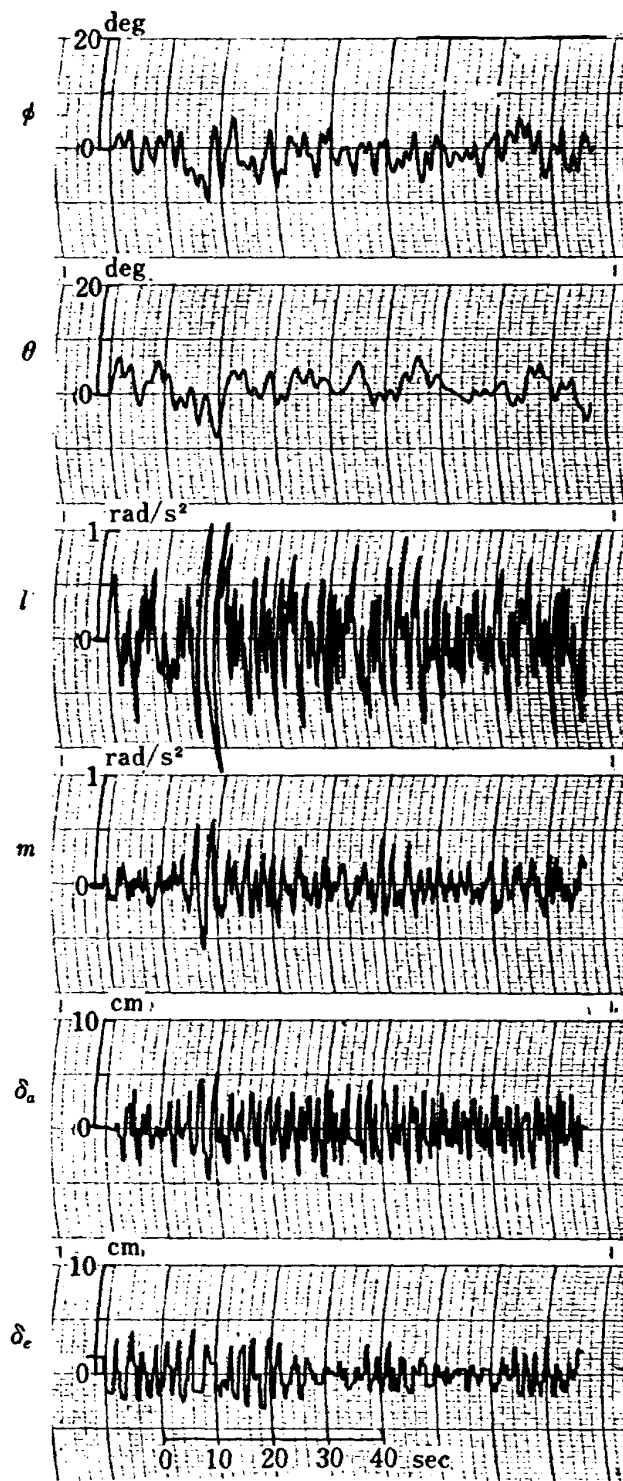


図 2.3 シミュレーション実験記録  
(クロスカップリングのない場合)

はきわめて困難なことであるが、「4.3」に述べるシミュレーション結果に示すように、姿勢制御のための自動安定装置が正常に働いている場合には位置の制御特性も著しく改善されるから、フライングテストベッドにおいては特別な位置制御システム（付録4参照）を用いない。



### 3. フライングテストベッドの自動安定化方式

フライングテストベッド（以下FTB と記す）は、機体中央部にリフトエンジン 2 基を装備し、機体前後端に配した 2 個の空気ジェットノズルの開口面積を変化させることにより縦揺れ操縦モーメントを、機体左右両端に配した 2 個の空気ジェットノズルの開口面積を変化させることにより横揺れ操縦モーメントを発生させる。片揺れ操縦モーメントは、機体前後端のノズルを差動的に左右に回転させることによって得られるように計画した。

前章で述べたリフトジェット型 VTOL 機の姿勢・位置制御の問題点はすべて FTB の場合にも当てはまるので、FTB を安全に飛行させるためにはなんらかの対策が必要である。われわれは、その解決策として同機に自動安定装置（以下ASE と記す）を搭載するよう計画した。

#### 3.1 ASE の機能

ASE は FTB の姿勢制御を加速度制御方式から変位制御方式に変え、またエンジンジャイロ効果を打ち消す機能をもつように計画した。すなわち、第一に姿勢変化に対する減衰力を付与すること、第二に姿勢の復元力を付与すること、第三にエンジンジャイロ効果キャンセラの機能を与えることである。また、このような ASE システムはそれが故障した場合の操縦の困難さを考えれば、信頼性を増すためにシステムを多重化して故障に対する補償機能を持たせることが必要と考えられる。われわれの計画した FTB はこのような機能を持つ ASE を備えることによって、姿勢・位置制御能力の向上をはかった。

#### 3.2 自動安定装置を含むフライングテストベッドの運動方程式

ASE を含む FTB の運動方程式を次の仮定のもとに導いた。

- (1) 線形方程式で近似する。
- (2) 空力微係数として  $l_v$ ,  $m_u$ ,  $n_v$ ,  $x_u$ ,  $y_v$  のみを考える。
- (3) ASE により姿勢に関する減衰力および復元力を付与する。ヨー系は減衰力のみを付与する。
- (4) ASE によりリフトエンジンによるジャイロクロスカップリングの補償を行なう。
- (5) ASE のサーボ特性は理想的なものとする。

運動方程式は、

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= x_u(\dot{x} - u_g) - g \cdot \theta \\ \ddot{y} &= y_v(\dot{y} - v_g) + g \cdot \phi \\ \ddot{\phi} &= l_v(\dot{y} - v_g) + (l_q)_G \dot{\theta} + l \\ \ddot{\theta} &= m_u(\dot{x} - u_g) + (m_p)_G \dot{\phi} + m \\ \ddot{\psi} &= n_v(\dot{y} - v_g) + n \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

ただし、 $l, m$  は空気ジェットによる制御モーメント（制御角加速度）であり、次式で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} l &= (l_p)_A \dot{\phi} + (l_\phi)_A \phi + (l_q)_A \dot{\theta} + l_\delta \cdot \delta_a \\ m &= (m_q)_A \dot{\theta} + (m_\theta)_A \theta + (m_p)_A \dot{\phi} + m_\delta \cdot \delta_e \\ n &= (n_r)_A \dot{\psi} + n_\delta \cdot \delta_r \end{aligned} \right\} \quad (3.2)$$

(3.2) 式中の  $l$ ,  $m$  に関する方程式の右辺第3項は、ジャイロ効果による  $\phi$ ,  $\theta$  のクロスカップリング項を打ち消すためのキャンセラ（付録1参照）を表わす項である。

### 3.3 自動安定装置の構成

ASE の信頼性を高め、また自動的に故障対策を行なわせるためには、さきに述べたように ASE 系統の多重化が必要であるが、一方、ASE の構成が複雑になることは信頼性と稼働率の低下をもたらすので、各系統は極力簡単化をはかる必要がある。

ASE に「3.1」で述べた機能を与えるために、ロール、ピッチ系では、フィードバック信号として姿勢角および角速度を得ることが必要であるが、システムの簡単化を考慮して、センサとしてはバネジャイロのみを備え、角速度信号はその出力信号を不完全微分することで得ることにした。

ASE が故障してその機能が失われた場合には、パイロットの操縦により姿勢を保持することはほとんど不可能と考えられるので、ASE の主要系統は三重系統を採用して、系統内のどの部分に生じた故障に対しても、その発生をパイロットに指示するとともに、故障の影響を自動的に補償して常に ASE の正規の機能を発揮できるようにした。

ヨー系については、機体の安定操縦性に関して方位保持のための復元力を付与することの必要性は低く、またこれを付与するとかえって運航上不つごうを生じると考えられるので、減衰力のみを付与することにし、センサはレートジャイロを用いた。また、その機能がそこなわれた場合の影響はロール、ピッチ系の場合ほど致命的とはならないと考えられるので、ASE は二重系統を採用し、故障の補償対策は行なわず、その機能が正規の場合の 1/2 に低下するようなシステムに選定した。

位置制御に関しては、水平速度あるいは変位をフィードバックするというような特別な向上策（付録4参照）は行なわなかった。

図3.1に FTB に装備する自動安定装置の構成の概略を示す。この ASE システムのロール、ピッチ系のセンサ、計算機部は三重系統で油圧駆動部は二重系統である。油圧駆動部の一系統は常時作動系統でノズル系統に接続されていて負荷作動状態にあり、他の系統は待機系統で出力端は切り替えクラッチによって平常は切り放しの状態になっている。油圧駆動部を持たない系統はダミー系統で、電気回路によって油圧サーボ機構をシミュレートしたものであり、その出力を二系統の油圧駆動部出力信号（差動トランス出力）と比較して故障の検出にのみ用いるように計画した。なお、操縦桿信号は機械的経路と電氣的経路を通りノズルに加えられる。

三重系統のうち1系統に故障が生じた場合には、故障を比較回路で検出しパイロットに警報し、故障が常時作動系統に生じた場合には自動的に待機系統に切り替えられる。ヨー系では、センサ、

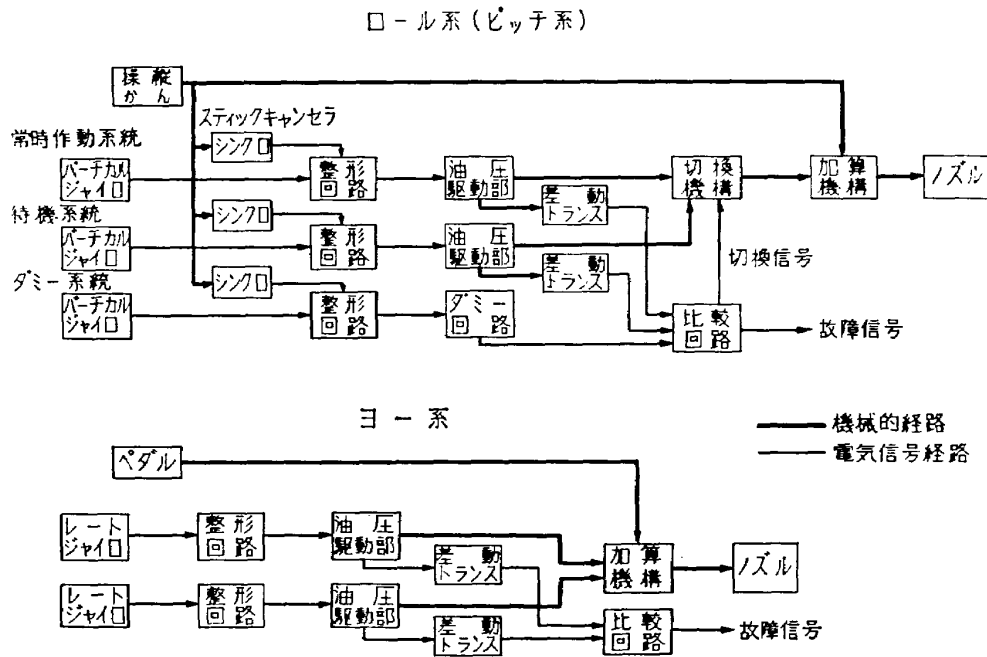


図 3.1 FTB の ASE 系統図

計算機部および油圧駆動部はすべて二重系統であって両系統とも常時負荷作動している。

#### 4. フライングテストベッドのロール・ピッチ系の制御特性

##### 4.1 システムの基本構成

「2」に示したように FTB の姿勢・位置制御の困難さは、主としてロール、ピッチ系統にあるので、以下の解析はロール、ピッチ系について取り扱う。

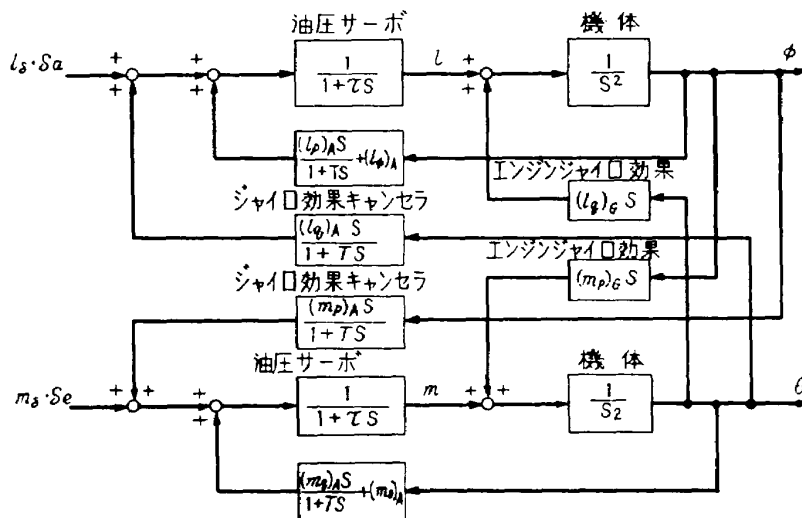


図 4.1 ASE を含む FTB のロール・ピッチ系ブロック図

図3.1に示した ASE を含む FTB 全体のシステムブロック図を図4.1\*に示す。この場合つぎの近似を用いた。

- (1) 油圧サーボ系の特性を一次遅れで近似する。
- (2) 空力微係数は微小であり、機体の運動に及ぼす影響は小さいので無視する。

#### 4.2 根軌跡による検討

図4.1で示した系の運動方程式は (4.1) 式で示すことができる。

$$\left. \begin{aligned} s^2\phi &= (l_q)_{GS}\theta + \frac{1}{1+\tau s} \left[ \frac{(l_p)_A}{1+Ts} s\phi + (l_\phi)_A\phi + \frac{(l_q)_A}{1+Ts} s\theta + l_\delta \cdot \delta_a \right] \\ s^2\theta &= (m_p)_{GS}\phi + \frac{1}{1+\tau s} \left[ \frac{(m_q)_A}{1+Ts} s\theta + (m_\theta)_A\theta + \frac{(m_p)_A}{1+Ts} s\phi + m_\delta \cdot \delta_e \right] \end{aligned} \right\} \quad (4.1)$$

