

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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)

武田 峻・甲斐 忠夫

1966年8月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- 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 Hysterisis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part I. 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 Sweptback 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-96T A Generalized Functional Formalism for Turbulence Dec. 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) —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 1965年12月 中井暎一，高木俊朗  
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)  
Meteorological 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そり  
The Camber Distribution of a Ppanwise Uniformly Loaded Subsonic Wing 1966年4月 河崎俊夫，海老原正夫

# フライングテストベッドの高度制御

## システムの検討 (I)\*

武田 峻\*\*・甲斐忠夫\*\*

### Analytical and Simulation Studies on the Height Control System of the Flying Test Bed (Part 1)

By Shun TAKEDA and Tadao KAI

As a basic research for the designing of Flying Test Bed (FTB) which is under development at NAL to test the capabilities of the lift-jet VTOL aircraft at VTOL operations, analytical and simulator studies was carried out to examine the height control characteristics of the VTOL aircraft. Main difficulties of the height control problems come from a large time constant of vertical thrust response, inherent low damping of vertical motion, and a lack of adequate sensing devices for height and vertical velocity. A pilot is required to have special control techniques which make  $T_L > 1$  sec where  $T_L$  is a lead time constant of pilot transfer function Eq. (2). These techniques place high task upon the pilot to continue VTOL operations.

To overcome these deficiencies, the FTB is equipped with a stability augmentation system (SAS) for the height control as illustrated in Fig. 4. Functions of the system in normal operation are represented in Fig. 5. A feed-back of combined signal of vertical acceleration and velocity term, which is achieved by choosing the time constant  $T_2 \doteq 10$  sec, eliminates undesirable effects of large time constant of vertical thrust response and introduces a quasi damping term in the system.

Root-loci of the FTB-SAS-Pilot system (Fig.10) show such favorable effects that the pilot can control the system regardless of the value of  $T_L$ , and a matter of concern for the pilot is an upper limit value of the loop-gain

$$\left| \frac{KK_P}{1-KK_A} \right| \text{ and } \left| \frac{KK_P T_L}{1-KK_A} \right|, \text{ as illustrated in Fig.11.}$$

These results were confirmed by simulation tests illustrated in Fig. 13, and according to the pilot's opinion the controllability in case of  $|KK_A| > 20$  was almost the same as that of light helicopters.

\* 昭和41年8月3日 受付

\*\* VTOL研究班

## 1. ま え が き

VTOL 機、特にリフトジェット型 VTOL 機の実用化を進める場合に直面する技術上の主要問題点の一つとして、垂直離着陸・ホバリング飛行時の高度制御の問題がある。

本研究所では V/STOL 研究計画の一環として、リフトジェット型 VTOL 機の垂直離着陸・ホバリング飛行を研究対象としたフライングテストベッド（以下 FTB と称する）の試作研究を始めたが、同機の高度制御システムに関し、シミュレータ実験も併用して基本的な特性の検討を終えたので、第 1 報として報告する。故障対策、高度システム構成部分の性能等については、さらに検討を進めて第 2 報以下で報告する予定である。

## 2. リフトジェット型 VTOL 機の高度制御の問題点

リフトジェット型 VTOL 機の高度制御に関する特性を左右する主要パラメータとしては、①リフトエンジンの過渡特性、②機体の空力特性、③パイロットの操縦能力が考えられ、これらの諸特性を考慮して機体の運用条件に適合するような高度制御システムを構成することが要求される。

### 2.1 リフトエンジンの過渡特性

VTOL 機に用いるリフトエンジンとしては推力 / 重量比の大きいことが第一に要求されるが、それとほぼ同程度の比重をもってエンジン過渡特性の良好なことが要求される。エンジン過渡特性を表わす尺度としては推力変更の時定数が用いられるが、VTOL 機の高度制御を満足させる時定数は 0.3 sec 以下<sup>1)</sup>といわれている。しかしながら世界で現在実用化されているリフトエンジンの時定数は 0.5~1.5 sec の間にあり、前記要求値におよばない。また、この値はヘリコプタ等のローター型式の VTOL 機の推力変更の時定数（おおよそ、0.1 sec の程度）と比較してもはるかに大きな値であり、リフトジェット型 VTOL 機の高度制御を他型式の VTOL 機のそれに比べて困難なものにする主要原因となっている。

VTOL 機の飛行でエンジン過渡特性が問題となる場合が二つ考えられる。一つは多エンジン VTOL 機のホバリング飛行時に一つのエンジンが故障した場合であり、故障エンジンの停止による推力低下を補うために残りのエンジン推力を急速に増大させることが要求される。他の一つは正常飛行時の高度制御能力の問題で、この場合にも高度の保持・修正等のためにエンジン推力をすみやかに調節することが要求されるが、そのときの推力変化の大きさはホバリングに要する推力の 20% 以下程度の小さい値である。

上記いずれの場合においても、エンジン時定数の短いほうが有利であるが、適当な高度制御システムを採用することによりエンジン時定数の影響を押えて高度制御能力の向上をはかることができる。

## 2.2 機体の空力特性

高速飛行時に機体に作用する空気力と比べれば、リフトジェット型VTOL機の垂直離着陸・ホバリング時に作用する空気力は無視できるほど小さい値である。したがって、機体の高度変化（上下運動）は(1)式で表わすことができる。

$$m \ddot{z} = T = \frac{K_E}{1 + T_{ES}} \delta_c \quad (1)$$

$m$ : 機体質量

$z$ : 高度

$T$ : エンジン推力

$K_E$ : エンジンシステムのゲイン

$T_E$ : エンジンシステムの時定数

$\delta_c$ : コレクティブレバーの変位

(1)式に示したように、空力ダンピングのない場合にはコレクティブレバーの変位に応じて機体の上下加速度の定常値が決まるような加速度制御方式となるので、機体に一定の高度、あるいは一定の昇降速度を与えるような操縦は困難である。

## 2.3 パイロットの操縦能力

VTOL機の垂直離着陸・ホバリング飛行時にはパイロットは高度を±0.5m程度の範囲内に保持し、また昇降速度を±1m/s程度の範囲内で制御することが要求されている<sup>1)</sup>。

有視界飛行の場合には、パイロットは機体と外界の相対的な高度差・速度差を主として視覚によって感知し操縦を行なうので、まずパイロットの高度・速度を弁別する能力が問題となる。計器飛行の場合には高度および昇降速度を計器に表示する必要があるが、パイロットが機体を操縦する場合の指標として用いるだけ精度の高い、かつ追従特性の良好な計測表示装置を実用化しなければならないという問題が残る\*。

さらにパイロットは感知した信号に判断を加え、それによってコレクティブレバーを介して高度制御を行なうわけであるが、「2.2」に記したような加速度制御によって間接的に高度・速度を制御するという困難さ、さらに「2.1」に示した大きな時定数をもつエンジンを介して操縦するという困難さを克服しなければならない。

## 2.4 検討例（自動安定装置のない場合の高度制御特性）

「2.1～2.3」に示したVTOL機の高度制御の問題点を確かめるために、自動安定装置を持たないVTOL機の高度制御特性を検討する。

---

\* なお、パイロットは機体の上下加速度を体感によって感知し、操縦にフィードバックして操縦能力を高めているのが実状である。

この問題は高度制御に二次的な影響しか及ぼさない項を無視すれば、図1のブロック図で表わされる。このシステムに作用する外乱には種々の形式のものが考えられるが、同図では外乱の影響を機体に加わる加速度 $\ddot{z}_N$ で代表して表示した。したがってパイロットは外乱 $\ddot{z}_N$ に対する機体の応答(高度変化, 速度等)を感知して、応答を最小限に押えるような操縦を行なうと考えることができる。

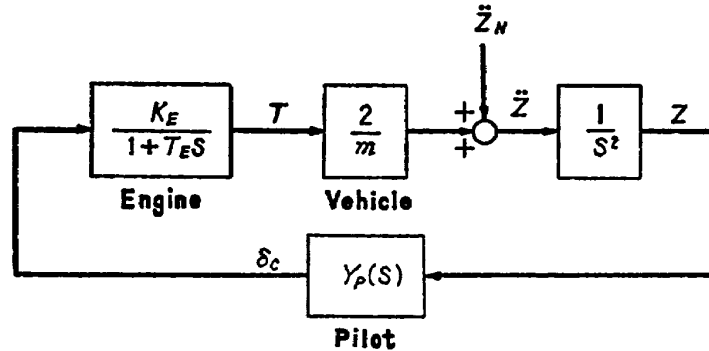


図1 Height control system block diagram (without SAS)

