

UDC 629.735.7.017
:629.735.062
:629.735.014.16

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-200

フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (Ⅱ)

—シミュレーションによる二, 三の問題点の検討—

堀川 勇 壮・甲斐 忠 夫

1970 年 6 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (II)

—シミュレーションによる二、三の問題点の検討—

堀 川 勇 壮**・甲 斐 忠 夫**

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

(II) On Some Problems

By Yūsō HORIKAWA and Tadao KAI

For a purpose of studying the fundamental problems of VTOL operations for lift jet type VTOL aircrafts, Flying Test Bed (FTB) has been developed at National Aerospace Laboratory. The analytical and simulation studies on some operational problems of the height control system of FTB are presented here. The simulation studies have been done with a flight simulator consisting of an analog computer and a simple fixed base cockpit, and criteria of these studies were not based on the Pilot Rating System but the quantitative analysis of simulation results.

Operational problems which were analyzed and these results are as follows.

- (I) Safety problems when one engine out in flight: The upper limit of hovering height for safe landing is shown with touchdown velocity as a parameter of thrust to weight ratios.
- (II) Effect of transient response when redundant triple systems change over from the normal system to the standby system: It is desired to set the changeover level within 30% of SAS authority and less than 0.5sec changeover time to avoid a large effect.
- (III) Effect of attitude motion on height control: A pilot can keep height within ± 1 meter in the deviation by simple pilot operation at normal hovering flight.
- (IV) Effects of nonlinearities: The nonlinearities existing in the height control system do not make the system unstable, but introduce some difficulty into height control. In spite of that, the simulation results show a pilot's careful control lowers these effects.
- (V) Effect of vertical gust in flight: The gust brings little effect on height control because of little vertical aerodynamic damping from the framework of FTB.

1. ま え が き

リフトジェット型 VTOL 機の基本的特性を研究するため、当所において現在フライングテストベッド (Flying Test Bed, 以下 FTB と略称する) による研究を行っている。操縦者の手動による FTB の高度制御の困難さを改善するためには安定増大装置 (Stability Augmentation System, 以下 SAS と略称する) が必要である。この SAS の開発、およびそれを装着した高度制御系の基本的特性については理論およびシミュレーション解析によってすでに検討してあるが¹⁾、FTB の実際の飛行を考えると、さらに緊急時の機

能を含めたいくつかの問題点についても検討しておく必要を生じる。すなわち、

- (1) FTB (二台エンジン搭載) の一台エンジン故障時の高度制御能力
 - (2) SAS の三重系の基本要素である切換レベルの選定方法、および切換時の制御過渡特性
 - (3) 姿勢変化による高度制御への影響
 - (4) 高度制御系の非線形などの特性の影響
 - (5) ホバリング飛行時の突風の影響
- などの問題である。

本報告は、これらの点を理論的な解析とシミュレーションによって検討したものである。なお、問題に一般性を与えるため検討はできるだけ一般化した形で行なったが、シミュレーションスタディには FTB のパ

* 昭和 45 年 3 月 9 日受付

** 新型航空機部

ラメータ数値を用いた。

記 号

a : 機体軸に固定された加速度計の検出する加速度 m/s^2
 a_a : 加速度計が傾いたことによって、見かけ上感ずる機体 Z 軸方向の加速度 m/s^2
 a_N : 加速度計に発生したと見なされたエラー V
 a_z : 機体 Z 軸方向の加速度 m/s^2
 b : バックラッシュの大きさ inch
 c_{ij} : 三重系の比較出力 V
 c_l : 三重系の切換えレベル V
 d : 不感帯の大きさ inch
 g : 重力加速度 9.8 m/s^2
 h : 高度 m
 \dot{h}, \ddot{h} : 昇降加速度, 速度 $\text{m/s}, \text{m/s}^2$
 h_0 : 故障時のホバリング高度 m
 h_d : 姿勢変化による高度低下 m
 h_l : 高度損失 m
 h_u : 5 m/s 以内の接地速度を満足する高度上限 m
 \dot{h}_g : 垂直突風速度 m/s
 i : 故障エンジン台数
 K : エンジン機体系のゲイン $(K_F K_E / \text{m}) \text{ m/s}^2 / \text{in.}$
 K_A : SAS フィードバックゲイン $(K_{AC} K_S K_{SA}) \text{ in/m/s}^2$
 K_E : エンジンゲイン kg/kg/hr
 K_F : 燃量制御系ゲイン kg/hr/in.
 K_{AC} : 加速度計ゲイン V/m/s^2
 K_S : 整形回路ゲイン V/V
 K_{SA} : サーボゲイン in/V
 m : 機体質量 $\text{kg m}^{-1} \text{ s}^2$
 $(m_q)_A$: 姿勢減衰項ゲイン $1/\text{sec}$
 $(m_\theta)_A$: 姿勢復元項ゲイン $1/\text{sec}^2$
 m_δ : 縦の操縦桿感度 $\text{rad/s}^2 / \text{in}$
 n : 搭載エンジン台数
 T : 一台エンジン推力 kg
 T_a : 故障エンジンの推力低下時定数 sec
 T_E : エンジン時定数 sec
 T_F : 燃量制御系時定数 sec
 T_1 : 整形回路進み時定数 sec
 T_2 : 整形回路近似積分時定数 sec