(4.1) 式より

$$\left. \begin{aligned} \phi &= \frac{f(m, s)l_\delta \cdot \delta_a + g(l_q, s) m_\delta \cdot \delta_e}{\Delta(s)} \\ \theta &= \frac{f(l, s)m_\delta \cdot \delta_e + g(m_p, s)l_\delta \cdot \delta_a}{\Delta(s)} \end{aligned} \right\} \quad (4.2)$$

ここに

$$\begin{aligned} \Delta(s) &= [s^2(1+\tau s)(1+Ts) - (l_p)_{AS} - (1+Ts)(l_\phi)_A][s^2(1+\tau s)(1+Ts) \\ &\quad - (m_q)_{AS} - (1+Ts)(m_\theta)_A] - [(1+\tau s)(1+Ts)(l_q)_{GS} + (l_q)_{AS}] \\ &\quad [(1+\tau s)(1+Ts)(m_p)_{GS} + (m_p)_{AS}] \\ f(l, s) &= (1+Ts)[s^2(1+\tau s)(1+Ts) - (l_p)_{AS} - (1+Ts)(l_\phi)_A] \\ f(m, s) &= (1+Ts)[s^2(1+\tau s)(1+Ts) - (m_q)_{AS} - (1+Ts)(m_\theta)_A] \\ g(l_q, s) &= (1+Ts)[(1+\tau s)(1+Ts)(l_q)_{GS} + (l_q)_{AS}] \\ g(m_p, s) &= (1+Ts)[(1+\tau s)(1+Ts)(m_p)_{GS} + (m_p)_{AS}] \end{aligned}$$

(4.2) 式において、伝達関数  $\phi/\delta_a$  の分子は  $(m_q)_A$ ,  $(m_\theta)_A$  に、 $\theta/\delta_e$  の分子は  $(l_p)_A$ ,  $(l_\phi)_A$  に関係している。これはジャイロ効果のキャンセラの値を、 $(l_q)_G \equiv -(l_q)_A$ ,  $(m_p)_G \equiv -(m_p)_A$  と選んだときはもちろん  $(l_q)_G = -(l_q)_A$ ,  $(m_p)_G = -(m_p)_A$  としたときでもサーボ時定数  $\tau$  と微分時定数  $T$  の存在のためにジャイロ効果の打ち消しが完全に行なわれないことから生じる。一方クロスカップリングを表わす  $\phi/\delta_e$ ,  $\theta/\delta_a$  の分子は ASE ゲインに無関係で  $\tau$  および  $T$  にのみ影響される。

$(l_q)_G = -(l_q)_A$ ,  $(m_p)_G = -(m_p)_A$  にとり、 $\tau$  および  $T$  を 0 に近づける場合、または ASE ゲインを増大させた場合には、(4.2) 式は (4.3) 式のごとく単純な二次系となる。

\* 図4.1では  $\delta_a, \delta_e$  は  $1/1+\tau s$  を通じて機体に加えられていて、図3.1に示した ASE 系統図と一部異なっている。しかしながら、この違いは以下の解析に本質的な影響を持たず、また ASE をこのように改造することも考えられるので以下の解析は図4.1に従って行なった。

$$\left. \begin{aligned} \frac{\phi}{l_{\delta} \cdot \delta_a} &= \frac{1}{s^2 - (l_p)_A s - (l_{\phi})_A} \\ \frac{\theta}{m_{\delta} \cdot \delta_e} &= \frac{1}{s^2 - (m_q)_A s - (m_{\theta})_A} \end{aligned} \right\} \quad (4.3)$$

(1) 理想的な系の根軌跡

(4.3) 式はサーボに遅れがなく ( $\tau=0$ ) 微分が完全に行なわれ ( $T=0$ ), ジャイロクロスカップ

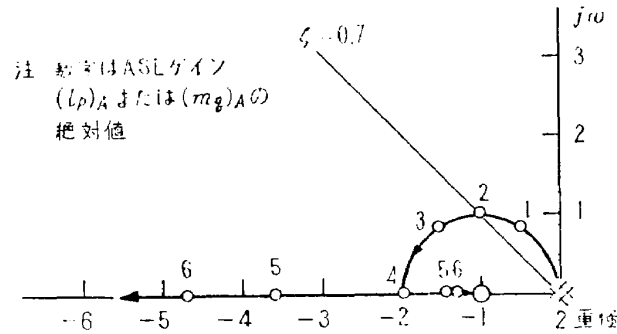


図 4.2 ジャイロ効果なし,  $\tau=T=0$  の場合の根軌跡

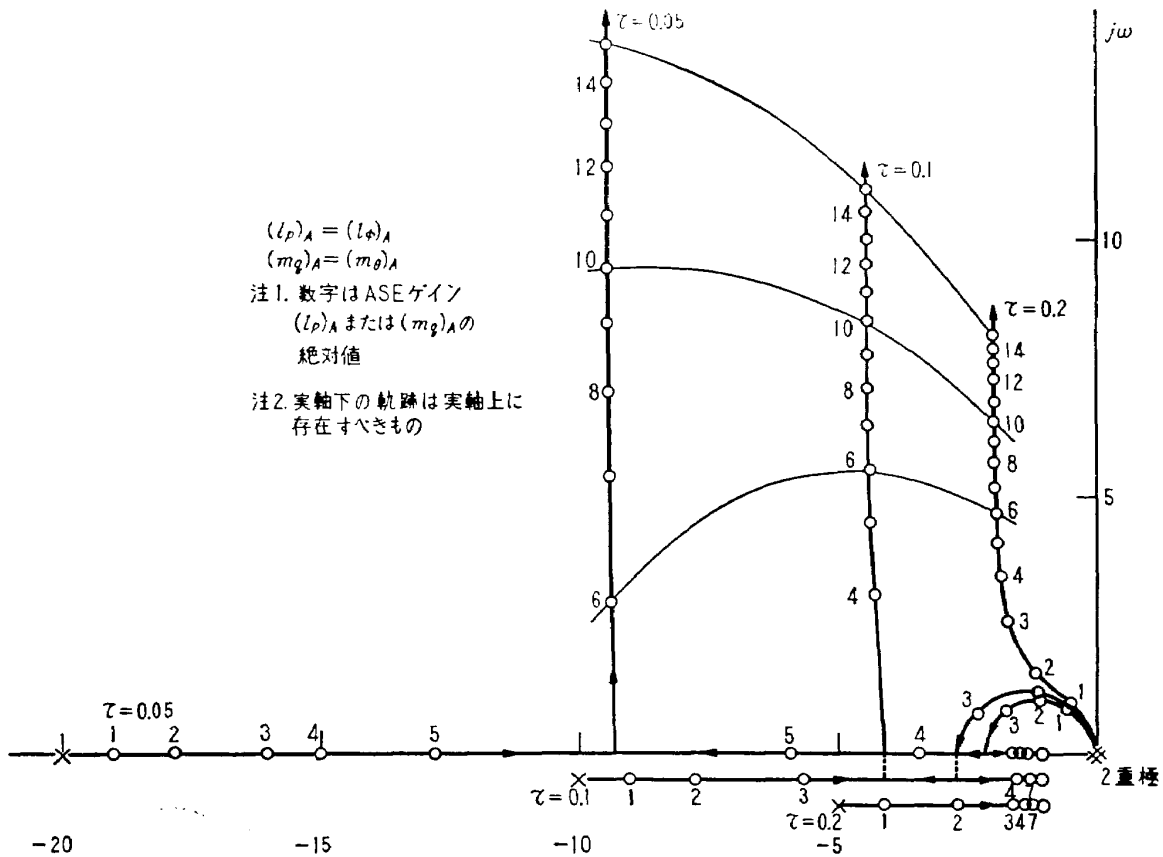


図 4.3 ジャイロ効果なし,  $T=0$  の場合の根軌跡

リングの影響が完全にキャンセルされた理想的な系の場合である。この場合にはロールとピッチの運動は完全に分離して干渉を生じない。その根軌跡はロール、ピッチいずれの場合も同じ図で表わされる。 $(l_p)_A = (l_\phi)_A^*$ 、または $(m_q)_A = (m_\theta)_A^*$ と仮定した場合に ASE ゲイン (図4.1あるいは(4.1)式に従い負の値をとる。以下同様) をパラメータにとって示せば図4.2になる。この系では、操舵に対する追従をよくするために ASE ゲインをある程度大きくとる必要があるが、ASE ゲイン-4 以上ではオーバーダンピングの状態になる。

(2)  $\tau$  および  $T$  の根軌跡におよぼす影響 (エンジンジャイロ効果のない場合)

サーボ系の時定数  $\tau$ 、不完全微分時定数  $T$  の大きさが系におよぼす影響を明らかにするためにエンジンジャイロ効果のない場合 (すなわち、 $(l_q)_G = (m_p)_G = 0$ 、したがってジャイロ効果キャンセルも必要としないので $(l_q)_A = (m_p)_A = 0$ ) について  $\tau$  および  $T$  を変えた場合の根軌跡を求めた。この場合には、ロールとピッチの運動の間に連成は生じない。

$T=0$  で  $\tau$  を変えた場合の根軌跡を図4.3に、 $\tau=0$  で  $T$  を変えた場合の根軌跡を図4.4に示し

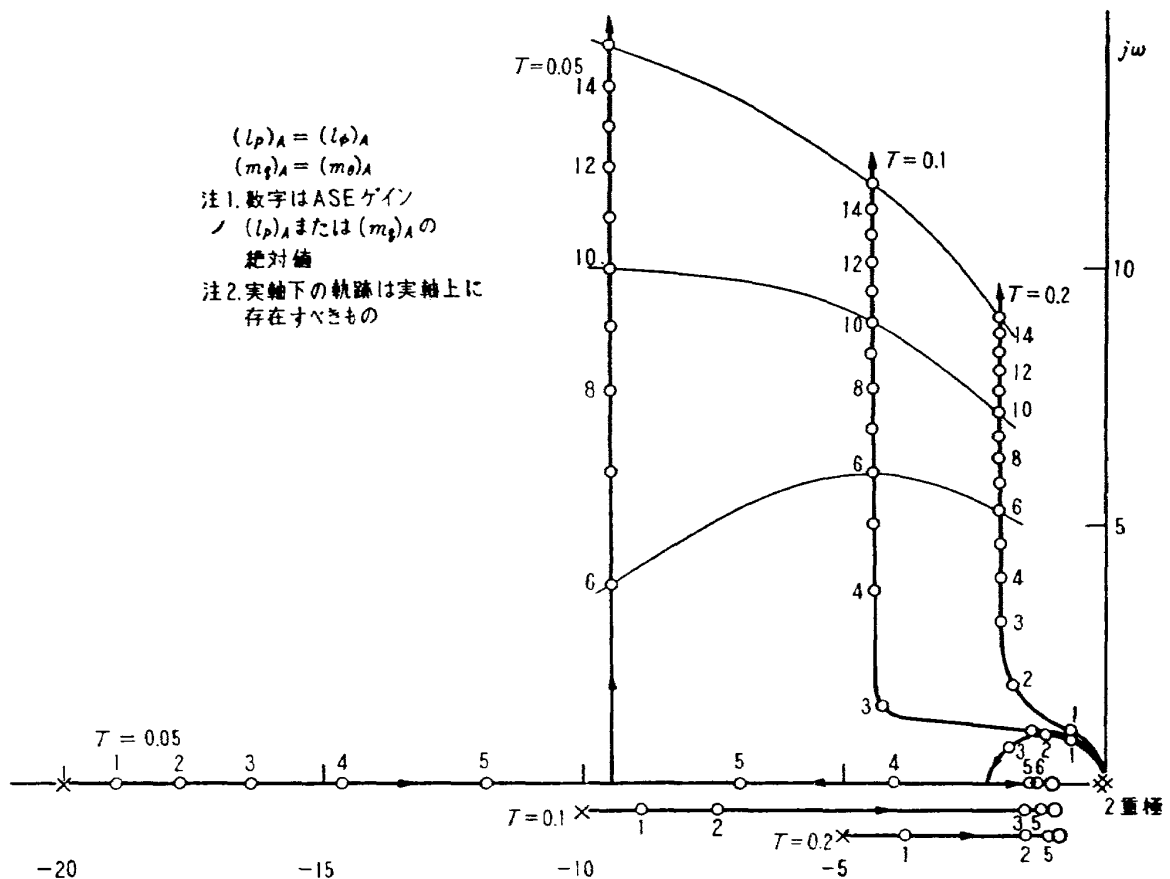


図 4.4 ジャイロ効果なし、 $\tau=0$  の場合の根軌跡

\*この関係はシミュレーション実験で適当と認められたものである。

た。両図を比べれば、 $\tau$  および  $T$  が系におよぼす影響はほぼ同程度であり、ともに根軌跡を虚軸に近づけて系の振動減衰特性を低下させる悪影響をもつことが明らかである。

$\tau \approx 0, T \approx 0$  の場合の根軌跡の数列を図4.5に示した。 $\tau$  および  $T$  の両者が存在する場合には振動減衰特性の低下が著しく、ASE ゲインを大きくとると不安定領域にはいる。