以下の解析ではパイロットが一定方式で操縦を行なうと仮定し、その場合のパイロットの特性は伝達関数 $Y_P(s)$ で与えられるものとした。 $Y_P(s)$ としては次式を用いる。

$$Y_P(s) = K_P (1 + T_L \cdot s) \frac{1 - \tau s}{1 + \tau s} \quad (2)^*$$

$K_P$ および $T_L$ はパイロットが任意に選定できるゲインおよびリード(一次進み時定数)であり、 $\tau$ は人間に固有の時間遅れで調節ができないものである。 $\tau$ の値としては次式を用いた。

$$\tau = 0.1 \text{ sec} \quad (3)$$

外乱に対する機体の上下変位(高度変化)の応答は図1からつぎのように導かれる。

$$\frac{z}{\ddot{z}_N} = \frac{1}{s^2 \left\{ 1 - \frac{K_E}{m} \frac{1}{s^2 (1 + T_E \cdot s)} Y_P(s) \right\}} \quad (4)$$

この高度制御システムの安定性は特性方程式 $\Delta$ の根によって判別できる。

$$\Delta = s^2 \left\{ 1 - \frac{K_E}{m} \frac{1}{s^2 (1 + T_E \cdot s)} Y_P(s) \right\} \quad (5)$$

パイロットが上下変位のみを、あるいは上下速度(昇降速度)のみを感知して操縦する場合、および両者を感知してその組合せに比例した操縦をする場合について安定性を根軌跡法で検討した結果を図2に示す。

図2(a)に示したパイロットが上下変位のみを感知してそれに比例した操縦を行なう場合(すなわち、(2)式に示した $Y_P(s)$ において $T_L = 0$ とおいた場合)には、パイロットゲイン $|K_P|$ の増加とともに根は原点から不安定側に移行し、この方式の操縦では振動的発散を避けられないこと

\* (2)式を導くには、パイロットの操作、制御対象との関係等についていくつかの仮定を用いた。付録に誘導の方法を示す。

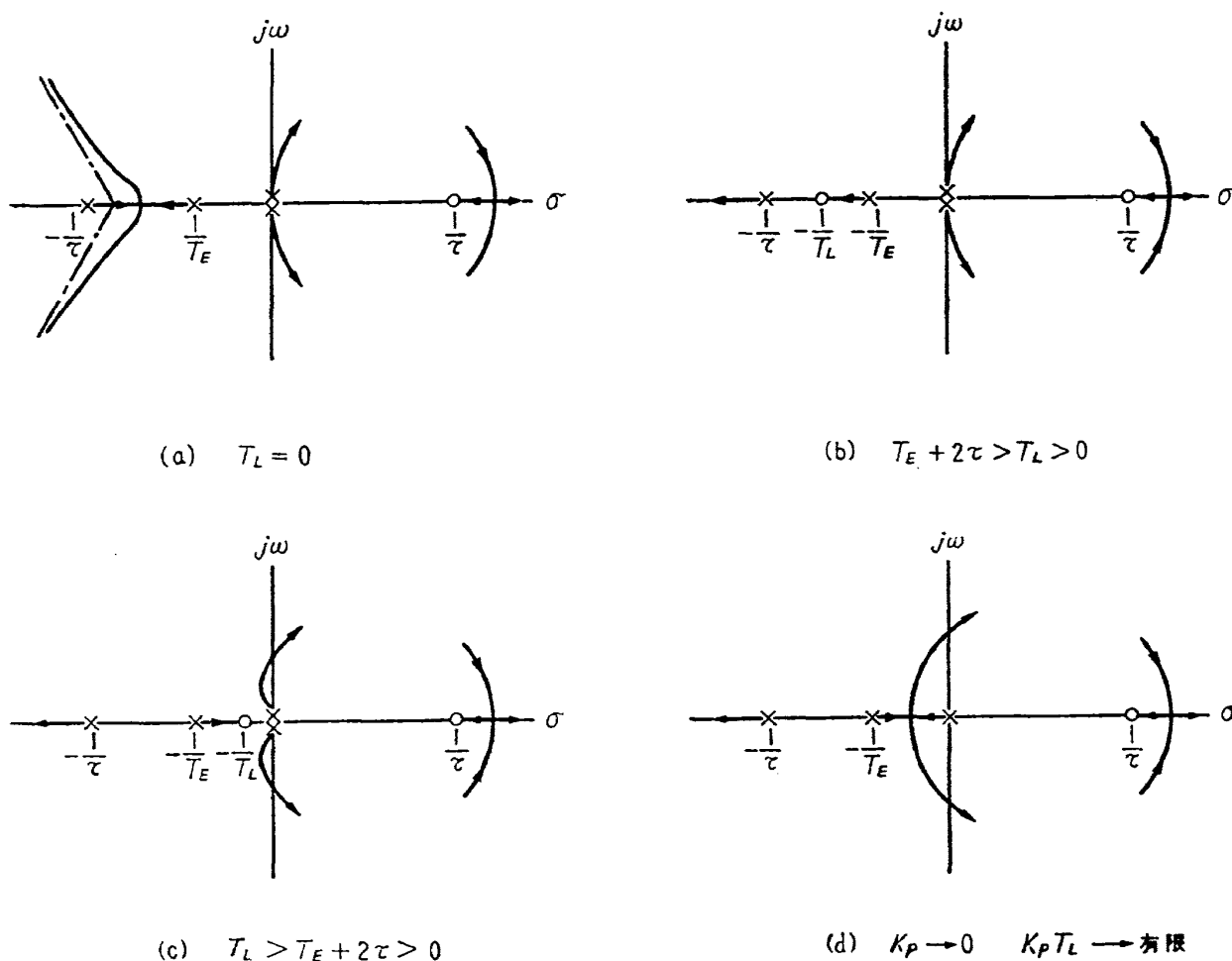


図 2 Root-loci of the height control system (vehicle+pilot, without SAS)

を示している。

図 2 (d) はパイロットが上下速度に比例した操縦を行なう場合((2)式において  $K_P=0$ ,  $K_P T_L$ : 有限値 とおいた場合)で, リード項ゲイン  $|K_P T_L|$  の増加とともに原点にあった根のうちの 1 個は初めは安定側に移行するが, さらに  $|K_P T_L|$  を増せば 2 個の振動根となり不安定側に移行する。そのほかに,  $|K_P T_L|$  の値のいかにかかわらず原点には 1 個の根が存在するので, このような操縦方式では  $|K_P T_L|$  の値のある範囲内では上下速度を一定に保つような操縦は可能であるが, 高度を一定に保つのは不可能なことがわかる。

図 2 (b), (c) はパイロットが上下変位・速度の両者を感じてその組合せに比例した操縦を行なう場合 (すなわち,  $Y_P(s)$  が (2) 式で表わされる場合) である。パイロットのリード項  $T_L$  がつぎの条件  $T_L > T_E + 2\tau$  を満足する場合 (図 2 (c)) には, パイロットゲイン  $|K_P|$  のある範囲内で特性方程式のすべての根は負の実数部を持つようになり, 一定高度を保持する操縦が可能となる。リード項  $T_L$  が小さく  $T_L < T_E + 2\tau$  の場合 (図 2 (b)) にはシステムは不安定で高度制御が不可能となる。これらの検討で明らかにされたように,  $|K_P|$  の値をある範囲内に押え, 同時に  $T_L > T_E$

+2 $\tau$  の関係を常に満足させるような操縦を行なえば高度を一定に保つことができるが、このような操縦はパイロットに極度の注意力の集中を継続的に要求することとなり、特に  $T_E$  の値の大きいリフトジェット型 VTOL機の場合には困難なことである。

根軌跡法による検討でわかった高度制御の困難さはシミュレータ試験でも確認された。試験記録の一例を図3に示す。使用したシミュレータはアナログ式電子計算機を主体として、実機を模したエンジン制御用コレクティブレバー、高度および上下速度指示用メータ（電圧計）を用いたものである。