T_{SA} : サーボ時定数 sec
 t_p : 操縦者の操作おくれ sec
 \dot{u}, u : X 軸方向加速度, 速度 $\text{m/s}^2, \text{m/s}$
 V : 飛行速度 m/s
 V_t : 接地速度 m/s
 V_d : SAS の不感帯に相当する速度 m/s
 \dot{w}, w : Z 軸方向加速度, 速度 $\text{m/s}^2, \text{m/s}$
 X_d : 前進移動距離 m
 \dot{x}_E, \ddot{x}_E : X_E 軸方向の速度, 加速度 $\text{m/s}, \text{m/s}^2$
 Z_a : 故障エンジンによる下降加速度 m/s^2
 $\Delta \ddot{z}, \Delta \ddot{z}_1, \Delta \ddot{z}_2$: 切換え時に発生する昇降加速度 m/s^2
 $\Delta \dot{z}_V, \Delta \dot{z}_V$: 切換え時に発生する昇降加速度, 速度の変化の大きさ $\text{m/s}^2, \text{m/s}$
 Z_W : Z 軸方向の空力微係数 $1/\text{sec}$
 \ddot{z}_E, \dot{z}_E : Z_E 軸方向の加速度, 速度 $\text{m/s}^2, \text{m/s}$
 X, Z : 機体座標系の前後軸, 上下軸
 X_E, Z_E : 地球座標系の前後軸, 上下軸
 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$: 三重系の各系統に発生する誤差
 βg : 故障後の推力余裕, g
 δ_A : SAS 出力変位 inch (mm)
 δ_c : コレクティブレバー変位 inch
 δ_t : 操縦者のトリム量 inch
 $\delta_1, \delta_2, \delta_3$: 三重系の各系統の出力
 $\Delta \delta_2$: 切換え過渡時の SAS 変位量
 $\theta, \dot{\theta}$: 縦の姿勢角速度, 角度 $\text{rad/s}, \text{rad}$
 τ : むだ時間 sec
 ω_n : 系の固有振動数 $1/\text{sec}$
 ζ : 系の減衰定数

2. FTB の運動方程式およびシミュレーション

2.1 運動方程式

FTB のホバリング状態での高度に関する基本運動方程式は、ホバリング時の運動を微小運動と仮定し、姿勢変化による影響を無視すれば、次式で表わすことができる。

$$\ddot{h} = \frac{2T}{m} - g + Z_W \dot{h}_g - Z_W \dot{h} \quad (1)$$

FTB の高度制御システムから、さらに次式（ラプラス変換表示）を得る。

$$T(s) = G_T(s) (\delta_c(s) + \delta_A(s)) \quad (2)$$

$$\delta_A(s) = G_{SA}(s) K_S K_{AC} \frac{1 + T_1 s}{1 + T_2 s} \ddot{h}(s) \quad (3)$$

ここで、 $G_T(s)$ はエンジンおよび燃量制御系の伝達関数であり、 $G_{SA}(s)$ はサーボ系の伝達関数である。両

者は次式のように近似することができる。

$$G_T(s) = \frac{2K_F}{1+T_F s} \cdot \frac{K_E}{1+T_E s} \quad (4)$$

$$G_{SA}(s) = \frac{K_{SA}}{1+T_{SA}s} \quad (5)$$

5章を除く一般的な検討には (1)~(5) 式を用い、空力項の影響は小さいので、6章以外では空力項は無視した。

姿勢変化が高度制御におよぼす影響を検討する5章においては、縦の運動とカップルした運動方程式は次の (6)~(10) を用いる。ホバリング時の運動の仮定から、空力項の影響は無視して次式を得る。

$$\dot{w} - u\dot{\theta} = \frac{-2T}{m} + g \cos \theta \quad (6)$$

$$\dot{u} + w\dot{\theta} = -g \sin \theta \quad (7)$$

$$\ddot{\theta} = (m_q)_A \dot{\theta} + (m_\theta)_A \theta + m_\delta \cdot \delta_e \quad (8)$$