以上の検討で明らかなように、系の動特性に関しては  $\tau$  および  $T$  の値をできる限り小さい値にとどめることが望ましい。FTB においては、これらの値を  $\tau=0.05\text{sec}$ ,  $T=0.1\text{sec}$  に選定して計画をすすめている\*。

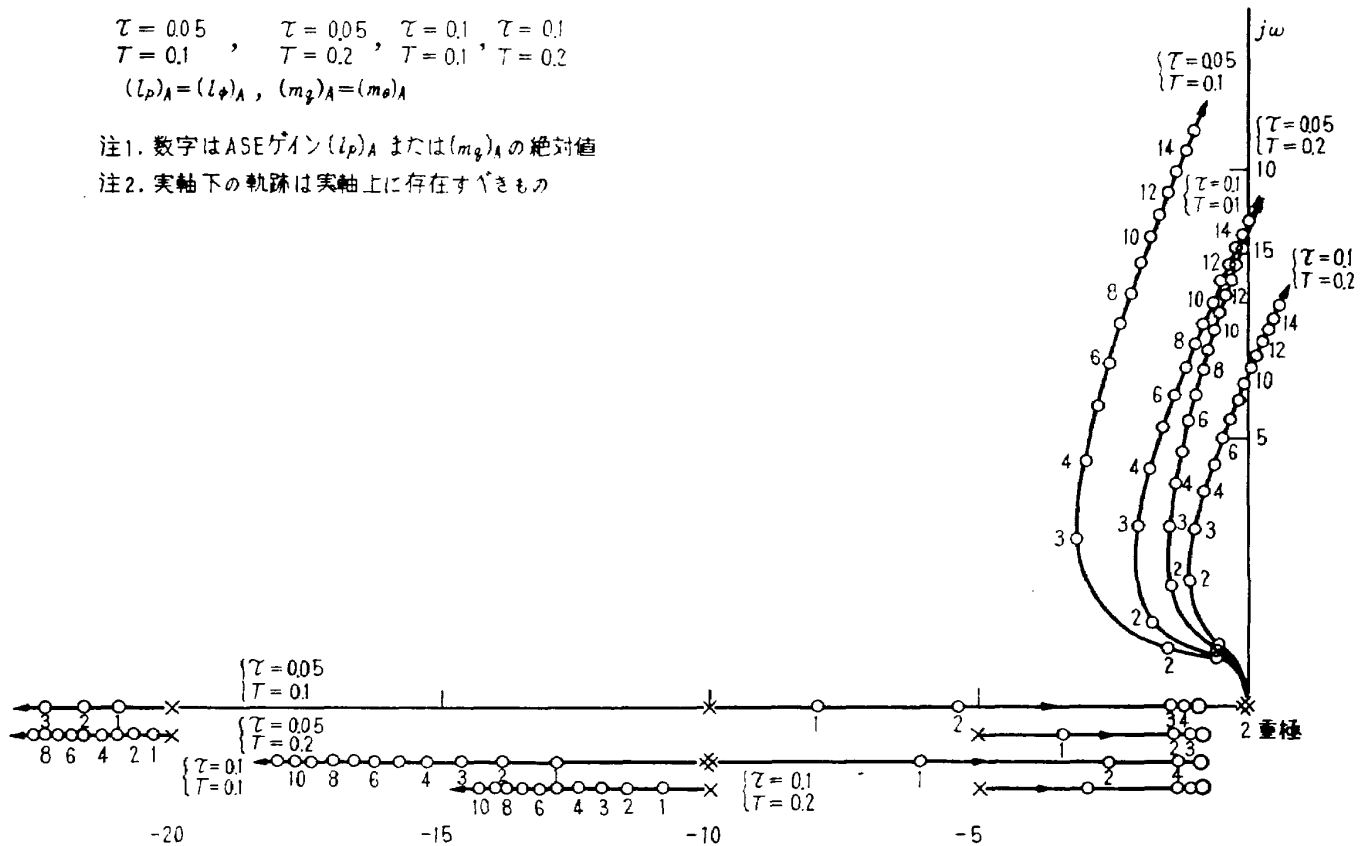


図 4.5 ジャイロ効果なしの場合の根軌跡

### (3) エンジンジャイロ効果のある場合の根軌跡

この場合には、ロールとピッチの運動は連成し、8個の根をもつ複雑な根軌跡を示す。

ASE の諸常数を下記の値に選んだ場合の根軌跡を図4.6に示す。

\*油圧サーボ系の時定数を小さくするには、補償回路で電氣的に補償する、作動油圧を高くするなどの方法がある。不完全微分時定数の短縮は、そのために用いる電子回路の精度、安定性等に関する要求を厳しいものにし、一方、ノイズの影響を受けやすいことにもなるので、微分時定数の極端な短縮は必ずしも実際的ではない。

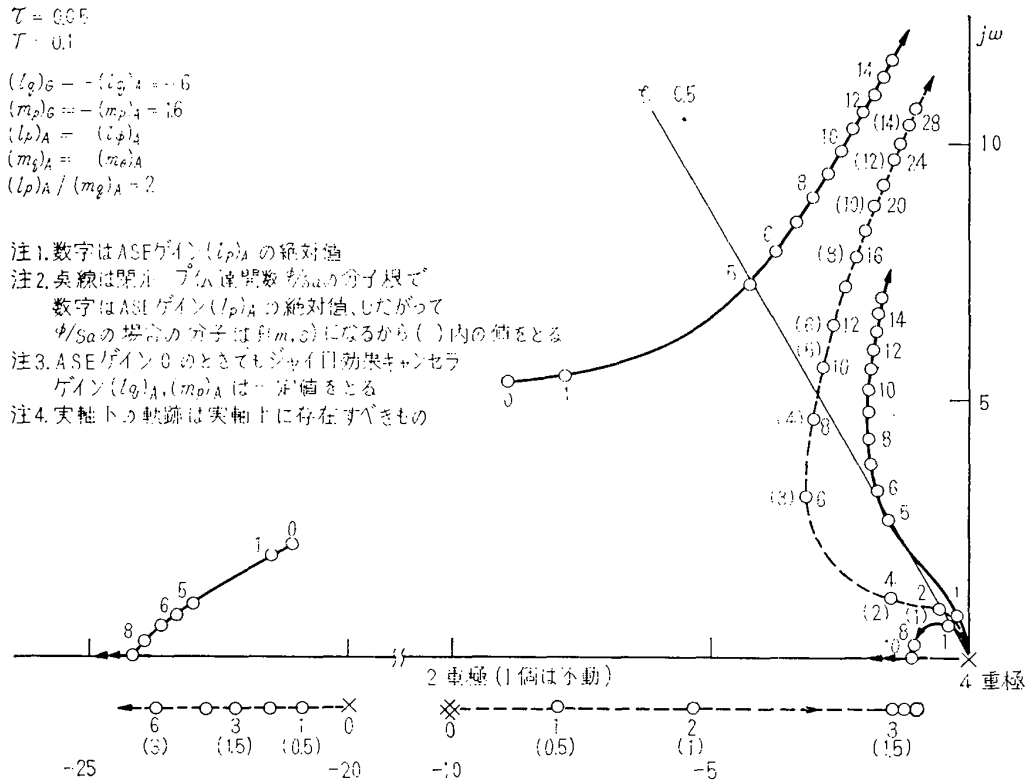


図 4.6 ジャイロ効果の存在する系の根軌跡

$$\left. \begin{aligned}
 \tau = 0.05 \text{sec} & \quad , \quad T = 0.1 \text{sec} \\
 (l_q)_G = -(l_q)_A = -6^* & \quad , \quad (m_p)_G = -(m_p)_A = 1.6^* \\
 (l_p)_A = (l_\phi)_A^{**} & \quad , \quad (m_q)_A = (m_\theta)_A^{**} \\
 (l_p)_A / (m_q)_A = 2^{**} &
 \end{aligned} \right\}$$

なお、図中に閉ループ伝達関数  $\phi/l_\sigma \cdot \delta_a$  の分子  $f(m, s)$  の根軌跡を点線で併示した\*\*\*。これらの根軌跡は  $(l_p)_A$  をパラメータとして求めたものである。

図4.6をジャイロ効果のない場合と比較すれば、ジャイロ効果のために ASE ゲインが0の場合にも振動根が存在し、また一部の根の根軌跡が実軸から遠ざかる傾向（振動減衰特性が低下する傾向）をもつことが判る。なお、この根軌跡は ASE ゲイン  $(l_p)_A$  の変化に従って零点も移動するので、通常の根軌跡とは異なった動きをする。

つぎに、図4.6によって FTB の過渡応答特性の検討を行なう。ロール応答  $\phi$  を例にとれば、ASE ゲイン  $(l_p)_A = (l_\phi)_A = -8$ 、 $(m_q)_A = (m_\theta)_A = -4$  の場合の閉ループ伝達関数  $\phi/l_\sigma \cdot \delta_a$  の極と零点の値は図4.6の根軌跡からただちに求められる。図4.7(a)に極と零点の配置を示す。

\*この値は、FTB およびエンジン諸元計画値から推定したものである。

\*\*これらの関係は、シミュレーション実験で適当と認められたものである。

\*\*\*閉ループ伝達関数  $\theta/m_\delta \cdot \delta_e$  の分子  $f(l, s)$  の根軌跡の形もこれに一致する。ただし、この場合のパラメータ  $(l_p)_A$  の値は、同図の( )内の値となる。



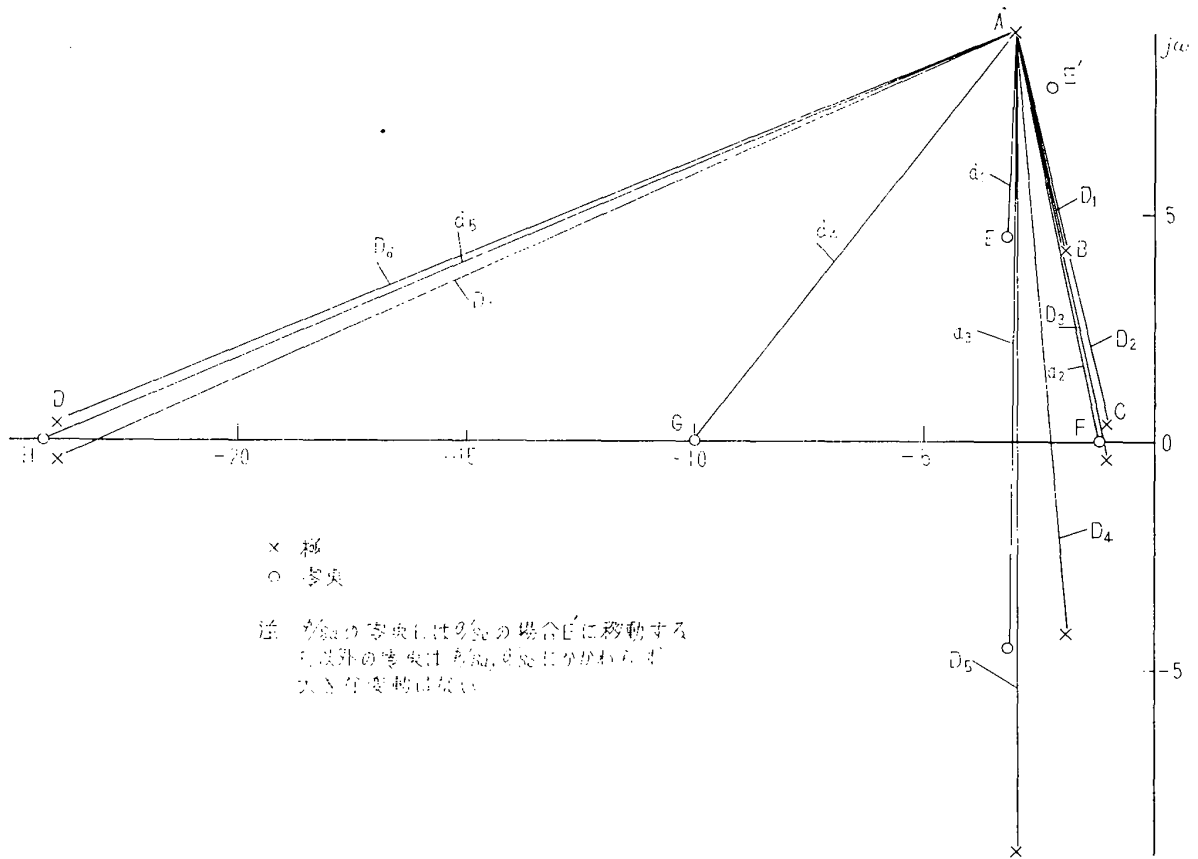


図 4.7(a)  $\phi/l_s \cdot \delta_a$  の極と零点の配置

一般に力学系のインパルス応答と伝達関数の極と零点の間には、つぎの関係が成立する。

$$\phi(t) = \sum_i K_i e^{-\zeta_i \omega_i t} \sin(\sqrt{1 - \zeta_i^2} \cdot \omega_i t - \varphi_i) \tag{4.4. a}$$

$\omega_i$ : 固有振動数

$\zeta_i$ : 固有振動の減衰係数

$\varphi_i$ : 位相遅れ

$K_i$ : 固有振動の振幅に関する定数

$i$ : 振動モードの区別を表わす添記号

$K_i$  は系の極および零点の相対位置から決まる常数であり、図4.7(a)における極 A を例にとれば、A から各極への距離を  $D_i$ 、各零点への距離を  $d_i$  とすれば、

$$K_A = 2 \prod_{i=1}^5 d_i / \prod_{i=1}^7 D_i \tag{4.4. b}$$

で与えられる。この式は、極 A で代表される振動根の近くに閉ループ伝達関数の零点が存在すれば  $d_i$  のうちの一つの値が小さくなり、その振動根に基づく振動モードの振幅が小さくなり過渡応答で無視できることを示している。また、虚軸から遠く離れた極の場合にも (4.4 b) 式と同様の