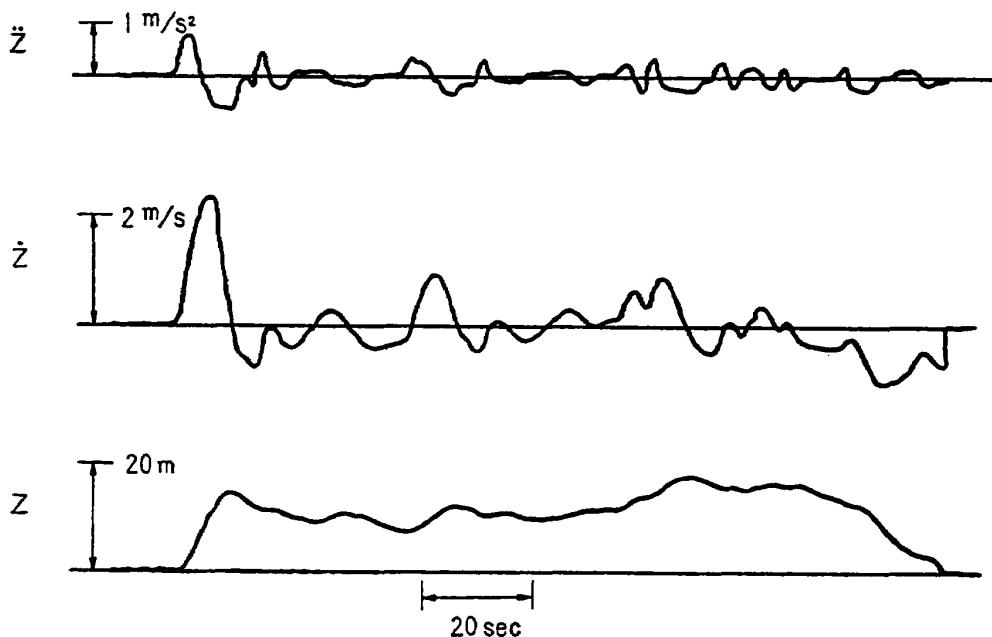


図3 Simulation records (without SAS)

### 3. フライングテストベッドの高度制御システムの構成・機能

前章で示したリフトジェット型VTOL機の高度制御に関する問題点の解決策として、自動安定装置（Stability Augmentation System, 以下 SAS と称す）を含む高度制御システムが考えられる。それで FTB 高度制御に関しても「同機の操縦をヘリコプタと同程度に容易にできる」ということを目標とした SAS を含む高度制御システムを考える。

このような高度制御システムの機能としては、「2.1~2.2」に示したエンジンの大きな時定数、および空力ダンピングの欠除に基づく欠陥を補なうことが要求される。エンジン時定数はエンジンに固有のものであるが、エンジン制御系統に機体上下加速度をフィードバックすることにより時定数が短くなったと同様の効果を与えることができる。機体の空力ダンピングの欠除に関しては、エ

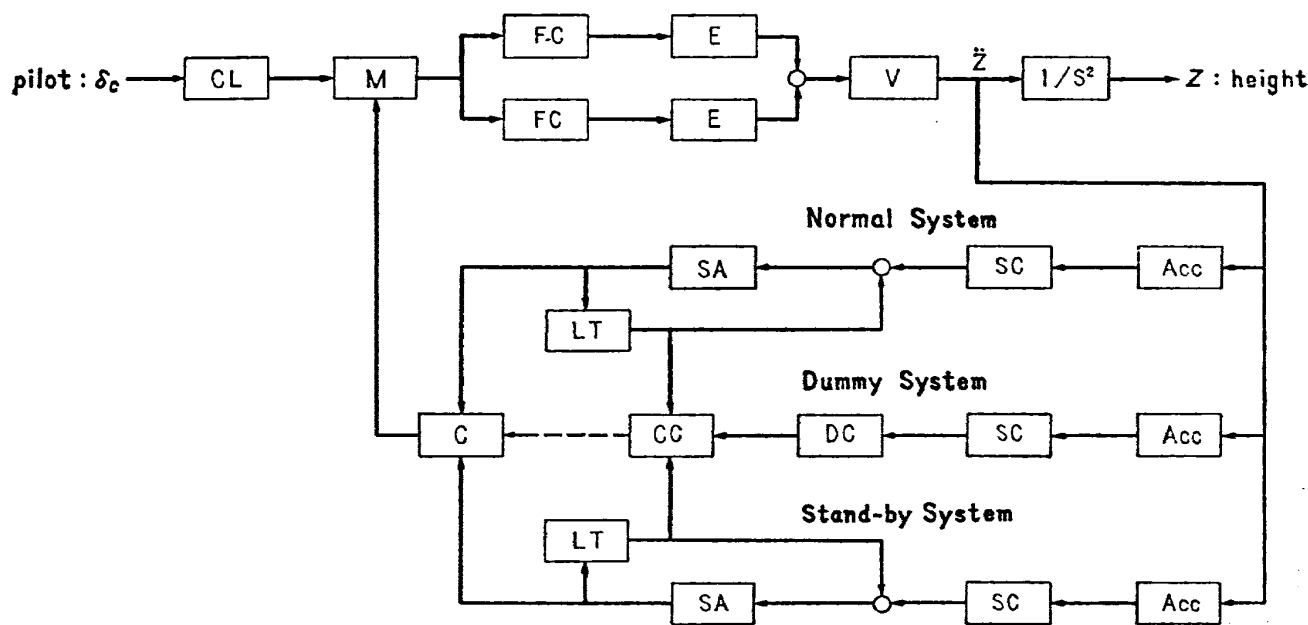


エンジン制御システムに機体上下速度をフィードバックすることにより空力ダンピングのある場合と同様の効果を生じさせる。FTB には上に述べたようなフィードバック機能を備えた SAS を装備する。

「2」に示した SAS を持たない場合の操縦の困難さを考えれば、FTB の飛行の安全性を確保するには高度制御システムが常に正常な機能を発揮することが要求される。したがって高度制御システムの SAS を含む主要部分は故障に対して自動的に補償対策を行なえるものであることが望ましい。FTB の高度システムの重要部分は三重または二重システムを採用し、故障を自動的に検出し、さらに自動的に補償対策をも実施できるように構成した。

FTB 高度制御システムの構成を図 4 に示す。SAS の検知部（加速度計）、計算機部（整形回路）は三重システムとし、油圧作動部はダミー回路を合わせて三重システムとした。三重システムのうちの一システム（常時作動システム）は常に作動状態にあり、ミキサーを通じてエンジン制御を行なっている。三重システムの一つに故障を生じた場合には、三重システムの出力の比較によって故障システムを自動的に判別し、計器板に故障の発生を指示してパイロットに警告する。さらに、常時作動システムの故障の場合には待機システムに自動的に切り換えて SAS の機能を正常な状態に保持する。

一方、図 4 で示されるように FTB はリフトエンジン 2 基を持つが、一方のエンジン系統（エンジンおよび燃料制御器）に故障を生じた場合には、故障によるエンジン推力の変化（低下）が機



- |                       |                            |                     |
|-----------------------|----------------------------|---------------------|
| CL : Collective Lever | Acc : Accelerometer        | CC : Compar Circuit |
| M : Mixer             | SC : Shaping Circuit       | C : Clutch          |
| FC : Fuel Control     | SA : Servo Amp. & Actuator |                     |
| E : Engine            | DC : Dummy Circuit         |                     |
| V : Vehicle           | LT : Linear Transformer    |                     |

図 4 FTB height control system

体上下加速度に直接に影響するので、SASの検知部（加速度計）で検知され、そのフィードバック機構によって自動的に他の正常エンジンの推力を制御して故障エンジンの推力変化の影響を最小限に押さえる機能を果たす。

SASの検知部には機能の信頼性および容積・重量の軽いという点から加速度計を採用した。したがって、前述したエンジン時定数の短縮および空力ダンピングの付与に相当する効果を出すために、計算機部には加速度の出力と出力の積分信号の和をフィードバックするような整形回路 (Shaping Circuit) を用いる。ただし、加速度計の出力にはドリフトその他の誤差成分を含むので、整形回路には積分回路の代わりに近似積分回路を用いて誤差の影響を最小限に押えるように心がけた。また、計算機部は整形回路のほかにダミー回路・比較回路をもち、三重系統の出力を比較して出力の切換えを行なう機能を果たす。油圧作動部はサーボバルブ・油圧作動筒からなり、さらに作動部の特性改善のためのフィードバック用シンクロを備えている。

#### 4. FTBの高度制御システムの特性

図4に示したFTB高度制御システムの機能は図5のブロック図で表わされる。同図に用いた記号をつぎに示す。

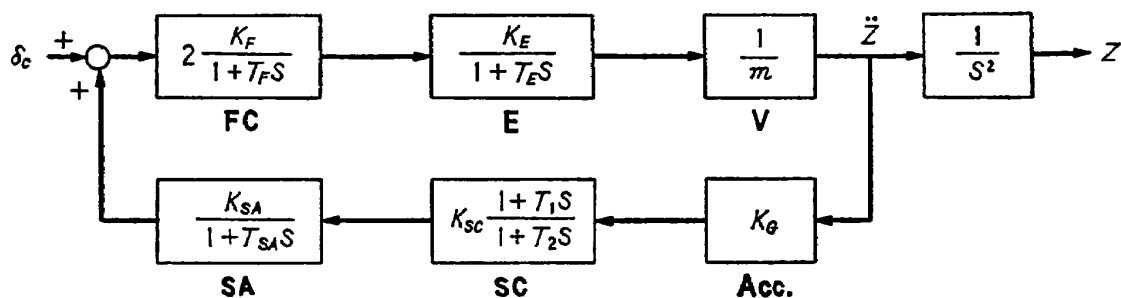


図5 FTB height control system block diagram

$K_i$ : 各部ゲイン ( $i$ : 添記号)