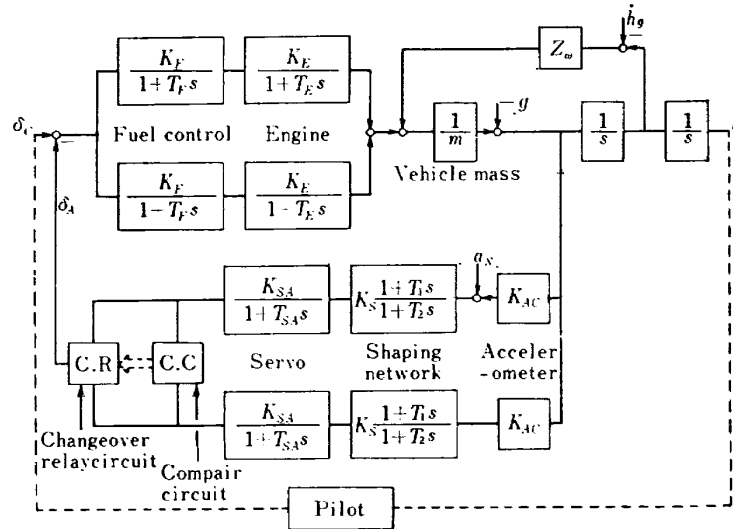


Fig. 1. Block diagram of FTB height control simulation

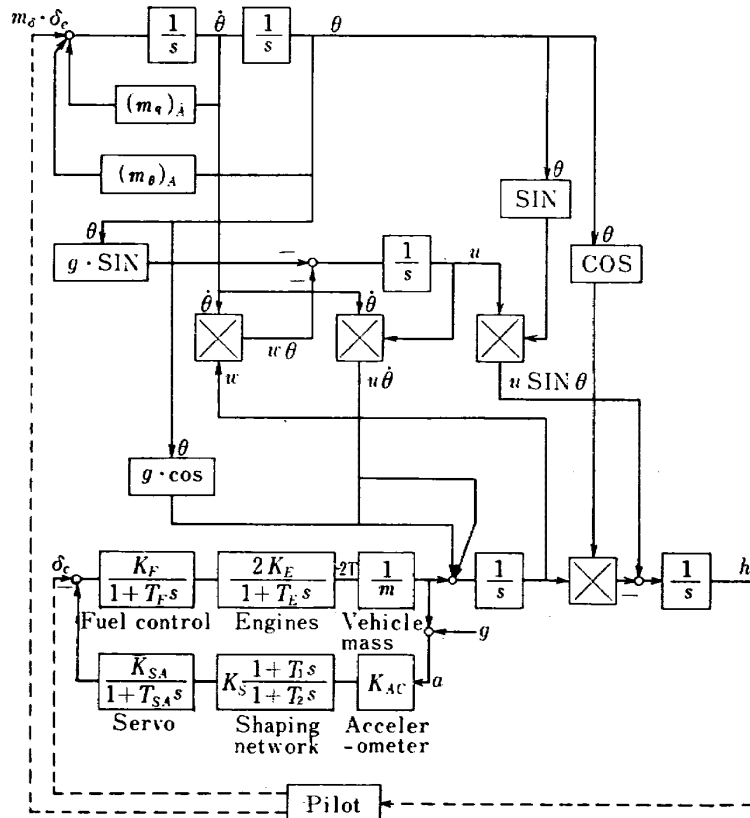


Fig. 2. Simulation block diagram of FTB height control coupled with longitudinal motion described as Eqs. (6) to (10)

$$\dot{z}_E = -u \sin \theta + w \cos \theta \quad (9)$$

$$\dot{h} = -\dot{z}_E \quad (10)$$

(1)~(5)式で表わされる FTB の高度制御系のブロック図を図 1 に示す。このブロック図は多重系の基本特性を検討するために二重系で構成され、誤差入力信号、比較回路、および切換りレー回路を有する。システム構成上の非線形要素、すなわちエンジン推力最大値、あるいは SAS 出力の最大値等のリミッタ要素は必要に応じて付加する。

(6)~(10)式で表わされる姿勢制御系と組み合わせた高度制御のブロック図を図 2 に示す。

2.2 シミュレーション

シミュレーションには、アナログ計算機²⁾と固定模

擬操縦席を用いた。これらのブロック図と写真を図 3、図 4 に示す。操縦者への表示としては、高度表示（電流計使用）を与え、5 章で述べる検討にはさらに速度表示を付加した。

操縦者は適度の摩擦をもった簡単なレバー（図 4 参照：FTB の高度制御用コレクティブレバーに相当）を操作して高度の制御を行なう。操縦者に与えられる飛行パターンについては逐次説明を加える。

シミュレーションに用いた利得などの定数は付表 1 に示す。

シミュレータの操縦者は筆者等が行ない、評価は定量的に得るため、Pilot Rating³⁾によらず、記録データを解析することによって行なった。

付 表 1

$2K$:	1.21 m/s ² /in. (= $2K_F K_E \cdot 1/m$)
K_A :	33.1 in/m/s ² (= $K_{AC} K_S K_{SA}$)
m :	184 kg m ⁻¹ s ²
m_δ :	0.12 rad/s ² /in.
$(m_q)_A$:	-3.0 1/s
$(m_\theta)_A$:	-3.0 1/s ²
T_E :	0.55 sec
T_F :	0.07 sec
T_{SA} :	0.05 sec
T_1 :	0.50 sec
T_2 :	10.0 sec
T_m :	一台エンジンの最大推力 1,370 kg
Z_W :	-0.01 1/s