式において、分母 $\gg$ 分子、となり対応する振幅は小さくなることがわかる。したがって、図4.7(a)において虚軸からの距離の大きい極  $D$  で代表される振動モードの振幅  $K_D$  は非常に小さく、かつ大きな減衰特性 ( $\zeta_D \omega_D$ が大) を示すので、過渡応答を考える場合にはほとんど無視できる。

以上の検討によれば、 $\delta_a$  操舵によるロール応答  $\phi$  の場合には、極  $B$  と零点  $E$  が接近しているので過渡応答は極  $A$  および  $C$  で代表される振動モードに支配される。

一方、 $\delta_a$  操舵によるピッチ応答に関しては、図4.6 からわかるように零点  $E$  の位置が極  $A$  の近くに移る( $E'$ )ので過渡応答は極  $B$  および  $C$  で代表される振動モードに支配される。

参考のため  $\delta_a$  のインパルス操舵 ( $1s \cdot \delta_a$ : 単位インパルス) の場合のロール応答を図4.7(b)に示す。

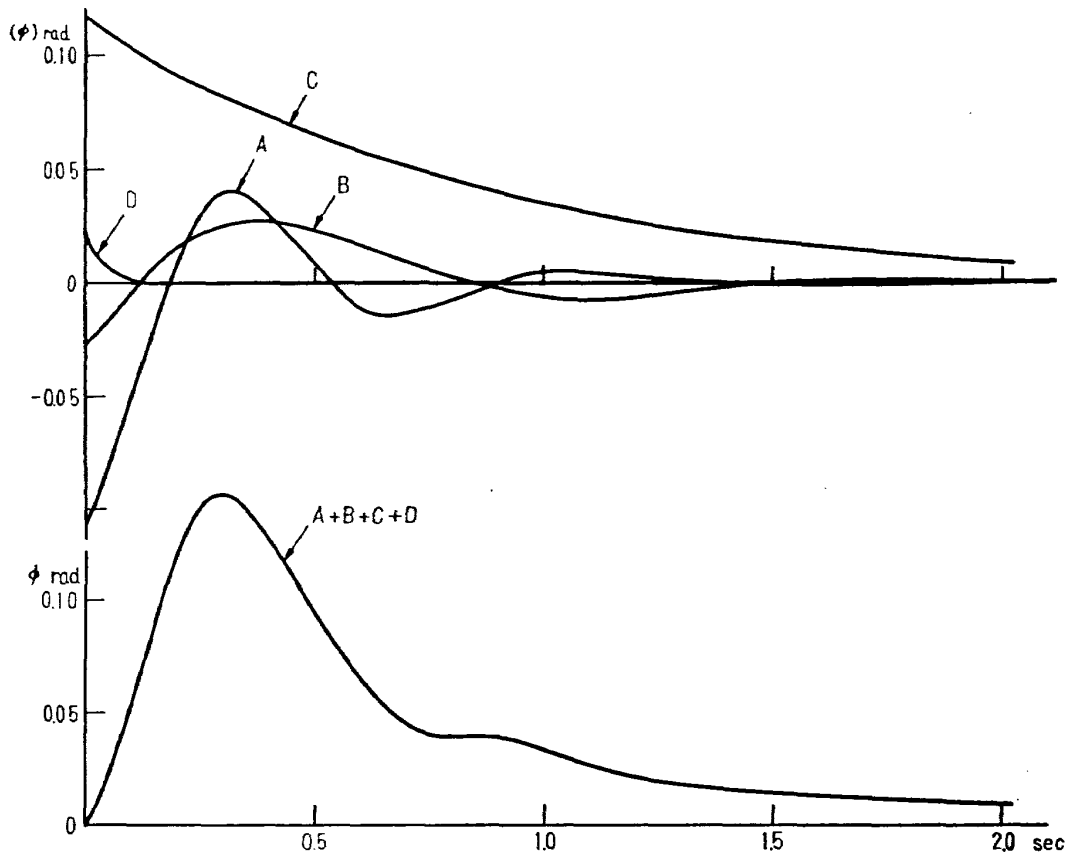


図 4.7(b)  $\phi$  のインパルス応答 ( $1s \cdot \delta_a$ : 単位インパルスの場合)

(4)  $\tau$  および  $T$  の根軌跡に及ぼす影響 (エンジンジャイロ効果のある場合)

エンジンジャイロ効果がある場合に、サーボ時定数  $\tau$  および不完全微分時定数  $T$  が系に及ぼす影響を検討するために、 $\tau$  と  $T$  の3組の組合せについて根軌跡を求めた。図4.8に示す。この3組のうちでは、 $\tau = T = 0.1\text{sec}$  の場合の系がもっとも虚軸から離れているので安定性のうえから好ましい。

$$\begin{aligned} (l_g)_G &= -(l_g)_A = -6 \\ (m_p)_G &= -(m_p)_A = 16 \\ (l_p)_A &= (l\phi)_A \\ (m_g)_A &= (m\phi)_A \\ (l\phi)_A / (m\phi)_A &= 2 \end{aligned}$$

- $\begin{cases} \tau = 0.05 \\ T = 0.2 \end{cases}$
- $\begin{cases} \tau = 0.1 \\ T = 0.1 \end{cases}$
- △  $\begin{cases} \tau = 0.1 \\ T = 0.2 \end{cases}$

注1. 数字はASEゲイン  $(l_p)_A$  の絶対値  
 注2. ASEゲイン0のときでもジャイロ効果  
 キャンセラゲイン  $(l_g)_A, (m_p)_A$  は  
 一定値をとる

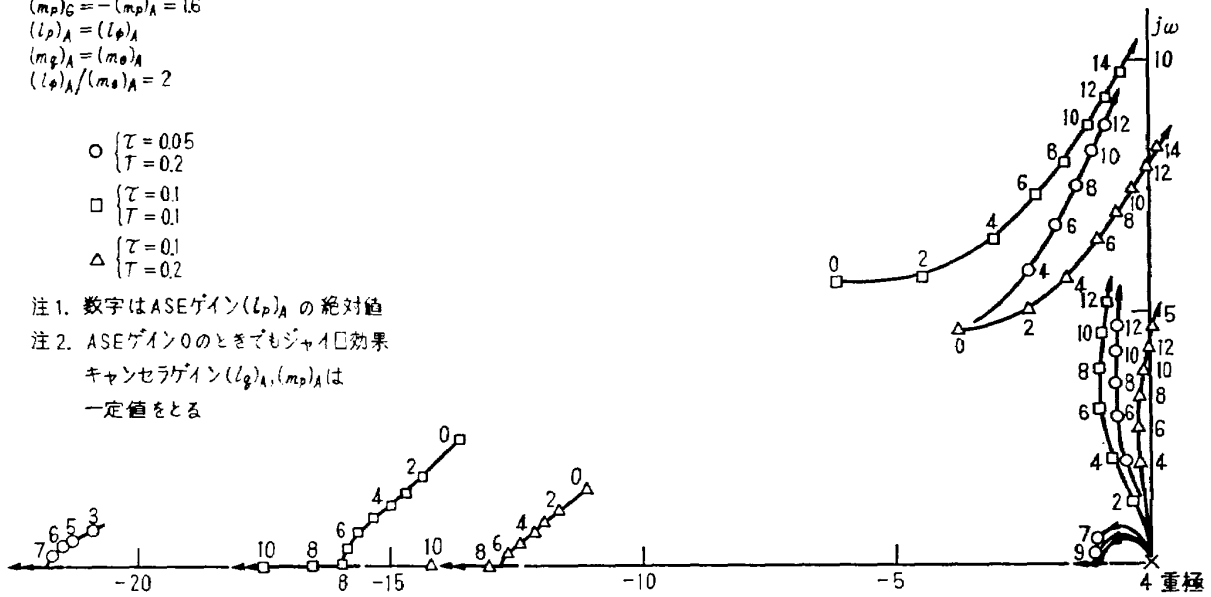


図 4.8 ジャイロ効果の存在する系の根軌跡 ( $\tau$  と  $T$  の効果)

(5) エンジンジャイロ効果および同キャンセラに関する検討

FTB は飛行状態によって機体重量, リフトエンジン回転数が変化し, したがってエンジンジャイロ効果  $(l_g)_G$  および  $(m_p)_G$  の大きさも変化する。 $(l_g)_G, (m_p)_G$  の値を変えた場合の根軌跡を図4.9に示した。ジャイロ効果キャンセラのゲインは  $(l_g)_G = -(l_g)_A, (m_p)_G = -(m_p)_A$  を満足するように, 飛行状態に応じて変更しうるものとした。20%程度のジャイロ効果の変化は, 根軌跡に大きな影響を与えないことが明らかである。

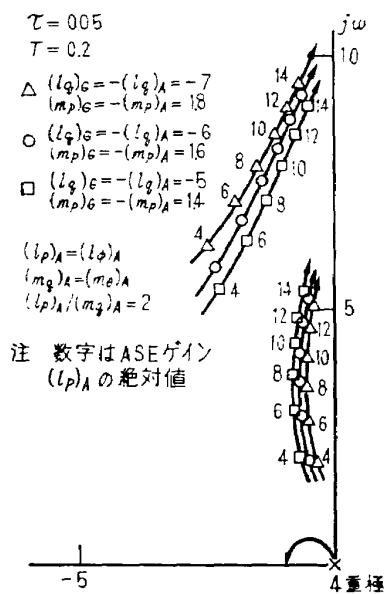


図 4.9 ジャイロ効果の大きさの影響

FTB の一定のジャイロ効果  $(l_g)_G$  および  $(m_p)_G$  に対して、ジャイロ効果キャンセラの設定値が過小、あるいは過大の場合の根軌跡を図4.10に示した。同図にジャイロ効果キャンセラなしの場合も併示した。図に明らかなように、 $\pm 20\%$ 程度のキャンセラゲインのずれの影響は小さい。

FTB では、飛行状態にかかわらずジャイロ効果キャンセラゲイン  $(l_g)_A$ 、 $(m_p)_A$  を一定として用いるように計画を進めた。

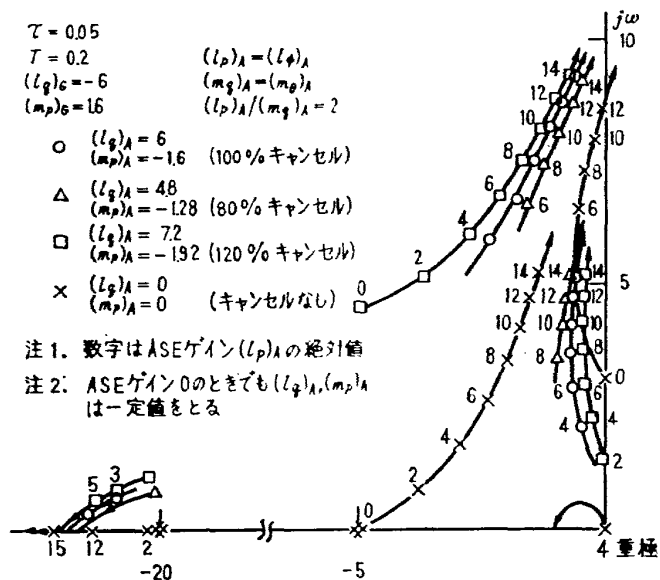


図 4.10 ジャイロ効果の打ち消しの割合を変えた場合の根軌跡

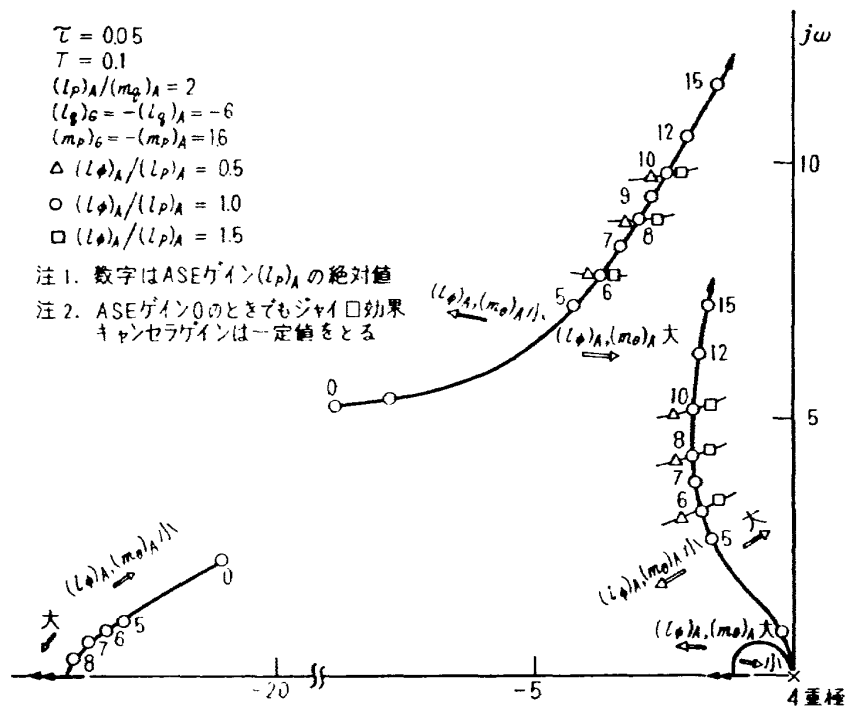


図 4.11 復元力と減衰力の比の変更による影響

(6) その他の検討

(1)~(5)の解析においては、ASE のゲインの間に  $(l_p)_A=(l_\phi)_A$ ,  $(m_q)_A=(m_\theta)_A$ ,  $(l_p)_A/(m_q)_A=2$  の関係が成立つ場合を取り扱った。