$T_i$ : 各部時定数 ( $i$ : 添記号)

$m$ : 機体質量

$\delta_c$ : コレクティブレバー変位

$z$ : 機体上下変位

図5において燃料制御器の時定数  $T_F$  はエンジン時定数  $T_E$  の10%程度の小さい値である。また油圧作動筒部の時定数  $T_{SA}$ \* は近似積分の時定数  $T_2$  の1%以下の小さい値である。それゆえ、以下の解析では  $T_F$  および  $T_{SA}$  の効果を  $T_E$  および  $T_2$  の効果に含めて、ブロック図を図6のように近似して解析を進める。

\* 油圧サーボ系の特性は一次遅れで近似し、その時定数を  $T_{SA}$  とした。

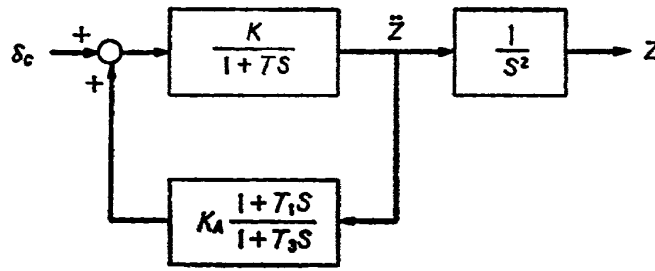


図 6 FTB height control system block diagram (Simplified case)

ただし,

$$\left. \begin{aligned} K &= 2 K_F K_E \frac{1}{m} \\ T &= T_E + T_F \doteq T_E \\ K_A &= K_G K_{SC} K_{SA} \\ T_3 &= T_2 + T_{SA} \doteq T_2 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

4.1 SASの常数 $K_A \cdot T_1 \cdot T_3$ の選定

図 6 から 機体-SAS系の伝達関数を求めれば次式のようになる。

$$\left. \begin{aligned} Y(s) &= \frac{z}{\delta_c} = \frac{K}{1 - KK_A} \frac{1 + T_3 \cdot s}{s^2 \left\{ 1 + 2 \zeta \left( \frac{s}{\omega_n} \right) + \left( \frac{s}{\omega_n} \right)^2 \right\}} \\ \omega_n &= \left( \frac{1 - KK_A}{TT_3} \right)^{1/2} \\ \zeta &= \frac{T + T_3 - KK_A T_1}{2 \{ (1 - KK_A) \cdot TT_3 \}^{1/2}} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

(7)式において設計で自由に選定しうる常数は、SASの常数 $K_A \cdot T_1 \cdot T_3$ 、およびエンジン制御システムのゲイン $K$ である。

まず、FTBの高度制御を容易にするために、速度制御方式(レバー $\delta_c$ の位置によって速度 $\dot{z}$ が定まるような方式)に近づけることを考える。そのためには、 $T_3 \gg 1$ に選ばれば良いが、 $T_3$ の値としては製作技術上から許容される範囲内の大きな値としてつぎの値を用いることとした。

$$T_3 = 10 \text{ sec} \quad (8)$$

つぎに、操縦に対する機体応答の遅れ(時定数)の短縮を考える。伝達関数が(7)式で与えられる場合、この遅れはおおよそ $1/\omega_n$ に比例するので、 $\omega_n$ を大きい値に選定することが望ましい。したがって、 $T$ が1sec程度の値であることから(「2.1」参照)、一巡ゲイン $|KK_A|$ は次式を満足するような十分大きい値にとることが要求される。

$$1 - KK_A \gg T_3 \quad (9)$$

さらに、操舵  $\delta_c$  に対する過渡応答特性が良好であるためには  $\zeta$  が 0.5~0.8 程度の値であることが望ましい。SAS の常数の選定に当ってはこの点に留意して適当な  $T_1$  の値を選ぶように心がけた。

#### 4.2 根軌跡・ステップ応答による検討

機体-SAS 系の特性に及ぼす SAS の諸常数の影響をさらに具体的に明らかにするため、根軌跡による検討を行なった。

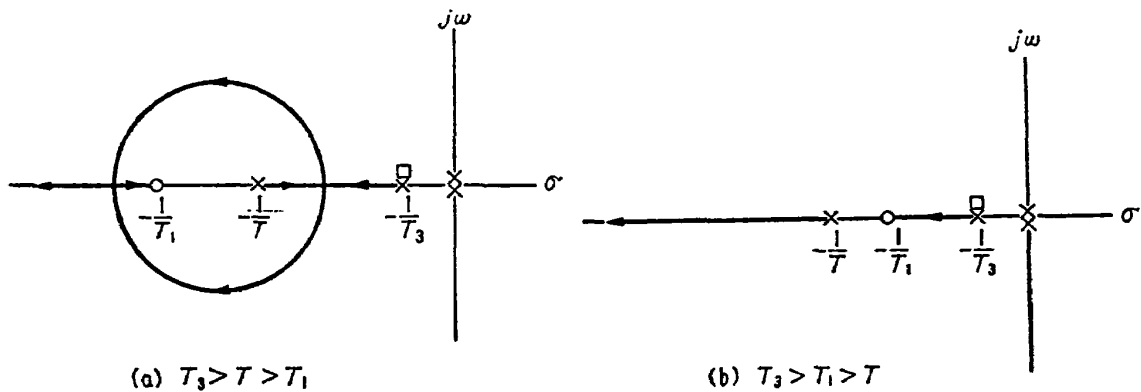


図 7 Root-loci of the FTB height control system  
(vehicle+SAS)

根軌跡を図 7 に示す。FTB では  $T_3$  を  $T \cdot T_1$  に比べて十分大きくとるので、根軌跡は  $T$  と  $T_1$  の大小によって 同図 (a)・(b) の二つの場合が考えられる。(a) の場合には、一巡ゲイン  $|KK_A|$  のある範囲で振動根を生じるが、さらに一巡ゲインを大にすれば二つの実根（いずれの時定数も  $T$  より小さい値をもつ）となる。(b) の場合には、一巡ゲインを増すとともに根は実軸上を左に移行して振動根を生じることはないが、根の一つは常に  $T$  より大きな時定数をもつ。FTB の高度制御にとって望ましい根の値は時定数が十分小さく、かつ振動根の場合にもダンピングが 0.5 以上あって振動減衰特性が良好なことである。根軌跡が (a) で表わされ（すなわち、 $T > T_1$  の状態）、 $|KK_A|$  が十分大きい値の場合が FTB にとって好ましいといえることができる。

なお、図には伝達関数の分子の根（□印）も記入したが、 $T_3$  を十分大きな値にとったので原点にある分母の二つの根のうちの一つと打ち消しあって、FTB の制御方式を速度制御方式に近づけることが読みとれる。

以上の検討は実際のシステムのもつサーボ系の非線形特性、操縦系統のがた等を見捨てて行なったものである。実際のシステムでは、それらの影響によって一巡ゲイン  $|KK_A|$  をあまり大きくすると不安定になる点を注意すべきである。