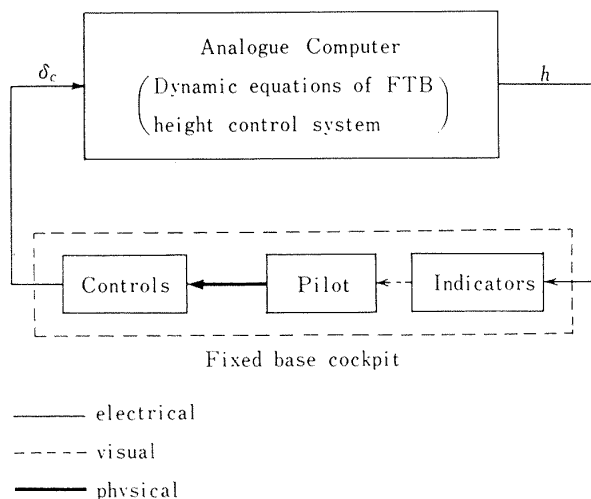


Fig. 3. Block diagram of FTB simulator

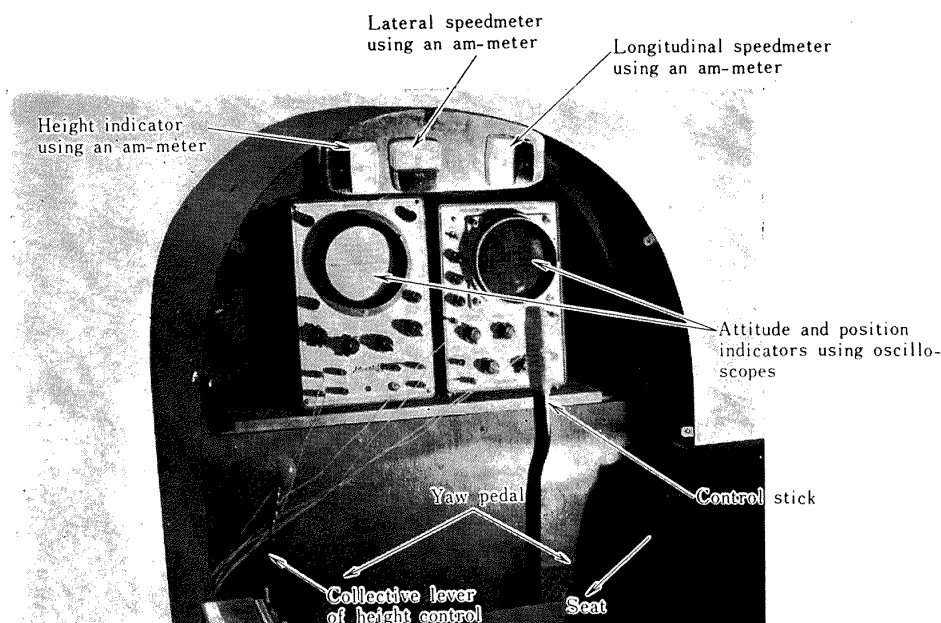


Fig. 4. Fixed base cockpit

3. エンジン故障時の高度制御能力

一般に、リフトジェット型 VTOL 機では、ホバリング飛行時にエンジンが故障した場合、急激な推力低下のため機体は高度の損失を生じ、機体の破損あるいは操縦者の生命の危険を招くおそれがある。それゆえ、ホバリング時のエンジン故障に対する高度制御能力について十分な検討を行なう必要がある。

3.1 エンジン故障と操縦者の操作

n 台のリフトエンジンを搭載した VTOL 機のホバリング時の i 台エンジン故障後のパイロット操作による高度制御ブロック図（姿勢、空力項の影響は無視する）は簡単化すると、図 5 のように示すことができる。

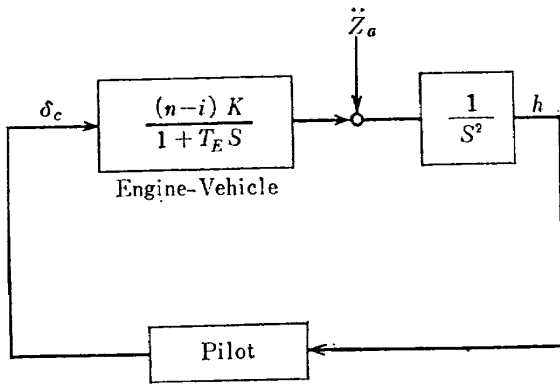


Fig. 5. Block diagram of height control when engine out

ホバリング中に i 台エンジンが同時に故障した場合の下降加速度は次式で表現できる。

$$\ddot{z}_a(t) = -\frac{i}{n}g(1 - e^{-t/T_a}) \quad (11)$$

故障後のパイロット操作を考えると、故障時点から操作開始までのおくれ t_p が存在し、その操作は正常エンジン推力をすみやかに最大まで上昇させるようなステップ操作と考えられるので、次式で表わせる。

$$\Delta\delta_c = \begin{cases} 0 & (0 \leq t < t_p) \\ \Delta\delta_{c\max} & (t \geq t_p) \end{cases} \quad (12)$$

操縦者の操作後の機体のもつ定常的な上下加速度を βg とすれば、操縦者の操作量との関係は次式になる。

$$\beta g = (n-i)K\Delta\delta_{c\max} - \frac{i}{n}g \quad (13)$$

故障 t 秒後の機体のもつ昇降加速度は次式で示すことができる。

$$\ddot{h}(t) = -\frac{i}{n}g(1 - e^{-\frac{t}{T_a}}) + \left(\beta + \frac{i}{n}\right)g(1 - e^{-\frac{t-t_p}{T_E}}) \quad (14)$$

下降速度は(15)式で、高度は、故障時のホバリング高度を h_0 とすれば、(16)式で表わされる。

$$\dot{h}(t) = -\frac{i}{n}g(t + T_a e^{-\frac{t}{T_a}} - T_a) + \left(\frac{i}{n} + \beta\right) \times g\{(t - t_p) + T_E e^{-\frac{t-t_p}{T_E}} - T_E\} \quad (15)$$

$$h(t) = -\frac{i}{n}g\left\{\frac{1}{2}t^2 - T_a t + T_a^2 - T_a^2 e^{-\frac{t}{T_a}}\right\} + \left(\beta + \frac{i}{n}\right)g\left\{\frac{1}{2}(t - t_p)^2 - T_E(t - t_p) + T_E^2 - T_E^2 e^{-\frac{t-t_p}{T_E}}\right\} + h_0 \quad (16)$$