図4.11に  $(l_p)_A \approx (l_\phi)_A$ ,  $(m_q)_A \approx (m_\theta)_A$  の場合の根軌跡を示す。 $(l_\phi)_A/(l_p)_A=0.5 \sim 1.5$  程度の変化は根軌跡に本質的な影響を与えるものではないことが確認できる。

図4.12に  $(l_p)_A=(l_\phi)_A=(m_q)_A=(m_\theta)_A$  の場合の根軌跡を示す。この場合にも根軌跡の形状の変化は小さい。しかしながら、この場合には閉ループ伝達関数の零点(図4.7(a)のE点)の位置は極 A および B からほぼ等間隔の位置にくるので、ロール応答とピッチ応答はいずれも極 A および B で代表される二つの振動モードを同程度に含むものになる。このことはロールとピッチ運動特性が同一のものになることを意味し、FTB の安定操縦性から見て好ましくないものと考えられる。

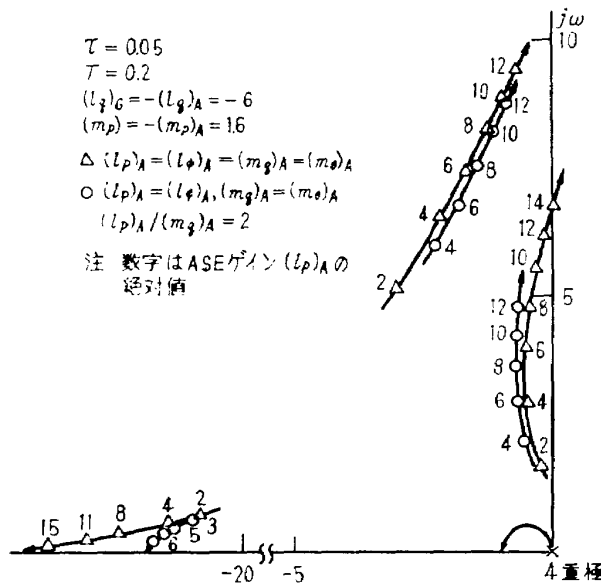


図 4.12 横、縦同一 ASE ゲインの場合の根軌跡

4.3 シミュレータによる検討

シミュレーション実験は FTB のホバリング飛行時の安定操縦性にとって好ましい ASE ゲインを選定することを主目的とした。

実験は当所既設の汎用飛行シミュレータの動特性模擬装置(アナログ計算機)と本実験のために製作した固定操縦席(図4.13(a))とを用いて行なった。姿勢、位置などは座席前面に取り付けたブラウン管オシログラフおよびメータに表示した。表示方法を図4.13(b)に示す。これらの表示方法および表示のゲインはパイロットの意見を取り入れて定めたものである。

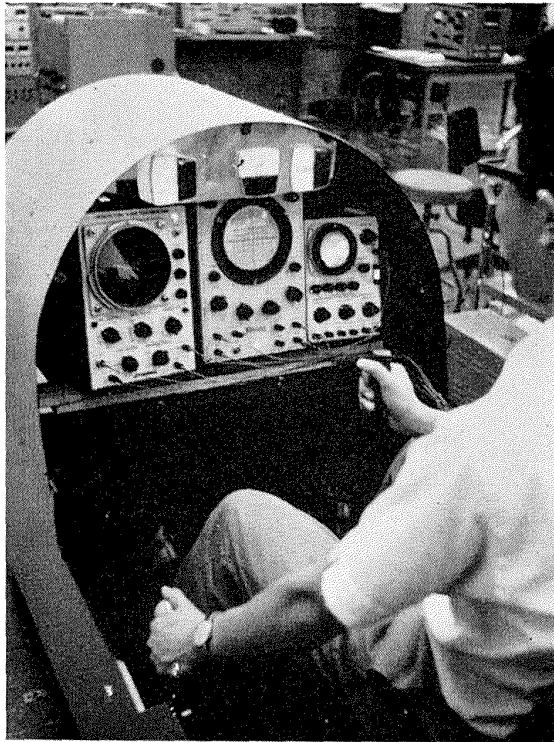
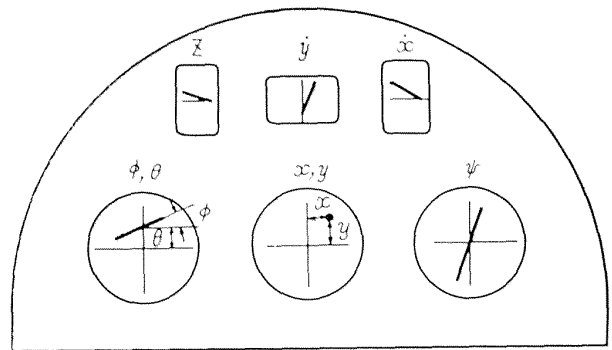


図 4.13(a) 固定操縦席



$\phi$	$1^\circ$	--- $0.5^\circ$ (2倍に拡大)
$\theta$	$1\text{cm}$	--- $10^\circ$
$x$	$1\text{cm}$	--- $5\text{m}$
$y$	$1\text{cm}$	--- $5\text{m}$
$\dot{x}$	フルスケール	--- $5\text{m/s}$
$\dot{y}$	フルスケール	--- $5\text{m/s}$
$\psi$	ヨー(使用せず)	
$z$	高度(使用せず)	

図 4.13(b) 姿勢・位置の表示と表示ゲインの例

(1) 1軸のみの制御を対象としたシミュレーション実験

ロールに関する ASE ゲイン  $(l_\rho)_A$  および  $(l_\phi)_A$ , またはピッチに関する ASE ゲイン  $(m_q)_A$  および  $(m_\theta)_A$  の選定を主目的とした1軸のみの制御を対象とするシミュレーション実験を行なった。この場合にはエンジンジャイロ効果, 機体の空力微係数などを無視した(4.5)式で示されるような簡単な式を用いた。

$$\left. \begin{aligned}
 &\text{ロール制御の場合:} \\
 &\ddot{y} = g \cdot \phi \\
 &\ddot{\phi} = (l_\rho)_A \dot{\phi} + (l_\phi)_A \phi + l_\delta \cdot \delta_a \\
 &\text{ピッチ制御の場合:} \\
 &\ddot{x} = -g \cdot \theta \\
 &\ddot{\theta} = (m_q)_A \dot{\theta} + (m_\theta)_A \theta + m_\delta \cdot \delta_e
 \end{aligned} \right\} \quad (4.5)$$

操縦桿感度  $l_\delta$  および  $m_\delta$  はつぎの値を用いた。

$$\left. \begin{aligned}
 l_\delta &= 0.046 (l_\phi)_A \text{ rad/s}^2/\text{cm} \\
 m_\delta &= 0.034 (m_\theta)_A \text{ rad/s}^2/\text{cm}
 \end{aligned} \right\}$$

飛行状態としてはホバリング飛行を想定し, パイロットには位置の制御に重点を置いて操縦を行なうように要求した。

この実験で得られた ASE ゲインの適値の範囲を図4.14に示す。ただし、同図の縦軸および横軸の単位  $\omega_n$ ,  $\zeta$  と ASE ゲインの関係は次式で与えられる。

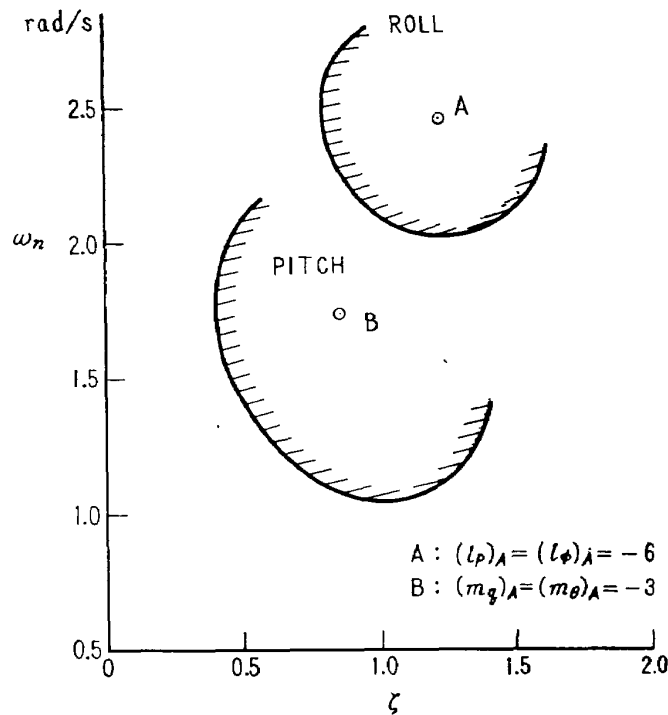


図 4.14 ASE ゲイン適値

$$\left. \begin{aligned} \omega_n &= [-(l_\phi)_A]^{1/2}, \text{ または } [-(m_\theta)_A]^{1/2} \\ \zeta &= \frac{-(l_p)_A}{2[-(l_\phi)_A]^{1/2}}, \text{ または } \frac{-(m_q)_A}{2[-(m_\theta)_A]^{1/2}} \end{aligned} \right\}$$

ASE ゲインが図の斜線内の領域にある場合には、パイロットは FTB の姿勢・位置を容易に制御でき、機体の目標位置に対する偏差、姿勢角などを小さい値に押えることが可能であった。この領域は、pilot rating 3.5 (付録3参照) に相当するものと考えられる。この領域の中心 A および B 点における ASE ゲインは、 $(l_p)_A \doteq (l_\phi)_A \doteq -6$ ,  $(m_q)_A \doteq (m_\theta)_A \doteq -3$  であり、ロールとピッチの ASE ゲインの適値の比はおおよそ 2 : 1\* であった。この理由の一つは、パイロットは機体の縦運動より横運動を敏感に感知でき、また操縦桿の縦操舵より横操舵のほうをより精密に制御できることにあると考えられる。

## (2) 2軸の同時制御を対象としたシミュレーション実験

FTB のホバリング時の飛行能力を検討するために、パイロットがロール、ピッチの2軸を同時に制御する場合のシミュレーションを行なった。

\*この比率は V/STOL 機の飛行性に関する AGARD の提案 1) に近い値であるが、文献2), 3) などの実験結果とは必ずしも一致しない。

この場合には、突風外乱を受けたときの飛行を模擬するために、機体の運動および制御は、(3.1), (3.2) 式で表わされるものとした（ただし、 $\psi$  および  $n$  に関する式を除く）\*。 (3.1), (3.2) 式の諸常数は FTB の計画諸元から推定した下記の値を用いた。

$$\left. \begin{aligned} x_u &= -0.013 \text{ 1/s}, & y_v &= -0.017 \text{ 1/s} \\ l_p &= -0.0022 \text{ 1/m}\cdot\text{s}, & m_u &= 0.0006 \text{ 1/m}\cdot\text{s} \\ (l_q)_G &= -(l_q)_A = -6 \text{ 1/s} \\ (m_p)_G &= -(m_p)_A = 1.6 \text{ 1/s} \\ l_\delta &= 0.253 \text{ rad/s}^2/\text{cm}, & m_\delta &= 0.119 \text{ rad/s}^2/\text{cm} \\ |\delta_a| &\leq 7.6\text{cm}, & |\delta_e| &\leq 10.2\text{cm} \\ (l_p)_A &= -6 \text{ 1/s}, & (l_q)_A &= -6 \text{ 1/s}^2 \\ (m_q)_A &= -3 \text{ 1/s}, & (m_\theta)_A &= -3 \text{ 1/s}^2 \end{aligned} \right\}$$

パイロットには下記のような飛行ボタンを要求した。

- 定位置ホバリング→前方へ10m移動→
- 定位置ホバリング→右へ10m移動→
- 定位置ホバリング（突風をうける）

突風としては、10m/s のステップ状の前後および左右突風を考え、突風の継続時間は約 10sec とした。

シミュレーション記録の一例を図 4.15 (a) に示す。突風継続時間は図中に矢印で示した。定位置 ( $x, y$ ) を  $\pm 1\text{m}$  の範囲内に保つのは比較的容易であった。この場合の姿勢角変動は  $\pm 2\text{deg}$  以内で、制御に要するコントロールバワはロール  $l$  については  $0.1 \text{ rad/s}^2$ 、ピッチ  $m$  については  $0.05 \text{ rad/s}^2$  程度の非常に小さい値である。操縦桿の動きは  $\pm 1\text{cm}$  程度である。ホバリング特性は、小型ヘリコプタのそれと同程度と認められた。突風を受けた場合には、位置および姿勢の変動がわずかに増大することが認められ、コントロールバワおよび操縦桿変位は突風のない状態の2倍程度になる。しかしながら、10m/s ステップ状突風というきびしい突風条件であったにもかかわらず、操縦の困難さは比較的小さいというのがパイロットの所見であった。前後、左右の移動の場合にも特に困難は認められなかった。ただし、機体の急激な加速あるいは減速を伴う運動は FTB の速度ダンピング係数  $x_u, y_v$  が非常に小さい値であるので困難である。

つぎに、ASE ゲインを変えて同様のシミュレーション実験を繰返し、2軸同時制御の場合の ASE ゲインの適値を求めた。パイロットは1軸のみの制御実験の場合（図4.14）よりもやや高い値（20～50%増しの値）に最適ゲインを選んだが、これは ASE ゲインを増して系の安定性を高める

\*1軸のシミュレーションで用いた (4.5) 式に比べ、(3.1), (3.2) 式で示される運動および制御の差は、シミュレーション実験においてパイロットがほとんど感知できない程度であることが認められた。