つぎに、SAS の常数を代表的な値に選んだ場合についてシミュレータでステップ応答を求めた一

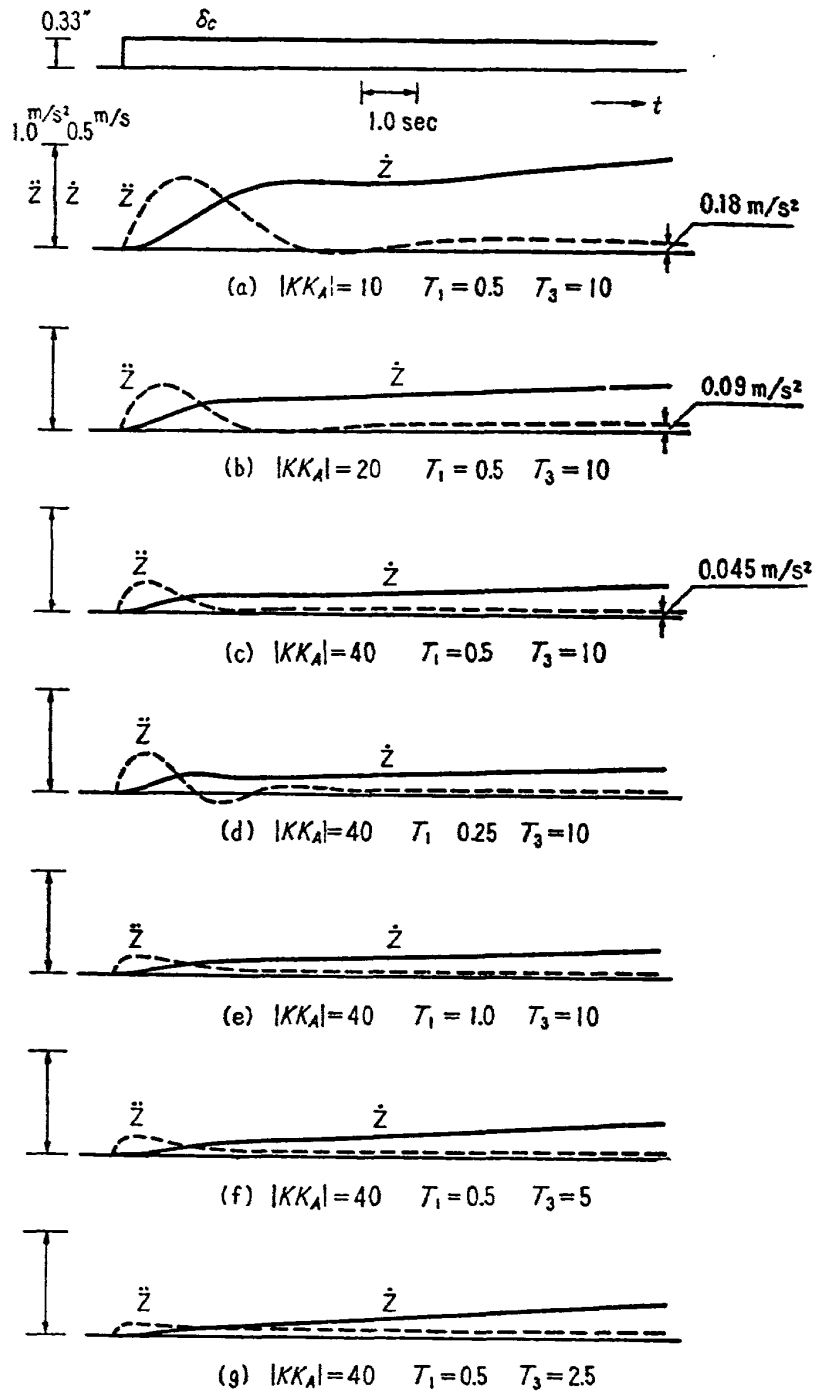


図 8 Step response (vehicle+SAS)

例を 図 8 に示す。同図 (a)~(c) は一巡ゲイン  $|KK_A|$  を変えた場合であり、おおよそ  $1/|KK_A|$  に比例して時定数が短くなる。(c)~(e) は  $T_1$  を変えた場合であり、 $T_1$  によって振動減衰特性が変化し、 $T_1=0.5 \text{ sec}$  の場合が最も好ましい特性を示すことが読みとれる。(c), (f), (g) は  $T_3$  を変えた場合であり、 $T_3=10 \text{ sec}$  の場合には  $\dot{z}$  応答がステップ状になり速度制御方式に近づくが  $T_3$  が 2.5~5 sec の場合には  $\ddot{z}$  応答がステップ状となる加速度制御方式であると考えられる。これらの結果は、根軌跡による検討結果と一致している。

### 5. パイロットの操縦を考慮に入れた解析

FTB に SAS を装備した場合にパイロットの操縦がどのくらい容易になるかを検討することを目的として、パイロットの操縦を考慮に入れた根軌跡による解析、およびシミュレータ試験を行った。

#### 5.1 根軌跡による検討

パイロットが FTB を操縦する場合のブロック図を 図 9 に示す。ただし、この場合にも 図 5 か

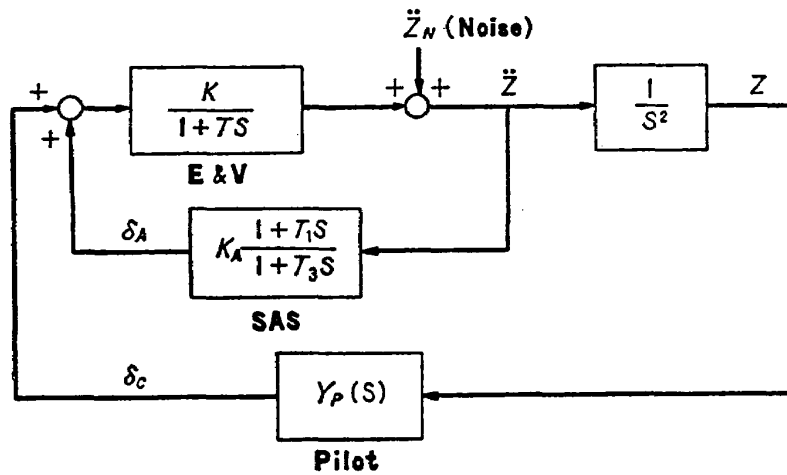


図 9 FTB height control system block diagram (vehicle+SAS+pilot)

ら 図 6 を導いた近似が成立するものとした。パイロットの操縦特性を代表する伝達関数としては SAS のない場合の検討に用いた(2)式をそのまま用いる。

図 9 において、外乱  $\ddot{z}_N$  に対する 機体—SAS—パイロット系の応答特性はつぎの伝達関数で表わされる。

$$\begin{aligned}
 Y(s) &= \frac{z}{\ddot{z}_N} \\
 &= \frac{(1+T \cdot s)(1+T_3 \cdot s)(1+\tau \cdot s)}{(1-KK_A) s^2(1+\tau \cdot s) \left\{ 1+2\zeta \left( \frac{s}{\omega_n} \right) + \left( \frac{s}{\omega_n} \right)^2 \right\} - KK_P(1+T_3 \cdot s)(1+T_L \cdot s)(1-\tau \cdot s)} \quad (10)
 \end{aligned}$$