(11)～(16)式で表わされるパイロット操作と飛行状況を一般的に図示すれば、図 6 になる。

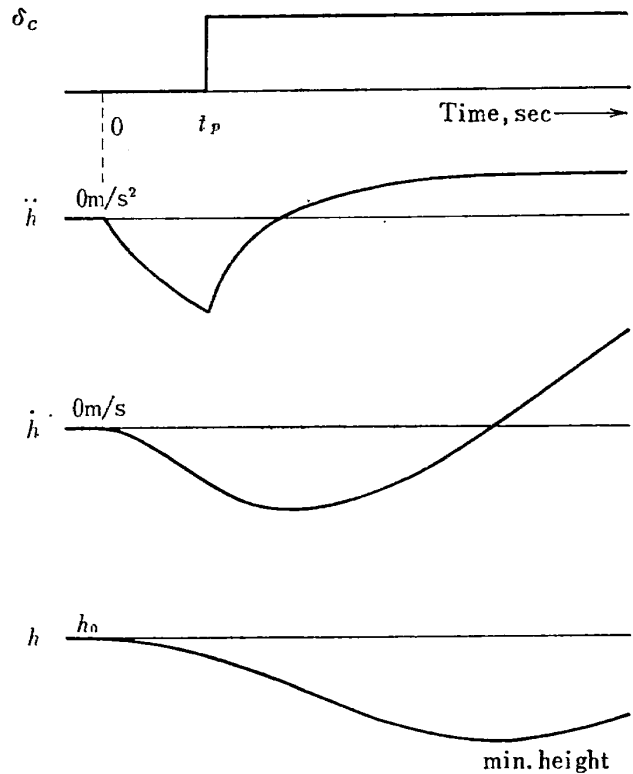


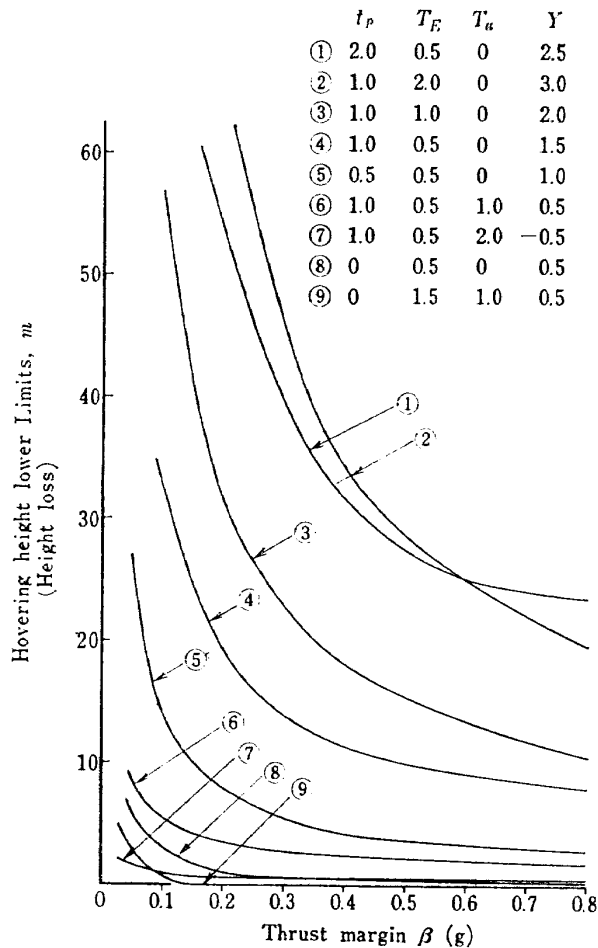
Fig. 6. Height response after engine out

3.2 ホバリング高度の規定

ホバリング時のエンジン故障を考えると、ある程度の高度損失は避けられない。その場合、残りの正常エンジン推力に余裕があるときは高度は回復できるが、余裕のないときはそのまま安全に着陸することが必要になる。それゆえ、推力に余裕があるときはホバリング高度の下限の規定が、余裕のないときはホバリング高度の上限の規定が必要となる。

(1) ホバリング高度下限 h_l の規定

エンジン故障時の高度損失を考えると、飛行中は地表の間にある高度余裕をもって飛行する必要がある。この高度損失を小さくするためには、(14)～(16)式から明らかなように、 i/n 、 T_E 、 t_p の値が小さく、 T_a 、 βg が大であることが望まれる。そこで、これらのパラ

Fig. 7. Hovering height lower limits ($i/n=0.5$)

メータと高度損失の関係を具体的に調べるために、パラメータの通常考えられる数値例を用いて高度損失を計算すると、 $i/n=0.5$ の場合は図7に示される結果となる。通常考えられるパラメータの数値として次に示す範囲の値を考えた。

$$\begin{aligned} T_E &= 0.5 \text{ sec} \sim 2.0 \text{ sec} \\ T_a &= 0 \sim 2.0 \text{ sec} \\ t_p &= 0 \sim 2.0 \text{ sec} \end{aligned} \quad (17)$$

現在のリフトジェットエンジンの時定数は0.5～1.5 secの間にある。大きな推力増力のときの燃料流量リミッタの作用による推力増加の遅れは⁴⁾、時定数の増加に換算して1秒以下と考えられる。故障エンジン推力降下時定数 T_a は、故障の仕方によって異なるが、 T_E と同程度と考えて差し支えない。パイロットの操作遅れ t_p は、検知の方法（体感、計器等）によって異なるが、大きくて数秒、通常は2～3秒以下と考えられる。

さて、図7の結果から高度損失すなわちホバリング高度下限を小さくするためには、次の二個のパラメータを考慮することが必要である。

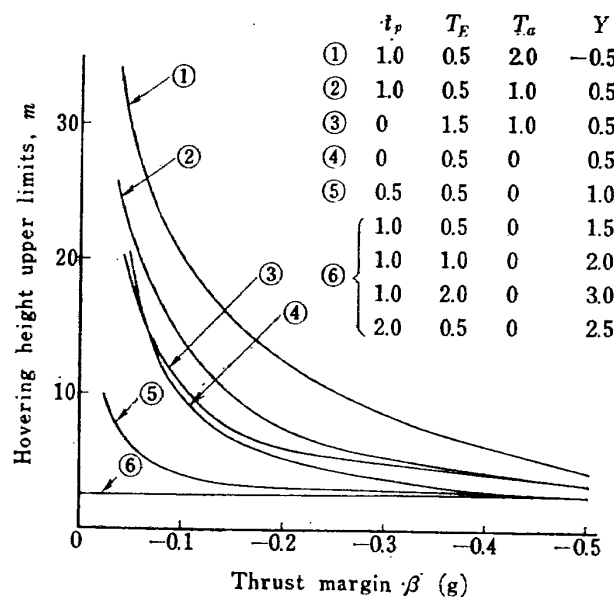
i) 故障時の推力余裕 βg : 高度損失 h_l は故障時の推力余裕 βg に反比例する。それゆえ、 β が小的时候は高度損失 h_l は大きく、 β が大のときは h_l は小さくなる。推力余裕 βg の影響による高度損失を小さくするためにはできるだけ β を大きくとることが望まれる。しかし、 β の大きい範囲（たとえば、 $\beta \geq 0.5$ ）では、 β より t_p の影響が大きいので、 t_p を小さくすることが必要になる。

ii) 故障時の相対的な応答遅れのパラメータ、 $y = t_p + T_E - T_a$: 故障時の推力余裕 βg が小的时候は高度損失 h_l は y^2 に比例する。それゆえ、 y が小の場合は、 β が小的时候でも h_l は小さくなる。たとえば、応答遅れのパラメータ y が0.5 sec以下であれば、 $\beta g = 0.05 g$ の推力余裕でも、高度損失 h_l を10 m以下にすることができる。相対的な応答遅れ y が負または零近くになると、 y^2 に高度損失 h_l が比例する関係はなくなるが、この場合においては、高度損失は無視できるようになる。