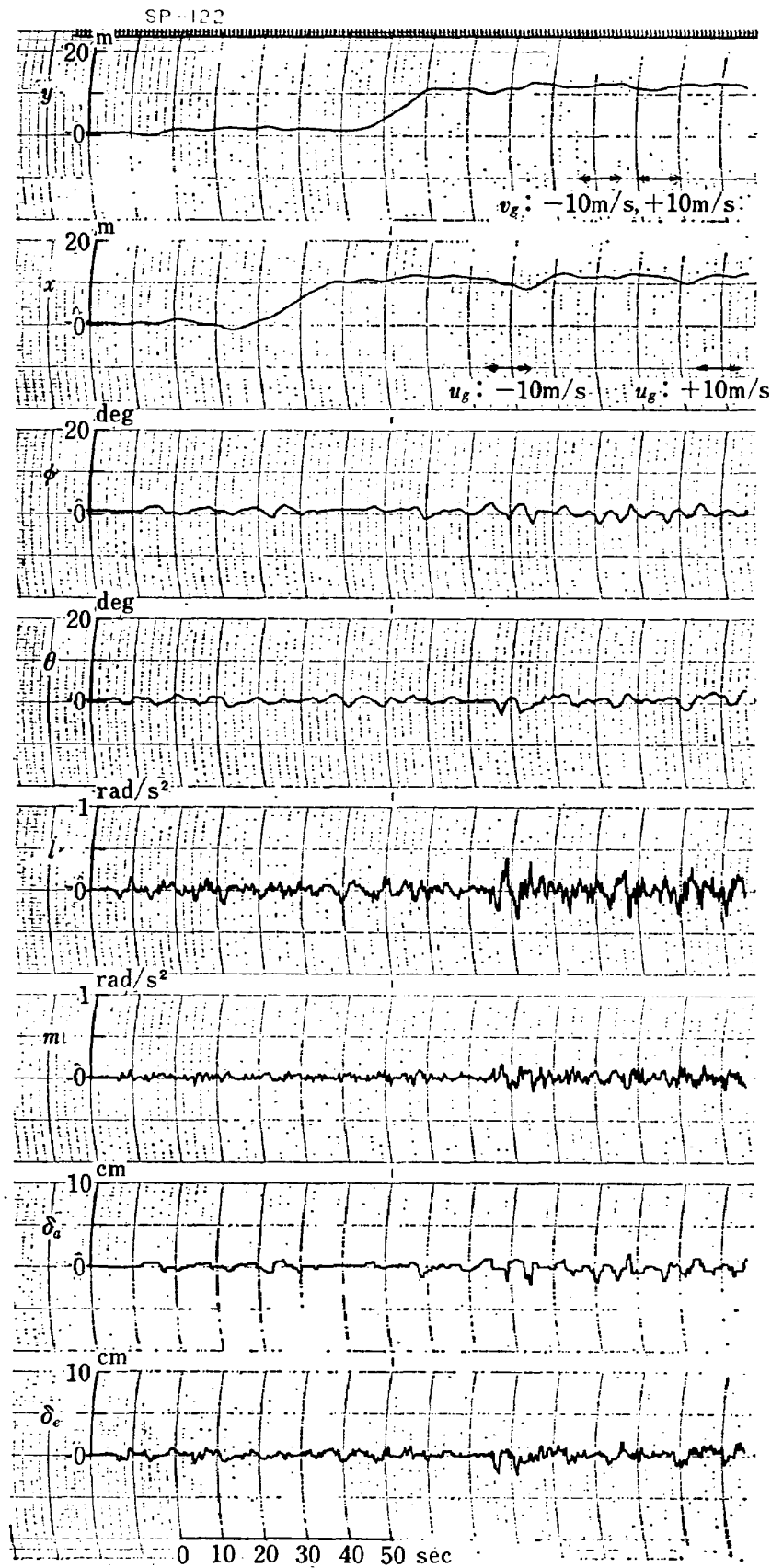


図 4.15(a) シミュレーション実験記録  
 ( $(l_p)_A = (l_\phi)_A = -6, (m_q)_A = (m_\theta)_A = -3$  の場合)



図 4.15(b) シミュレーション実験記録  
 ( $(I_p)_A = -6, (I_\phi)_A = 0, (m_q)_A = (m_\theta)_A = -3$  の場合)

ことがパイロットの姿勢保持の労力を低減させるためと考えられる\*。この場合、 $x, y$  方向の位置の同時制御を要求されるために、pilot rating は4程度の値に低下する。

ASE の姿勢復元項の操縦に及ぼす影響を検討するために、 $(l_\phi)_A$  を0に選定した場合（その他の常数は図4.15(a)の場合と同じ）について行なった実験記録を図4.15(b)に示す。ロール系統の記録( $\phi, l, \delta_e$ )の値が復元力のある場合と比べて大きく、姿勢角の変動が $\pm 5 \text{ deg}$ 程度にもなり操縦の困難さが増したことが明らかである。とくに、位置( $x, y$ )の変動が大きく、機体を前進させる場合に左右に振れる、あるいは横移動の場合に前後に動くという悪い傾向が表われている。

以上のシミュレーションは、サーボ時定数  $\tau$  および不完全微分時定数  $T$  を無視した(3.1), (3.2)式を用いて行なったものである。 $\tau$  および  $T$  の影響を検討するために、 $\tau$  および  $T$  の効果を含めた(4.1)式を用いてシミュレーション実験も行なったが、 $\tau + T < 0.2 \text{ sec}$ の範囲内の $\tau$  および  $T$  の値では、その影響はパイロットが感知できない程小さいものであった。なお、不完全微分時定数の操縦に及ぼす影響をさらに検討するためにシミュレータを用いたステップ応答実験を行なった。不完全微分時定数  $T$  がある場合には、操縦桿のロール操舵  $\delta_e$  を行なえばエンジンジャイロ効果によってロール運動のほかに連成によるピッチ運動をも生じ、ピッチ操舵  $\delta_e$  の場合にもピッチ運動のほかにロール運動をも生じるといった不具合をもつ。機体を $10^\circ$  (定常値)傾けるためステップ操舵を行なった場合の連成項の最大揺角を図4.16に示す。図に明らかなように、連成項の最大揺角は  $T$  に比例して増大し、たとえば  $T$  が $0.1 \text{ sec}$ 程度の大きさの場合の連成項の揺角は $1 \text{ deg}$ 以下である。FTB では不完全微分時定数を $0.1 \text{ sec}$ に選定して、エンジンジャイロ効果による連成の悪影響を小さい値に押えるように計画を進めた。

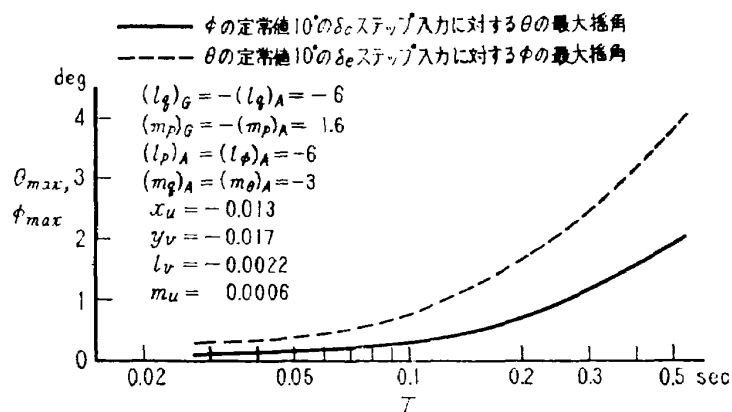


図 4.16 ジャイロクロスカップリングに対する微分時定数  $T$  の影響

\* ただし、ASE ゲインを大にすれば機体の運動性は低下し、位置を修正するための操縦の労力が増すという欠点を伴う。

## 5. ま と め

当研究所の V/STOL 研究計画の一環として着手したフライングテストベッド研究試作に関して、同機のホバリング飛行時の姿勢・位置制御の問題点を明らかにし、それらの制御特性の向上策として自動安定装置の一案を提案し、その効果を根軌跡法、シミュレーション実験等の方法で検討した。

結論を要約すれば、

- (1) リフトジェット型 VTOL 機の一形式と考えられるフライングテストベッドのホバリング飛行時の姿勢・位置制御の困難さは、主としてつぎの諸点に基づくものである。(i) 機体姿勢に関する空力ダンピングおよび空力復元力が小さく、したがって姿勢制御方式が加速度制御方式となるため。(ii) エンジンジャイロ効果によって機体のロール・ピッチ運動間に連成を生じるため。(iii) 機体の位置を直接に制御する手段を持たず、機体を傾けることによって位置を変化させるという間接的な手段によって位置制御を行なうため。
- (2) これらの問題を解決するために、フライングテストベッドにはつぎのような自動安定装置を搭載する(図3.1, 4.1参照)。

ロール、ピッチ制御系統は、センサとしてパーチカルジャイロを用い、姿勢角信号を姿勢制御用ノズル系にフィードバックすることにより姿勢復元力を与える。また、姿勢角信号を近似微分してフィードバックすることにより、姿勢ダンピングおよびエンジンジャイロ効果キャンセラの機能を行なわせる。

ヨー制御系統は、センサとしてレートジャイロを用い、ヨー角速度信号をヨー制御用ノズル系にフィードバックすることにより姿勢ダンピングの機能を行なわせる。

なお、自動安定装置に故障を生じた場合の姿勢・位置制御の困難さを考慮し、自動安定装置のロール、ピッチ系統は三重系統、ヨー系統は二重系統とし、飛行の安全性を高めるようにした。

- (3) 根軌跡法による解析によって、このような自動安定装置をもつフライングテストベッドの姿勢・位置制御特性を明らかにした。サーボ時定数および不完全微分時定数を 0.1sec 以下の小さな値にとれば、姿勢・位置制御特性をそこなわないことがわかった。また、エンジンジャイロ効果の影響を明らかにし、自動安定装置のジャイロ効果キャンセラのゲインを一定値とする方式を用いても制御特性を低下させるような悪影響のないことがわかった。

- (4) 自動安定装置の最適ゲインの選定を主目的としたパイロットによるシミュレーション実験を行なった。

ロールまたはピッチの 1 軸のみの制御を目的とした実験で得られた最適ゲインの値は、 $(I_{\phi})_{A \div} = (I_{\phi})_{A \div} - 6$ ,  $(m_{\phi})_{A \div} = (m_{\theta})_{A \div} - 3$ であった。ピッチ・ロールの 2 軸の同時制御の場合には上記の値より 20~50%程度の高い値であった。また、これらの場合の姿勢・位置制御特性についてのパイロットの判定は、pilot rating < 3.5 で示され、位置の制御にわずかな困難さを伴うがその特性はバ

イロットにとって許容しうるものであった。

一方、突風中を飛行する場合を想定した実験も行なったが、きびしい突風状態（10m/s ステップ状突風）を仮定したにもかかわらず、その影響は小さいものであった。

(5) 上に述べた検討結果で明らかなように、このような自動安定装置を装備したフライングテストベッドの姿勢・位置制御特性はパイロットにとってほぼ満足なものである。しかしながら、この報告では機体・自動安定装置が正常な機能を保って作動している場合の姿勢・位置制御特性のみを検討したので、このようなシステムを実用化するにはさらに検討を要するいくつかの問題がある。

その一つは、機体・自動安定装置の各構成要素（たとえば、空気ジェットノズル、整形回路、油圧作動部、センサ等）の特性に関連する問題で、これらの構成要素のもつ固有の誤差（ドリフト、感度の変動、不感帯等）がシステムの特性に及ぼす悪影響に関するものである。

第二は、自動安定装置の故障時の機能に関する問題である。自動安定装置の主要部分には三重系統あるいは二重系統を採用して故障に対して自動的に補償対策を行なう能力を持たせたが、この能力を故障発生時の過渡的状态の問題をも含めて検討する必要がある。

第三はフライングテストベッドの運動能力に関する問題である。この報告ではホバリング飛行時の姿勢・位置の制御能力のみを検討したが、本機の運動能力の限界の検討も必要と考えられる。

終わりに、この研究に協力された富士重工業(株)、日本電気(株)の方々に感謝の意を表します。また、シミュレーション実験その他について、機体第一部竹内室長、滝沢室長、計測部村上、中野各技官、飛行実験部後藤飛行課長、甲斐技官、その他の方々の協力あるいは助言をいただいたことを付記する。

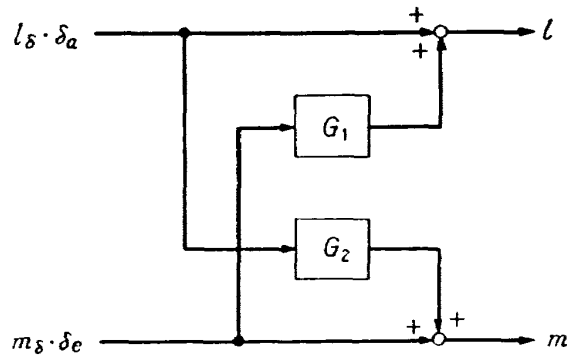
## 文 献

- 1) Recommendations for V/STOL Handling Qualities, AGARD Report 408(1962)
- 2) L. Stewart Rolls, F. J. Drinkwater III; A Flight Determination of the Attitude Control Power and Damping Requirements for a Visual Hovering Task in the Variable Stability and Control X-14A Research Vehicle, NASA TN D-1328(1962)
- 3) J. K. B. Illingworth; Flight Test of a Hovering Jet-Lift Aircraft, R. & M. No. 3336 (1963)