(10)式における  $\zeta$  および  $\omega_n$  は(7)式で用いた値である。

まず、パイロットの操縦方式によって根軌跡がいかになるかを検討する。この場合、パイロットの操縦方式は(2)式で表わされるものとした。結果を 図 10 に示す。

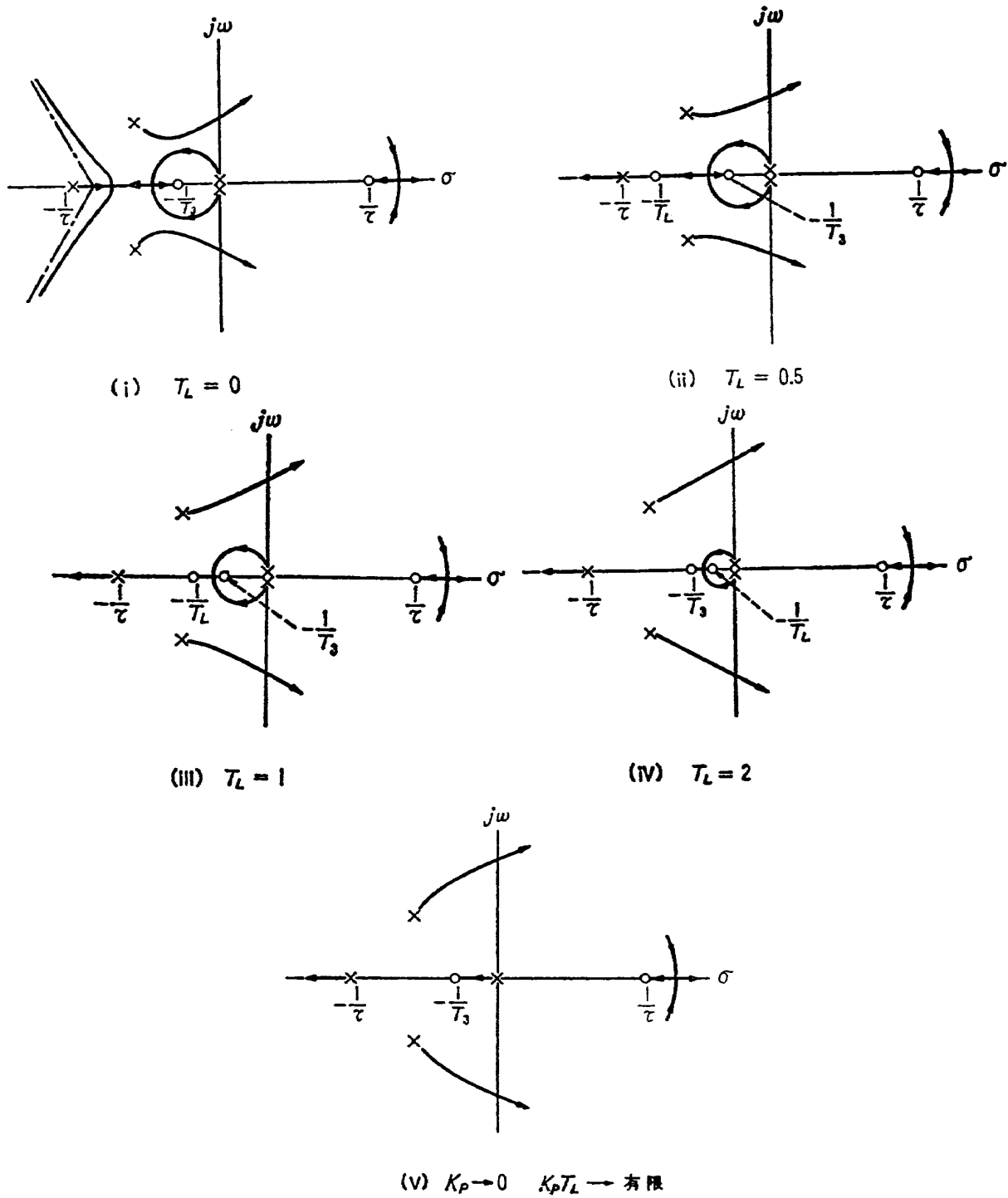


図10 Root-loci of the FTB height control system (vehicle+SAS+pilot)

同図 (i) はパイロットが高度のみを感知してそれに比例した操縦を行なう場合であり、(ii)~(iv) はパイロットが高度および上下速度の両者を感じてそれらを組み合わせてフィードバックするような操縦を行なう場合、(v) はパイロットが上下速度のみを感知してそれに比例した操縦を行なう場合である。この場合、機体-SAS系の諸常数は「4」の結果を参照して最適値と考え

られる下記の値を用いることとした。

$$\left. \begin{aligned} |KK_A| &= 40 \\ T &= 0.8 \text{ sec}^* \\ T_1 &= 0.5 \text{ sec} \\ T_3 &= 10 \text{ sec} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

なお、(i)~(iv) の場合には  $|KK_P/(1-KK_A)|$  を、(v) の場合には  $|KK_P T_L/(1-KK_A)|$  をゲインパラメータとして根軌跡を書いた。

いずれの場合もパラメータを増せば、初め原点にあった極は左側の安定領域に移行する。しかしながら、パラメータをさらに大とすれば、初めに安定領域にあった振動根が虚軸を横切り右に移行して振動発散状態となり不安定となる。安定限界におけるゲインパラメータ、そのときの角振動数  $\omega_c$  を表1に示す。また、図11に安定限界を図示した。このように SAS を装備した FTB の場

表1 Loop gain and critical circular frequency  
on the controllability limit

$$\left( \begin{array}{l} |KK_A| = 40, T = 0.8 \text{ sec}, T_1 = 0.5 \text{ sec}, \\ T_3 = 10 \text{ sec}, \tau = 0.1 \text{ sec} \end{array} \right)$$

$T_L$ sec	Loop-gain		Circular freq.
	$\frac{KK_P}{1-KK_A}$	$\frac{KK_P T_L}{1-KK_A}$	$\omega_c$ rad/s
0	0.18	0	1.1
0.2	0.32	0.06	2.2
0.5	0.40	0.20	3.1
1	0.32	0.32	3.7
2	0.19	0.38	4.0
5	0.09	0.43	4.3
$\infty$	0	0.45	4.4

合にも安定に操縦しうるパイロットゲイン  $K_P$  およびリード  $T_L$  に限られた領域がある。しかしながら、図11からも明らかなように、

$$\left. \begin{aligned} 0.18 &> \left| \frac{KK_P}{1-KK_A} \right| > 0 \\ 0.39 &> \left| \frac{KK_P T_L}{1-KK_A} \right| > 0 \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

となるように  $K_P \cdot T_L$  の値を選べば、この領域内では  $T_L$  の大きさにかかわらず FTB を安定に操縦することが可能である。すなわち、パイロットが高度変化のみを感知してそれに比例した操縦を行なう場合、また上下速度のみを感知してそれに比例した操縦を行なう場合、あるいはその両者

\* この値は FTB に使用するリフトエンジン JR-100 のエンジン時定数（おおよそ、0.7sec）をもとにして想定した値である。



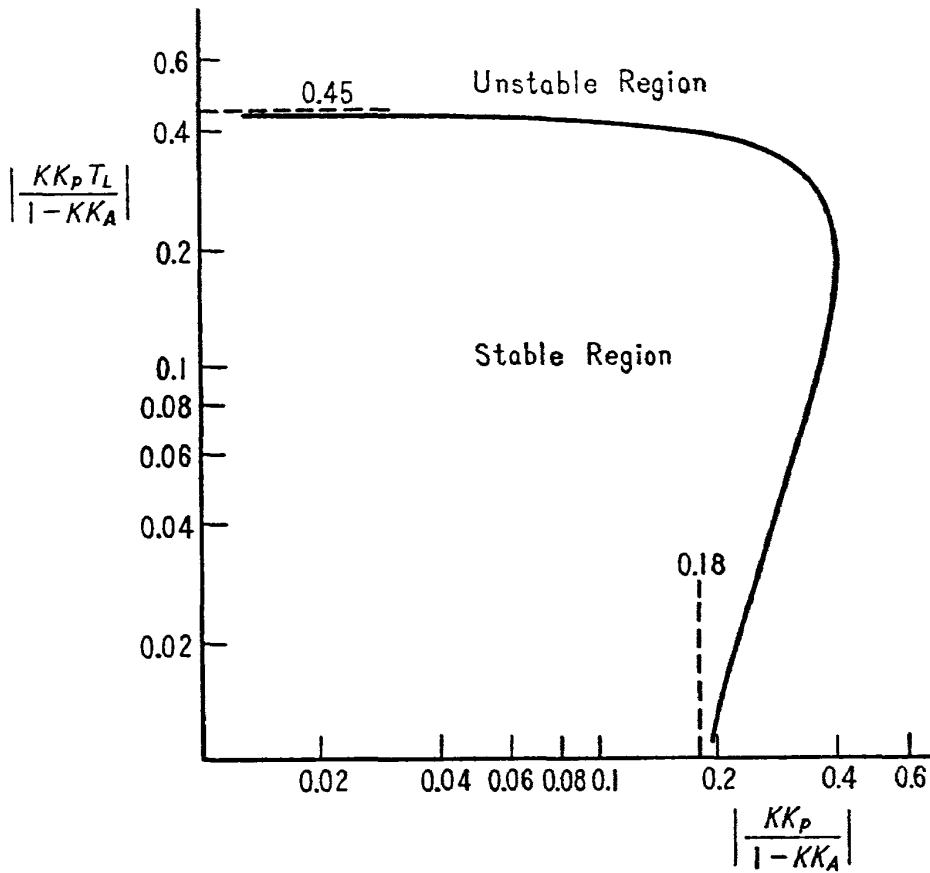


図11 Loop-gain of the controllability limit  
( $|KK_A| = 40$ )

を適当に組み合わせて操縦を行なう場合のいずれにおいても、ゲイン  $K_P$  およびリード  $T_L$  の値を(12)式を満足させる範囲内にとることのみを注意すれば高度制御が可能である。このことは、SAS のない場合の高度制御を行なうためにパイロットの操縦方式に関して要求される厳しい条件 ( $T_L > 1.0 \text{ sec}$ , [2.4] 参照) は、SAS 装備の場合には必要ないことを示すもので、したがってパイロットが容易に FTB の高度制御を行ないうることを示すものである。この点を明らかにするために SAS を含む一巡ゲイン  $|KK_A|$  を変えた場合の安定限界を SAS のない場合 ( $|KK_A| = 0$ ) を含めて図12に示した。図で明らかのように、 $|KK_A| > 10$  程度にとれば安定領域の形状は矩形に近くなり、 $T_L$  の値に無関係に安定に操縦しうる好ましい傾向が得られる。