図7は故障エンジン台数対総エンジン台数の比 i/n が0.5の場合であるが、高度損失は $\beta/i/n$ が一定であれば、 i/n に比例するので、たとえば、 i/n が0.25（4台エンジン搭載時の一台エンジン故障）の場合は、図7の結果を1/2倍することによって計算できる。

(2) ホバリング高度上限 h_u の規定

エンジン故障時、残りの正常エンジン推力に余裕がない($\beta < 0$)ときは降下して着陸せざるを得ない。そのときの接地速度を許容値以下に小さくするためには、ホバリング高度の上限が必要になる。そこで、接地速

Fig. 8. Hovering height upper limits within touchdown velocity, 5 m/s ($i/n=0.5$)

度 V_t が 5 m/s 以内を満足するホバリング高度を (1) と同じ値のパイロットの操作おくれ t_p , エンジン時定数 T_E , 故障エンジンの推力低下時定数 T_a に対して計算すると, 図 8 ($i/n=0.5$ の場合) に示す結果となる。この結果におよぼすパラメータ t_p , T_E , T_a の影響についても (1) と同様のことが言える。すなわち, 故障時の相対的な応答遅れのパラメータ y が小さくなると, 高度上限 h_u は大きくなり, 同時に故障時の推力余裕 βg が零に近づくと, 高度上限 h_u はさらに大きくなる。この結果から, $\beta < 0$ で高度上限 h_u を 10 m 以上にするためには, 総合遅れパラメータ y が 1 sec 以下になることが必要であることがわかる。相対的な応答遅れ y が 1.5 sec 以上になると, $V_t \leq 5$ m/s を満たす高度上限はきわめて小さくなる。この計算例のように $t_p=1.0$ sec と大きい場合には, 操作開始前に降下速度は 5 m/s 近くになるので, 推力余裕 β にかかわらず高度上限は 3 m 以下に保たねばならない。この結果は接地速度 $V_t=5$ m/s, $i/n=0.5$ の場合であるが, 高度上限 h_u は $(V_t/i/n)^2$ に比例して増大するので, 許容接地速度がより小さい値のときは, この結果に比べてホバリング高度をより低く保たねばならない。

ここで, 故障時の推力余裕 $\beta > 0$ の場合でも β の小さい範囲では高度損失が大きくなるので接地速度を考慮する必要がある。たとえば, 故障時の推力余裕がない, $\beta=0$ のときの故障後の定常的な降下速度を (15) 式から求めると, 次式になる。

$$\dot{h}_{t=\infty} = -\frac{i}{n} g \cdot y \quad (18)$$

高高度からの接地速度も接地までの時間が長いのでこの値に近くなるが, $\beta > 0$ であるので, (18) 式の値より小さくなる。そこで, y が小のときはホバリング高度上限 h_u の規定も不必要になる。

3.3 エンジン故障による推力低下を自動的に補償する FTB の SAS システム

前節 (3.2) では, エンジン故障時の高度損失とパイロット操作の関係について検討した。この結果, 操縦者の遅れ t_p が存在するので高度損失は避けられないことがわかった。この高度損失を小さくするためには操縦者のすみやかな操作 ($t_p \rightarrow 0$) を必要とするが, このような操作の要求は操縦者に負担をかけるので, 望ましくない。そこで, 故障を即時に自動的に検出して, 正常エンジン推力を増大させるフィードバック補償システムを搭載することが考えられる。

さて, FTB の高度制御システムを構成する SAS は加速度計をセンサとして機体の上下加速度をフィードバックする回路を有するので, 一台エンジン故障と同時に, それを機体の下降加速度 G として検出して残りの正常エンジン推力を急速に増加させる働きを持っている。この信号伝達経路を図 9 の中に太線で示す。このように, FTB の SAS システムが加速度計をセンサとして, 加速度, 速度をフィードバックしているので以下に述べるような自動補償に対する結論が得られる。

一台エンジン故障時 (ただし, 故障エンジン推力低下時定数 $T_a=0$) の機体の上下加速度をブロック図 1 から, サーボ時定数 T_{SA} と燃量制御系時定数 T_F は無視して, 操縦者の操作を含めて求めると次式を得る。

$$\begin{aligned} \ddot{h}(s) = & \frac{-0.5g}{s} + \frac{KK_A}{1+KK_A} \frac{1+T_1s}{\left(\frac{s}{\omega_n}\right)^2 + 2\zeta\frac{s}{\omega_n} + 1} \frac{0.5g}{s} \\ & + \frac{K}{1+KK_A} \frac{1+T_2s}{\left(\frac{s}{\omega_n}\right)^2 + 2\zeta\frac{s}{\omega_n} + 1} \frac{4\delta_c}{s} e^{-t_p s} \quad (19) \\ \omega_n = & \sqrt{\frac{1+KK_A}{T_2T_E}} \end{aligned}$$