付録 1

「3. 2」で述べたジャイロ効果キャンセラは機体の角速度を検出してフィードバックすることによりジャイロ効果を打ち消そうとするものであるが、操舵によって生じるジャイロクロスカップリングはつぎの方法によっても打ち消すことができる。操縦桿出力を付図1に示すようにクロスさせてロールおよびピッチの制御を行なう場合には、機体姿勢に関する運動方程式はつぎのようになる。

$$\left. \begin{aligned} s^2\phi &= (l_q)GS\theta + (l_p)AS\phi + (l_\phi)A\phi + l_\delta \cdot \delta_a + m_\delta \cdot \delta_e \cdot G_1 \\ s^2\theta &= (m_p)GS\phi + (m_q)AS\theta + (m_\theta)A\theta + m_\delta \cdot \delta_e + l_\delta \cdot \delta_a \cdot G_2 \end{aligned} \right\} \quad (A.1.1)$$



付図1

クロスカップリングを打ち消した状態では、つぎの式が成立しなければならない。

$$\frac{\phi}{m_\delta \cdot \delta_e} = 0 \quad , \quad \frac{\theta}{l_\delta \cdot \delta_a} = 0 \quad (A.1.2)$$

したがって、 $G_1$  および  $G_2$  に関してつぎの条件が成立しなければならない。

$$G_1 = \frac{-(l_q)GS}{s^2 - (m_q)AS - (m_\theta)A} \quad , \quad G_2 = \frac{-(m_p)GS}{s^2 - (l_p)AS - (l_\phi)A} \quad (A.1.3)$$

したがって、(A.1.3)式で示されるような要素を通して操縦桿出力をクロスさせれば、操舵によって生じるクロスカップリングを打ち消すことができる。

ASEを持たないFTBの場合には(A.1.3)式より、

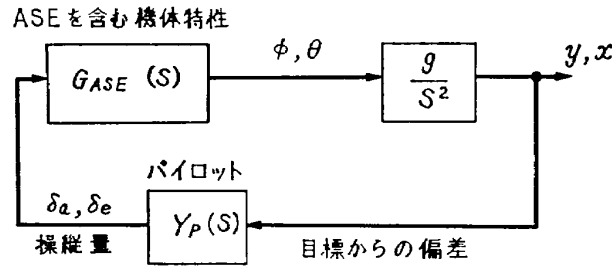
$$G_1 = -\frac{(l_q)G}{s} \quad , \quad G_2 = -\frac{(m_p)G}{s} \quad (A.1.4)$$

この場合にはカップリングの打ち消しは、操舵量の積分値に比例するクロス信号によって実現できる。

付録 2 パイロットを含む系の根軌跡による検討

パイロットがFTBを操縦する場合に要求される動作を理論的に検討して、シミュレーション実験の結果を裏づけるために、パイロットを含む系の根軌跡の検討を行なった。

パイロットが定位置ホバリング飛行を意図してFTBを操縦している場合には、パイロットを



付図 2 パイロットを含む系

含む系のブロック図は付図2のように示すことができる。パイロットが機体の位置，速度および姿勢角を感知すると考えれば，その伝達関数 $Y_p(s)$ は(A. 2. 1)式で近似される。

$$Y_p(s) = K_p(1 + T_{L1}s + T_{L2}s^2) \frac{1 - \frac{1}{2}\tau_p s}{1 + \frac{1}{2}\tau_p s} \quad (\text{A. 2. 1})$$

ここに，

$K_p$ : 変位フィードバックのゲイン

$K_p \cdot T_{L1}$ : 速度フィードバックのゲイン

$K_p \cdot T_{L2}$ : 姿勢角フィードバックのゲイン

$\tau_p$ : 人間に固有なむだ時間

付図2の開ループ伝達関数は(A. 2. 2)式で表わされる。

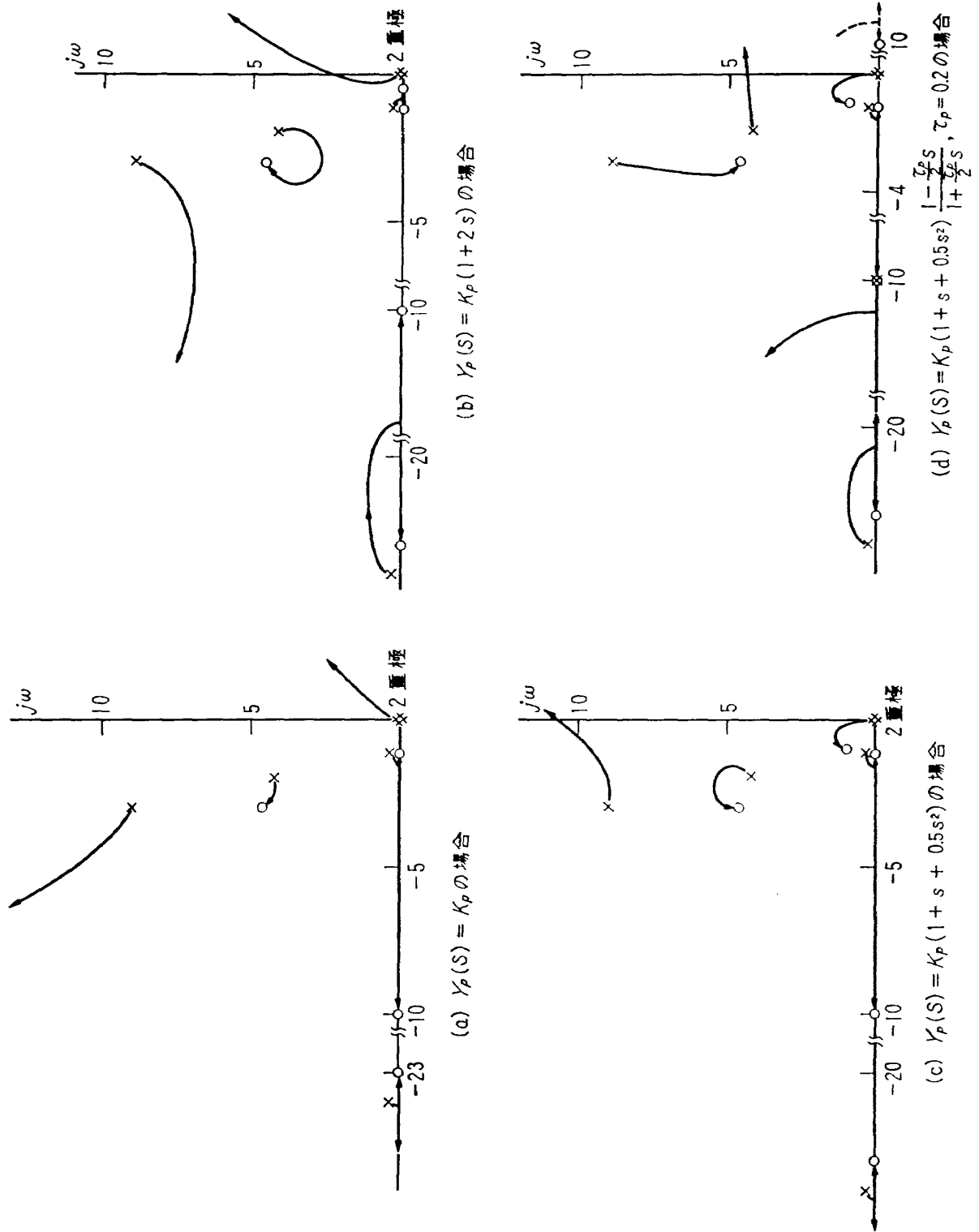
$$G(s) = K_p(1 + T_{L1}s + T_{L2}s^2) \frac{1 - \frac{\tau_p}{2}s}{1 + \frac{\tau_p}{2}s} \cdot \frac{G_{ASE}(s) \cdot g}{s^2} \quad (\text{A. 2. 2})$$

ただし， $G_{ASE}(s)$  は ASE を含む機体の姿勢制御特性を示す。

以下の検討は，機体および ASE の特性は (4.1) または (4.2) 式に従い， $\tau=0.05$ ， $T=0.1$ ，ASE ゲインは適値と考えられる  $(l_p)_A=(l_\phi)_A=-8$ ， $(m_q)_A=(m_\theta)_A=-4$ ， $(l_q)_G=-(l_q)_A=-6$ ， $(m_p)_G=-(m_p)_A=1.6$  とした場合の系について行なう。

#### (1) $Y_p(s)=K_p$ の場合

パイロットが水平位置のみを感知して，それに比例した操縦動作を行なう場合であり，この場合の根軌跡は付図 3(a) で示される。根軌跡のパラメータはパイロットゲイン  $K_p$  である。 $K_p=0$  の場合に原点にある 2 重極 (付図 2 の  $g/s^2$ ，すなわち位置の制御に直接関係する極) がパラメータ  $K_p$  を増せばただちに不安定側 (虚軸の右側) に移行する。したがって，このような操縦方法では位置制御は不可能である。



付図3 パイロット特性  $Y_p(s)$  および ASE を含む FTB の根軌跡



(2)  $Y_p(s)=K_p(1+2s)$  の場合

パイロットが水平位置および速度を感知して、その和に応じた操縦動作を行なう場合の一例で、根軌跡は (b) 図で示される。この場合は、ゲイン  $K_p$  の増加とともに原点にある 2 重極からの根軌跡は、初めは安定側（虚軸の左側）に移行し、さらにゲインを増せば不安定側に移行する。したがって、 $K_p$  のある範囲内ではパイロットは FTB の位置制御が可能であることを示している。ただし、根が安定側にある場合にも根軌跡と虚軸の間隔は小さく、付図 2 に示したパイロットを含む系の振動減衰特性は良くないことを表わしている。

(3)  $Y_p(s)=K_p(1+s+0.5s^2)$  の場合

パイロットが機体の水平位置、速度および姿勢角を感知してその和に応じた操縦動作を行なう場合の一例を (c) 図に示す。このような操縦は、パイロットが実飛行で行なう操縦に近い形と考えられる。この場合には、原点から発する根軌跡はゲイン  $K_p$  の増加とともに安定側に移行する。一方、 $K_p=0$  の場合に安定領域にある 2 個の振動根（この振動根は、ASE を含む機体の姿勢制御特性  $G_{ASE}(s)$  に関する極である）のうちの一つは、 $K_p$  の増加とともに虚軸のほうに移行し、大きい  $K_p$  の値では不安定側にはいる。したがって、この場合にもパイロットは  $K_p$  のある範囲内の位置制御が可能である。

(4)  $Y_p(s)=K_p(1+s+0.5s^2)\frac{1-\frac{\tau_p}{2}s}{1+\frac{\tau_p}{2}s}$  の場合

パイロットに固有のむだ時間  $\tau_p$  を考慮した場合であり、 $\tau_p$  を 0.2 sec にとった場合の根軌跡を (d) 図に示す。(c) 図の場合とほぼ同様な図形であり、ゲイン  $K_p$  の小さい範囲においては、 $\tau_p$  は大きな影響を持たないことが明らかである。

以上の検討は、パイロットの操縦特性が (A.2.1) 式で表わされるような線形特性をもつと仮定して進めたものである。実飛行中にパイロットの行なう操縦動作は非線形性をもち、また時間とともにその特性が変化するものであり、さらにパイロットへの入力と無関係なノイズ成分（レムナント）をも含むものである。しかしながら、(1)~(4)の検討は、パイロットが機体の水平位置・速度を感知し、あるいは水平位置・速度および姿勢角を感知して、それらの和に応じた操縦を意図した場合には FTB の位置を制御できることを示すもので、シミュレーション実験におけるパイロットの見解とも一致している。

**付録 3 Pilot Rating**

航空機の安定操縦性に対するパイロットの評価を定量的に表現する試みの一つとして、Cooperによって提案された Pilot Rating System がある。次表に示す。

Proposed Pilot Opinion Rating System For Universal Use

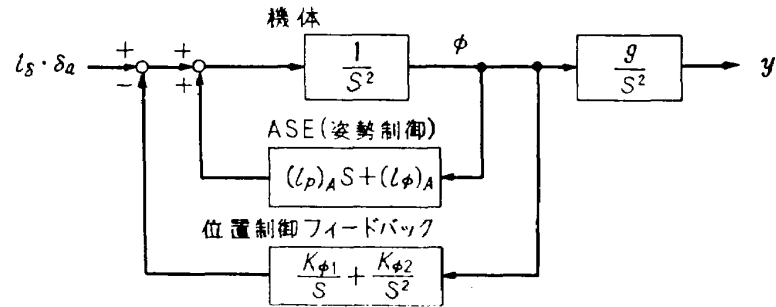
Operating conditions	Adjective rating	Numerical rating	Description	Primary mission accomplished	Can be landed
Normal operation	Satisfactory	1	Excellent, includes optimum	Yes	Yes
		2	Good, pleasant to fly	Yes	Yes
		3	Satisfactory, but with some mildly unpleasant characteristics	Yes	Yes
Emergency operation	Unsatisfactory	4	Acceptable, but with unpleasant characteristics	Yes	Yes
		5	Unacceptable for normal operation	Doubtful	Yes
		6	Acceptable for emergency condition only*	Doubtful	Yes
No operation	Unacceptable	7	Unacceptable even for emergency condition*	No	Doubtful
		8	Unacceptable-dangerous	No	No
		9	Unacceptable-uncontrollable	No	No
	Catastrophic	10	Motions possibly violent enough to prevent pilot escape	No	No

\* Failure of a stability augmentser

**付録 4 位置制御能力向上の一方法**

FTB の位置制御能力の向上策の一つとして、水平面内の速度あるいは位置信号を ASE によってフィードバックする方法が考えられる。この場合、速度あるいは位置の検出には適当なセンサを用いる必要があるが、FTB のような低速飛行のみを行なう機体に対しては適当な速度センサがなく、また位置の検出も困難である。ここでは、センサとしてパーティカルジャイロを用いて位置制御能力を向上させる方式について検討する。