### 5.2 シミュレーションによる検討

シミュレーションは「2.4」で述べた簡単なシミュレータを用いて行なった。操縦者に指示した飛行パターンはつぎのとおりである。

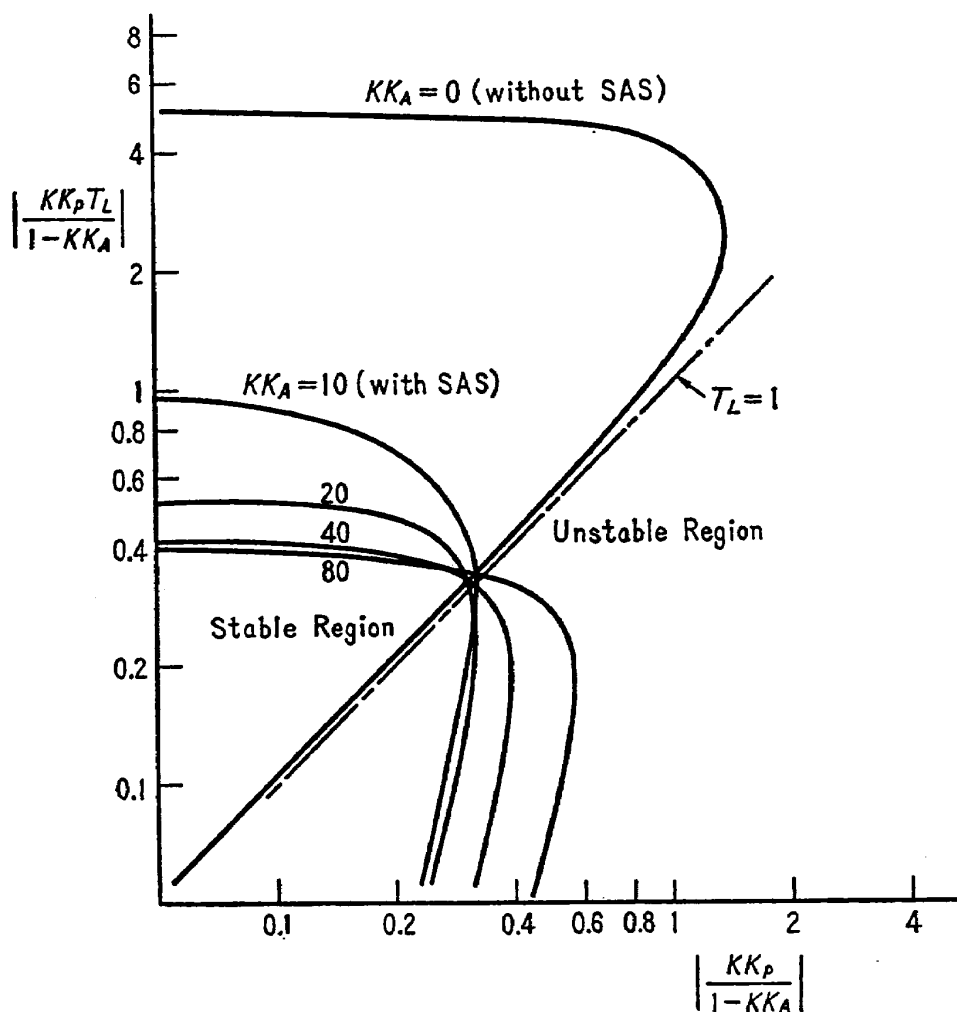


図12 Loop-gain of the controllability limit  
(  $|KK_A|$  : parameter)

- (i) すみやかに離陸して高度 10 m をとる。
- (ii) 高度 10 m を保って約 40 sec ホバーする。
- (iii) つぎに高度を 15 m に上げる。
- (iv) 高度 15 m を保って約 40 sec ホバーする。
- (v) ついで下降して着陸する。着陸時の接地速度はできるだけ小さく押える。

シミュレーションは SAS を含む一巡ゲイン  $|KK_A|$  の値を 3 種類を選んで行なった。その他の常数を含めて下記に示す (図 5, 6 参照)。

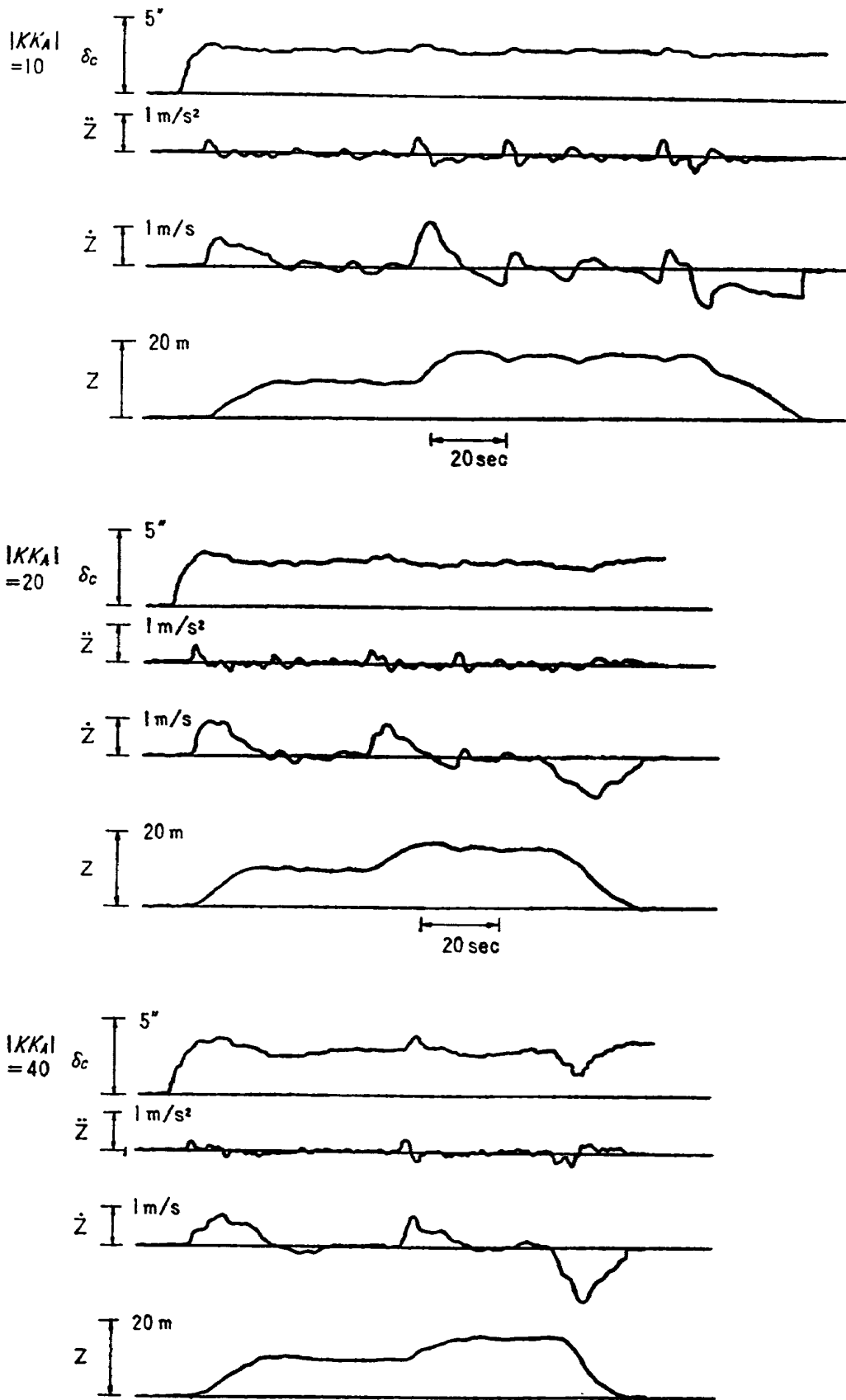


図13 Simulation records

$$\left. \begin{aligned}
 |KK_A| &= 10, 20, 40 \\
 K &= 2K_F K_E \frac{1}{m} = 2.98 \text{ m/s}^2/\text{inch} \\
 T_F &= 0.1 \text{ sec} \\
 T_E &= 0.7 \text{ sec} \\
 K_A &= K_G K_{SC} K_{SA} \\
 T_1 &= 0.5 \text{ sec} \\
 T_2 &= 10 \text{ sec} \\
 T_{SA} &= 0
 \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

シミュレーション結果を 図13 に示す。図から明らかなように一巡ゲイン  $|KK_A|$  の小さい場合には高度を  $\pm 1 \text{ m}$  以内に保つのが困難であるが、 $|KK_A| = 40$  の場合には高度を容易に  $\pm 1 \text{ m}$  以内に保つことができる。一方、操舵と上下速度の関係をみれば、 $|KK_A| = 10$  の場合にはこの間に比例関係が成立しないが、 $|KK_A| = 40$  の場合には比例関係が明らかで速度制御方式が成立すると考えられる。したがって、 $|KK_A| = 40$  の場合には速度の制御が容易に行なえ、上昇・下降速度を大きくとることも可能となる。