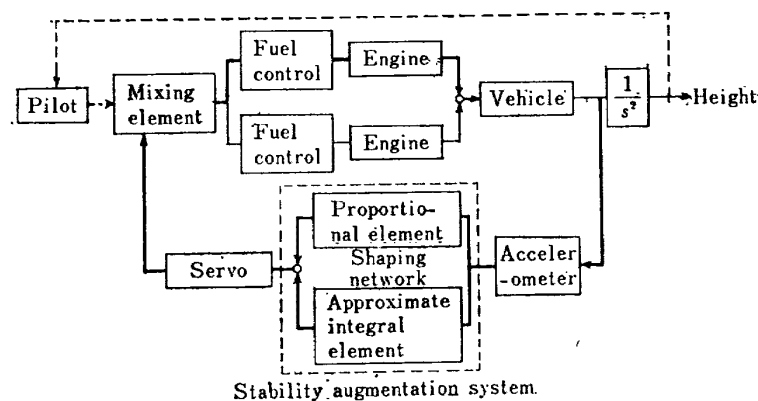


Fig. 9. Behaviour of SAS when one engine out

$$\zeta = \frac{T_E + T_2 + KK_A T_1}{2\sqrt{(1+KK_A)T_2 T_E}}$$

この式は操縦者の操作がなくても ($t_p \rightarrow \infty$), すみやかに推力が回復することを意味し, 定常加速度は次式で示されるので

$$\ddot{h}_{t=\infty} = -\frac{0.5g}{1+KK_A} \quad (20)$$

KK_A が大になれば, ほとんど零 G に自動的に制御される。また, 定常速度は式(20)で与えられる定常加速度が存在するので無限大になる。しかし, KK_A が大であり, 時間域で考えても問題とされる時間は故障時点からごく短時間(数秒程度)なので, 機体のもつ定常速度として次式を与えることができる。

$$\dot{h}_{t=\infty} = \frac{-0.5gT_2}{1+KK_A} \quad (21)$$

さらに, パイロット操作開始時の高度低下を $h_l(t_p)$ とすれば, 次式が成立する。

$$\begin{aligned} h_l(t_p) &\leq \dot{h}_{t=\infty} \cdot t_p \\ &= \frac{-0.5gT_2}{1+KK_A} \cdot t_p \end{aligned} \quad (22)$$

ただし, この式はダンピング定数 ζ が適当な値 (0.7 以上) であること, 微分項 T_1 が大きくないという実用上要求される条件を前提とした場合である。この(22)式から, 利得 KK_A が大きい場合, 高度損失は十分小さくできることがわかる。

次に, 実際の FTB の SAS の働きの限界について検討してみよう。FTB の SAS は多重系をとり十分信頼性を上げているので, 現在そのオーソリティは 100% に構成されている。しかし, 一台エンジン故障時のように下降加速度が大きい場合には, このように大きいオーソリティ (100%) でも SAS 出力は機械的に飽和してしまう。これについて, もう少し詳しくみると, 附録 1 に示されるように, 操縦者入力的位置によって故障時 SAS で制御できる推力の最大値は実際のエンジン最大推力よりも小さくなる場合がある

(これが SAS 装着にもかかわらず, エンジン故障時にすみやかな操縦者の操作を必要とする理由である)。そこで, 残りの正常エンジン推力を操縦者のすみやかな操作によって増大させねばならない。このような操作の負担を除くために, SAS のオーソリティのみをさらに大きくして 200% にすれば, 自動的に最大推力を得ることができる。このような SAS 装着の効果は次節で述べるシミュレーション解析によって示すことにする。

3.4 FTBの一台エンジン故障のシミュレーション解析

FTB のホバリング時の一台エンジン故障の場合はすみやかに規定の接地速度 5m/s 以内で着陸することが要求される。この接地速度に影響を与えるパラメータについてはすでに 3.2 節で検討した。これらのパラメータのうち, n, i および T_E は計画された FTB によって定めることができるか, あるいは推定することができる。また, 故障エンジンの推力低下時定数 T_a は FTB にとって最もきびしい状態を想定して $T_a=0$ とする。それゆえ, シミュレーション解析で検討しなければならぬ接地速度に影響を与えるパラメータとして,

- i) 故障後の操縦者の操作おくれ t_p
- ii) 燃量消費による飛行時の推力重量比 T/W の変化 ($\beta = T/W - 1$)
- iii) 故障時のホバリング高度 h_0 を考えることができる。

これらのパラメータと接地速度の関係をシミュレーション解析によって求めた結果を図 10, 11 に示す。以下, これらの図について説明することにする。

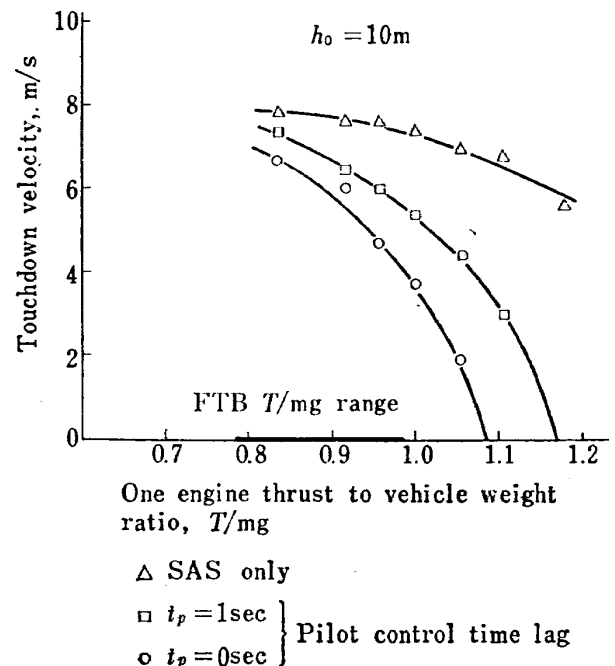


Fig. 10. Touch down velocity and pilot control relation

(1) 操縦者操作と接地速度

図 10 は, 高度 10m にホバリング時のエンジン故障に際しての操縦者の操作遅れ t_p をパラメータとして推力重量比 T/W と接地速度の関係を操縦者を含むシミュレーション解析によって得たものである。同様に図 11 は, $t_p=1\text{sec}$ として, 高度をパラメータとした場合の