(3.1) 式に示したように姿勢角  $\phi$  と位置の 2 回微分  $\ddot{y}$  はほぼ比例する。したがって、付図 4 に示すように  $\phi$  の 1 回および 2 回積分値のフィードバックは、水平速度および位置信号のフィードバックに相当する。



付図 4 位置制御フィードバック系

このようなシステムの位置制御特性は、付録 2 で取り扱ったパイロットの伝達関数  $Y_P(s)$  における  $K_P$ ,  $K_P T_{L1}$  をそれぞれ  $K_{\phi 2}$ ,  $K_{\phi 1}$  に置き換えたものに相当する。したがって、この系の根軌跡は付図 3(b) のような形をとる。このような位置制御系を考えればパイロットの操縦によらず FTB の位置制御を自動的に行なうことが可能である。

ただし、このシステムでは外乱による位置変位に対しては補償せず、また実用化する場合には、姿勢角の 1 回積分および 2 回積分をそれぞれ近似積分 ( $1/1+Ts$ ,  $T \gg 1$ ) で置き換えなければならない。したがって、位置制御を完全に自動的に行なうことは不可能で、ある程度パイロットの操縦にたよることになるのはやむをえない。

既 刊 報 告

- |       |   |             |                            |
|-------|---|-------------|----------------------------|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験<br>Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section  | 1960 年 2 月  | 平木 一, 石井孝雄<br>大島信彦         |
| TR- 2 | 遷音速風洞用22.5MW主送風機<br>I. 模型送風機による性能試験<br>22.5MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel<br>I. Performance Test of the Model Blower             | 1960 年 5 月  | 山内正男, 松木正勝<br>塩入淳平, 富永守之   |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験<br>An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test  | 1960 年 8 月  | 小橋安次郎, 長州秀夫<br>高島一明, 波木井 潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度<br>Strength of Rotating Discs   | 1960 年 9 月  | 佐藤和郎, 永井文雄                 |
| TR- 5 | 航空技術研究所(60cm×60cm)遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験<br>Design and Development of N.A.L. 60cm×60cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing              | 1960 年 12 月 | 中井暎一, 橋爪 宏<br>中村泰治         |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性<br>Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage  | 1960 年 12 月 | 竹中幸彦                       |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部<br>On the Transonic Test Section  | 1961 年 1 月  | 村崎寿満                       |
| TR- 8 | 繰返し荷重試験装置の予備試験<br>Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures                                | 1961 年 3 月  | 竹内和之, 飯田宗四郎                |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究(I)<br>—非線型補正理論—<br>Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow(I)<br>—Non-Linear Correction Theory—                      | 1961 年 3 月  | 細川 巖                       |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究<br>Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades  | 1961 年 3 月  | 松木正勝, 高原北雄<br>西脇英夫, 森田光男   |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏<br>Yielding of Rotating Discs of Mild Steel  | 1961 年 4 月  | 佐藤和郎, 永井文雄                 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について<br>On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section  | 1961 年 5 月  | 川井忠彦, 埜 武敏                 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究<br>Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer                                     | 1961 年 7 月  | 須郷道也, 伝田幸雄                 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層<br>On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics  | 1961 年 7 月  | 須郷道也, 小沢五郎                 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・較正<br>Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow                              | 1961 年 8 月  | 石井孝雄, 柳沢三憲                 |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法<br>On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations | 1961 年 12 月 | 樋口一雄, 三好 甫                 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察<br>A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density  | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖<br>三好 甫         |

TR-18	前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961年11月	松木正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961年12月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius型微分方程式の両側無限遠境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962年1月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元線形面の研究(I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed(I)	1962年1月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962年2月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962年2月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L.	1962年2月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造 Design and Construction of the 2m × 2m Transonic Wind Tunnel at the National Aeronautical Laboratory	1962年3月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962年3月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962年7月	細川 巖, 三好 甫
RT-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow(I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao HOSOKAWA
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年10月	川井忠彦, 埴 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962年11月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一

TR-34	高速軸流圧縮機の研究(I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究(II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月	和田 勇, 松崎利一
TR-37T	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu WADA
TR-38	鋳鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963年1月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究(第1報) —その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor(I) —Its Qualitative Analysis—	1963年2月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963年2月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963年2月	竹中幸彦, 江川幸一 小川鉦一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963年2月	河崎俊夫
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月	近藤 博, 蓑田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 $(\sum \lambda^k A_k) x = 0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem $(\sum \lambda^k A_k) x = 0$	1963年4月	戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月	川井忠彦, 泉 日出夫 戸川隼人, 林 洋一
TR-47	鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年7月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月	林 二 識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究(III) —翼の厚さの影響— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(III) —Effects of Blade Thickness—	1963年9月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相

TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963年10月	林 二 識
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合一 Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二 識
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第1報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGISAWA
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその性能 The Magnetic Tape Data Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中 正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	埴 武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角45°, テーパー比0.6の薄い片持翼の遷音速におけるフラッター特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月	中井暎一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月	尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年2月	小橋安次郎, 遠藤 浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁歪計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月	幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛

- TR-66 変分法による平板翼の撓み, 振動解における自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の場合)  
Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plats) 1964年6月 川井忠彦, 埜武敏  
越出慎一, 戸川隼人  
落合 薫
- TR-67 プラズマ発生装置の諸特性  
Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator 1964年4月 井上建二, 野村茂昭
- TR-68 回転翼の線型理論(I) —揚力面理論—  
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I) Lifting Surface Theory— 1964年6月 市川輝雄
- TR-69 高速軸流タービンの研究(I)  
—(タービンノズル円環翼列の研究)—  
An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine(I)  
—An Investigation of the Annular Turbine-nozzle Cascade— 1964年7月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸  
森田光男
- TR-70 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性  
Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory 1965年1月 松浦陽恵, 樋口一雄  
池谷光栄, 堀川勇壮  
村上 力, 百名盛之  
三好範子, 岡部正典
- TR-71 塑性の三方向せん断理論  
塑性変形による異方性  
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響  
応力状態と塑性変形の形  
Three-Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation 1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
- TR-71T Three Shear Theory of Plasticity  
Anisotropy Due to Plastic Deformation  
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow  
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation  
Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity September 1964 Fujio NAKANICHI  
Yasuo SATO
- TR-72 補助翼バズに関する一実験  
Some Experiments on Control-Surface Buzz 1965年1月 中村泰治, 田辺義一
- TR-72T Some Experiments on Control-Surface Buzz November 1964 Yasuharu NAKAMURA  
Yoshikazu TANABE
- TR-73 軸対称渦み点付近の溶融層の安定性  
Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point 1964年11月 相原康彦
- TR-74 遷音速パネルフラッタの研究  
The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter 1964年11月 石井孝雄, 柳沢三憲
- TR-75 統計流体力学の初期値問題について  
—Hopf 特性汎関数方程式の一般解—  
On the Initial-Value Problem in Statistical Hydromechanics  
—A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation— 1965年12月 細川 巖
- TR-76 高速軸流圧縮機の研究(IV)  
—NACA 65系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数1.5までの回転翼列試験— 1965年1月 大山耕一, 松木正勝  
西脇英夫, 岩部柱相  
片山泰治



- An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(IV)  
 --Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65--Series Compressor Blades Modified Approximately to Double Circular-Arc Blades--
- TR-77 Galerkin 法の収束性について  
 On the Convergence of Galerkin's Method 1965 年 1 月 島海良三
- TR-78 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法  
 Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems 1965 年 1 月 三好 甫
- TR-79 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について  
 Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression 1965 年 1 月 田寺木一, 古関昌次  
 泉 日出夫
- TR-80 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響  
 Numerical Effect of Constraints in Calculus of the Direct Variational Method  
 --in Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section-- 1965 年 1 月 埜 武敏, 越出慎一
- TR-81 FRP コーティングの断熱特性  
 Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating 1965 年 1 月 竹中幸彦, 江川幸一  
 小川 敏一
- TR-82 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法  
 A Simple Method of Calculating the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor 1965 年 2 月 松木正勝, 藤井昭一
- TR-83 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージェンス(I)--非圧縮流理論--  
 Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow(I) - Incompressible Flow Case-- 1965 年 2 月 石井孝雄
- TR-84 遷音速タービン翼列二次元試験(II)  
 Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades(II) 1965 年 3 月 近藤 博, 蓑田光弘  
 山崎紀雄
- TR-85 回転翼の線型理論(II)  
 Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(II)  
 --Lifting-Line Theory-- 1965 年 3 月 市川輝雄
- TR-86 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法  
 A Method for Predicting the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow 1965 年 5 月 松木正勝, 藤井昭一  
 五味光男
- TR-87 亜音速流中のパネルフラッターとダイバージェンス(II)圧縮流理論(III)実験的研究  
 Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic (II)Compressible Flow Case(III)Experimental Study 1965 年 6 月 石井孝雄
- TR-88 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味  
 Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure 1965 年 6 月 埜 武敏, 越出慎一
- TR-89 垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究  
 An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response 1965 年 6 月 小野幸一, 山根皓三郎

- TR-90 ヒステリシス・ループの形，繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇（第1報実験，第2報ねじりの場合の理論）  
The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion) 1965年7月 中西不二夫，佐藤和郎  
永井文雄
- TR-91 固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば(I)  
Flame Propagation into the Gop of Solid Propellant Grain(I) 1965年7月 五代富文
- TR-92 ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(I)  
—迎角0のとき—  
An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(I)  
—Linearized Flow with Axial Symmetry— 1965年8月 谷 喬
- TR-93 遷音速動安定試験  
Dynamic Testing at Transonic Speed 1965年10月 小橋安次郎，河野長正  
西 武徳
- TR-94 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ半無限の後退翼  
On the Camber Lines of Semi-Infinite Swept-back Wings which Give Uniform Spanwise Load Distribution 1965年10月 河崎俊夫
- TR-95 飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察  
A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes 1965年11月 荒木 浩
- TR 96TA Generalized Functional Formalism for Turbulence December 1965 Iwao HOSOKAWA
- TR-97 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論(I)  
円周速度のある流れ  
—軸対称流れ—  
A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines(I)  
—Non-Swirling Fluids in Ducts— 1965年12月 藤井昭一
- TR-98 後退角45°，アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究  
Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0 1966年12月 中井暎一，高木俊益  
安藤泰勝
- TR-99 計器のよみやすさに関する研究  
A Study of Dial Legibility 1966年2月 三好範子，岡部正典  
石川澄子
- TR-100 回転翼の線型理論(III)  
—揚力線の方程式の解法—  
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(III)  
—Method for Solving Lifting-Line Equations— 1966年2月 市川輝雄
- TR-101 航空機の着氷気象条件について(I)  
Meterological Conditions on Aircraft Icing (I) 1966年2月 古関昌次，田寺木一  
泉 日出夫，太田幹雄  
峰岸正勝
- TR-102 ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(II)  
—迎角のあるとき—  
An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles (II)  
—Linearized Flow with Attack Angle— 1966年3月 谷 喬
- TR-103T Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids  
—A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics— March 1966 Iwao HOSOKAWA
- TR-104 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退翼の 1966年4月 河崎俊夫，海老原正夫

- そり  
The Camber Distribution of a Spanwise Uniformly Loaded Subsonic wing
- TR-105 パイロットの心理的負担に関する研究(I)  
—操縦時の脈拍と呼吸の変化—  
A Psychological Study on the Mental Stress of Pilots(I)  
—Pules and Respiratory Rate During Flight— 1966年4月 三好 範子, 百名盛之  
岡部正典
- TR-106 遷音速における操縦面の逆効き  
On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces in Transonic Flow 1966年5月 神谷信彦, 瀬川晋策
- TR-107 円錐型電磁衝撃波管内の流れ  
Ionized Flow in a Conical Shock Tube 1966年5月 松崎利一
- TR-90T The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion) June 1966 Fujio NAKANISHI, Yasuo SATO & Fumio NAGAI
- TR-108 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験  
Some High-Speed Tests on Impules Turbine Cascades 1966年6月 近藤 博, 蓑田光弘  
山崎紀雄, 古川 昇
- TR-109 大型空気エセクタの研究  
A Study on the Large-Scale Air Ejector 1966年7月 藤井昭一, 五味光男  
菅原 昇
- TR-110 電磁流体の非粘性境界層  
Some Investigations on Inviscid Boundary Layer of Magnetohydro-dynamics 1966年8月 井上建二
- TR-111T An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of an Airplane Aug. 1966 Hiroshi Endo
- TR-112 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論(II)  
—円周速度のある流れ—  
A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines (II)  
—Swirling Fluids— 1966年8月 藤井昭一
- TR-113 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに関する実験  
Experimental Study on the Ground Effect of a Model Helicopter Rotor in Hovering 1966年8月 幸尾治朗, 岡 遠一
- TR-114 フライングテストベッドの高度制御システムの検討(I)  
Analytical and Simulation Studies of the Height Control of the Flying Test Bed 1966年8月 武田 峻, 甲斐忠夫
- TR-115 NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験  
Single-Stage Propellant Rocket (NAL-16) 1966年8月 ロケット性能研究室
- TR-116 50 cm 極超音速風洞の計画と構造  
Design and Construction of the 50 cm Hypersonic Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory 1966年9月 極超音速風洞建設グループ
- TR-117 弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式  
Energy Inequalities for the Difference Solutions of Equations of Elastic Vibration 1966年10月 三好 甫
- TR-118 高負荷燃焼器の箱形模型による実験  
Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Model 1966年10月 大塚貞吉, 福田 広  
相波哲朗
- TR-119 多次元1階準線型双曲方程式の解の存在について  
On the Existence of Discontinuous Solutions of the Cauchy Problem for Quasi-Linear First-Order Equations 1966年10月 小島清史

---

## 航空宇宙技術研究所報告120号

昭和41年11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)44-9171(代表)

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---