シミュレーション試験における操縦者の所見も一巡ゲイン  $|KK_A|$  の大きい場合には高度制御は容易であり、 $|KK_A| \geq 20$  における高度制御特性はおおよそヘリコプタと同程度という見解であった。

## 6. 結 論

VTOL機の垂直離着陸・ホバリングを研究対象とするフライングテストベッドの試作研究に関連して、まずリフトジェット型VTOL機の高度制御の問題点を明らかにし、それに基づいてフライングテストベッドの高度制御能力を高めるための自動安定装置の検討を行なった。結論を以下に要約する。

(1) リフトジェット型VTOL機の高度制御の困難さは、エンジンの大きな時定数、機体空力ダンピングの欠除、操縦方式が加速度制御方式であること、適当な高度・上下速度の指示計器のないこと、の四点に由来するものである。これらの問題点はたがいにからみ合って、パイロットにとって高度制御は過度の注意力の集中を要求する状態にある。

(2) フライングテストベッドに自動安定装置を搭載して(1)に述べた高度制御に関する問題点の解決をはかった。

自動安定装置は上下加速度計を検知器として用い、検知した加速度信号と、同信号の近似積分値(上下速度に相当する信号)を組み合わせてエンジン制御系統にフィードバックする方式を用いた。

根軌跡、ステップ応答、パイロットを用いたシミュレータ試験によって、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高度制御は、自動安定装置の常数を適当に選定した場合にはヘリコプタと同程度に容易に行なうことがわかった。

最適と考えられる自動安定装置の常数は、つぎの値である。(図6参照)

$$\left. \begin{array}{l} |KK_A| = 40 \\ T_1 = 0.5 \text{ sec} \\ T_3 = 10 \text{ sec} \end{array} \right\} \quad (14)$$

この場合、パイロットがフライングテストベッドの高度を ±1 m, 上下速度を ±0.5m/s 以内に制御するのは容易であった。

(3) この報告ではフライングテストベッドの正規飛行時における高度制御システムの能力に関する検討のみを行なったが、このような制御システムの実用化に当ってはさらにいくつかの問題点がある。

その一つは自動安定装置を含む一巡ゲイン  $|KK_A|$  の値を 40 程度の高い値にとったために、ループ内の要素の非線形特性等によってリミットサイクル等の不具合を生じないかという点である。

第二は、フライングテストベッドの二つのエンジンのうちの一つに故障を生じて推力が低下する場合の問題である。この場合には自動安定装置の作用によって残りのエンジンの推力が自動的に急速に増加して、機体の高度低下を最小限に押えることがシミュレーションで確認できた。

第三は、自動安定装置の故障対策に関連する問題である。三重系統(図4参照)のうちの一系統に故障を生じた場合に、三重系統の出力信号の間ほどの程度の差が生じたら故障と判断するかという比較回路の故障検出レベルの設定値がまず問題となる。検出レベルを大きい値に設定すれば故障時の高度制御能力の低下を生じる。小さい値に設定した場合には、自動安定装置の構成要素の精度を十分に高いものを選ばないと許容誤差によって比較回路が作動する不つごうを生じるおそれがある\*。

第四は、切換クラッチの性能であり、切換時の過渡的な高度制御特性が飛行の安全性を害なわないものであることが要求される。

上記の諸問題点に関しては、さらに検討を進める必要がある。

終わりにのぞみ、この研究に協力された富士重工業<sup>株</sup>、日本電気<sup>株</sup>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は計測部小川敏雄、森幹彦技官の協力によって行なわれたことを付記する。

\* 自動安定装置を含む一巡ゲインは  $|KK_A| = 40$  程度の大きな値が望ましい。この場合、たとえば加速度計のドリフトは比較回路の位置においては拡大され比較回路の選び方によっては故障検出レベルと同程度の大きさになるおそれがある。それゆえ、加速度計その他の三重系統構成要素は同等の性能をもつ精度の高いものを使用する必要がある。

### 付録 パイロットの伝達特性

FTB の高度保持のための操縦はトラッキング操作の一種と考えられる。このような場合には、パイロットの伝達関数は次式で表わされる。

$$Y_P(s) = \left[ K_P \frac{1+T_L \cdot s}{1+T_I \cdot s} \right] \left[ \frac{e^{-\tau \cdot s}}{1+T_N \cdot s} \right] \quad (\text{A.1})$$

第1項は、ゲイン・リード・ラグ項からなり、パイロットが意識的に任意に選定できる項である。第2項は、時間遅れ・ラグ項からなり、人間に固有の反応時間および神経筋肉系の遅れに基づくもので調整不可能な項である。

FTB の高度制御においては、パイロットは高度変化および上下速度を感知し、それに応じた操縦を行なうと考えられる。この効果は (A.1) 式の  $K_P(1+T_L \cdot s)$  という項で表わすことができる。パイロットが任意に選定できるラグ  $T_I$  は、図1に示したような高度制御ブロックの場合には不安定化を助長する働きをするので、パイロットは  $T_I=0$  となるような操縦を行なうと考えられる。したがって、FTB の高度制御の場合の伝達関数は次式で表わされる。

$$Y_P(s) = K_P (1+T_L \cdot s) \left[ \frac{e^{-\tau \cdot s}}{1+T_N \cdot s} \right] \quad (\text{A.2})$$

パイロットの場合、 $\tau$  および  $T_N$  の大きさはそれぞれ 0.1 sec 程度と考えられる。したがって、つぎの近似式が成立する。

$$\left. \begin{aligned} \frac{e^{-\tau \cdot s}}{1+T_N \cdot s} &\doteq e^{-2\tau \cdot s} = \frac{1-\tau \cdot s}{1+\tau \cdot s} \\ \text{ただし, } \tau &= 0.1 \text{ sec} \end{aligned} \right\} \quad (\text{A.3})$$

それゆえ、高度制御の場合の伝達関数は次式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} Y_P(s) &= K_P (1+T_L \cdot s) \frac{1-\tau \cdot s}{1+\tau \cdot s} \\ \tau &= 0.1 \text{ sec} \end{aligned} \right\} \quad (\text{A.4})$$

パイロットの出力としては、上記の伝達関数で表わされる入力と線形関係にある部分のほかに、不規則成分としての remnant がある。この部分は図1のブロック図においては外乱  $\ddot{z}_N$  と同じ効果を高度制御に対してもつので、ここでは  $\ddot{z}_N$  で代表させて解析を進めた。

## 文 献

- 1) Recommendations for V/STOL Handling Qualities, AGARD Rept. 408, (1962/10)

- |         |  |           |  |
|---------|--|-----------|--|
| TR-105  | パイロットの心理的負担に関する研究(I)<br>—操縦時の脈拍と呼吸の変化—<br>A Psychological Study on the Mental<br>Stress of Pilots (I)<br>—Pulse and Respiratory Rate During<br>flight—                               | 1966年4月   | 三好範子, 百名盛之<br>岡部正典                           |
| TR-106  | 遷音速における操縦面の逆効き<br>On Reversal of Effectiveness of Control<br>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<br>Ionized Flow in a Conical Shock Tube  | 1966年5月   | 松崎利一   |
| TR-90T  | The Shape of Mechanical Hysteresis Loop,<br>Its Deformation Due to Stress Repetition<br>and Resulting Increase in Flow Stress<br>(Part 1. Experiment, Part 2. Theory for<br>Torsion) | June 1966 | Fujio NAKANISHI, Yasuo<br>SATO & Fumio NAGAI |
| TR-108  | 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験<br>Some High-Speed Tests on Impulse Tur-<br>bine Cascades   | 1966年6月   | 近藤博, 養田光弘<br>山崎紀雄, 古川昇                       |
| TR-109  | 大型空気エジェクタの研究<br>A Study on the Large-scale Air Ejector   | 1966年7月   | 藤井昭一, 五味光男<br>菅原昇                            |
| TR-110  | 電磁流体の非粘性境界層<br>Some Investigations on Inviscid Boundary<br>Layer of Magnetohydrodynamics   | 1966年8月   | 井上建二   |
| TR-111T | An Asymptotic Solution of the Nonlinear<br>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<br>作動円盤理論 (II)<br>—円周速度のある流れ—<br>A Theoretical Investigation of the Com-<br>pressible Flow Through the Axial<br>Turbo-Machines(II)<br>—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<br>に関する実験<br>Experimental Study on the Ground Effect<br>of a Model Helicopter Rotor in Hovering   | 1966年8月   | 幸尾治朗, 岡達一                                    |

---

## 航空宇宙技術研究所報告 114号

昭和41年8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1,880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 大日本印刷株式会社  
東京都新宿区市ケ谷加賀町1の12

---