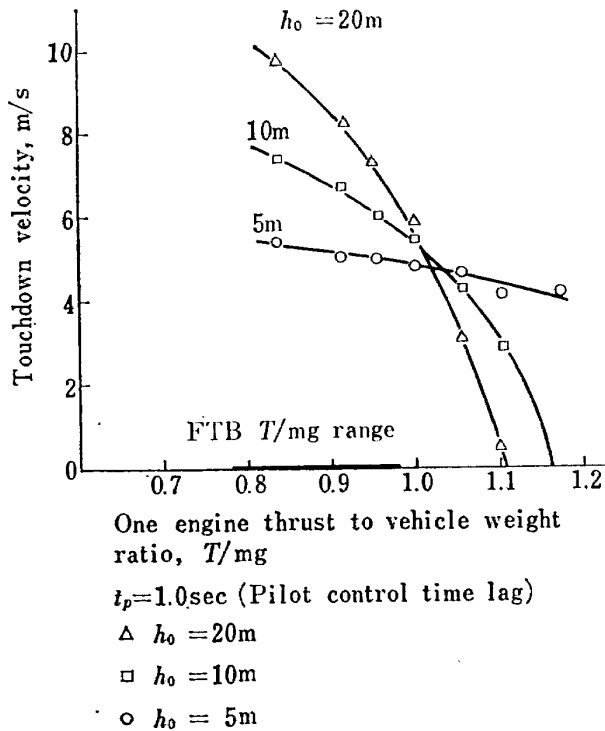


Fig. 11. Touchdown velocity and hovering height relation

推力重量比 T/W と接地速度の関係である。これに示されたものと、SAS なしの場合 (図7, 8) と比較すると SAS の働きで接地速度は相当程度緩和されることがわかる。しかし、この SAS ありの場合、前節で述べたように SAS の最大出力が制限されるので操縦者の操作なし (すなわち、SAS のみ) で十分接地速度を小さくすることはできない。それゆえ操縦者はかなりすみやかな操縦操作 (少なくとも1秒前後) が要求される。さて、図10より10mの高度からの、一台エンジン故障の際の 0 m/s の着陸条件および 5 m/s 以内の着陸条件についてみると次の通りとなる。

[0 m/s の着陸条件] 故障1秒後の操作開始で 0 m/s の着陸が可能であるためには、 T/W が 1.17 以上の値が必要になる。故障と同時に操作した場合でも少なくとも 1.08 以上の値がなければならない。

[5 m/s 以内の着陸条件] SAS のみで、5 m/s 以内の接地条件を得るためには T/W 比 1.24 以上が必要であり、故障後1秒後の操作開始では 1.02 が要求され、故障と同時の操作開始では 0.94 以上の T/W をもたなければならない。

(2) ホバリング高度と接地速度

図11はすべて故障1秒後操縦者が操作した場合 (SAS あり) で、推力に余裕があるときには着陸する

までは速度は回復するので、高度 20 m からの接地速度が高度 10m および 5m からのそれよりも小さくなる。前節と同様に、0 m/s の着陸条件および 5 m/s 以内の着陸条件についてみると次の通りとなる。

[0 m/s の着陸条件] 高度20mの場合、0 m/s の着陸が可能であるためには、 T/W が 1.1 以上であることが必要であり、高度 5m のときは T/W の値はかなり大きな値 1.4 程度 (推定) が必要になる。

[5 m/s 以内の着陸条件] 5 m/s 以内の接地速度条件では、高度 20m の場合は 1.02、高度 5m のときは 0.95 以上の T/W が要求される。

(3) FTB の飛行高度の検討

FTB が燃料搭載して離陸し、およそ10分間のホバリング飛行を行なって着陸する際の重量変化は、およそ 1,800kg から 1,400kg である。したがって一台エンジン故障時の T/W は 0.76~0.98 になる。それゆえ 5 m/s 以内の接地速度条件 (FTB の脚強度からの制限降下速度は 5 m/s である)⁵⁾ を満足するためには、ホバリング高度上限の規定が必要になる。エンジン故障時の推力低下時定数 $T_a = 0$ と云ったきびしい条件を仮定したシミュレーション結果によると、故障1秒後操作するとして、ホバリングの高度を 5m 以下に制限することが必要である。しかし、エンジン推力低下時定数 $T_a = 1.0\text{sec}$ を仮定すると、図8にみられるように、操縦者の操作が故障から1秒おくれたと仮定した場合、SAS がいないときにおいてさえ、 $T/W = 0.85$ のときホバリング高度 10m が許容できる。このように、 T_a の大きい値を想定することが可能であれば、ホバリング高度上限は $T_a = 0$ のときと比べてかなり大きくとることができる。

(4) SAS のオーソリティを 200% にしたとき

附録で検討されているように、SAS 対操縦者比、すなわち SAS のオーソリティが 1 対 1 のときは、操縦者の操作が必要であるが、SAS オーソリティを 200% にしたときは操縦者の操作を必要としない。この場合のシミュレーション結果を図12に示す。実線は故障1秒後操作を行なった場合で、点線はパイロットの操作がない場合である。推力重量比 $T/W < 1.0$ のときは操縦者操作があるなしにかかわらず接地速度は同じであり、 T/W が 1.0 以上に対しては、接地速度は異なるが、いずれの場合においても接地速度は十分小さくおさえられる。しかし、このように SAS 側のオーソリティを大きくするシステムの採用は、操縦者の信頼性よりも大きな SAS の信頼性を要求するので望ましくない。

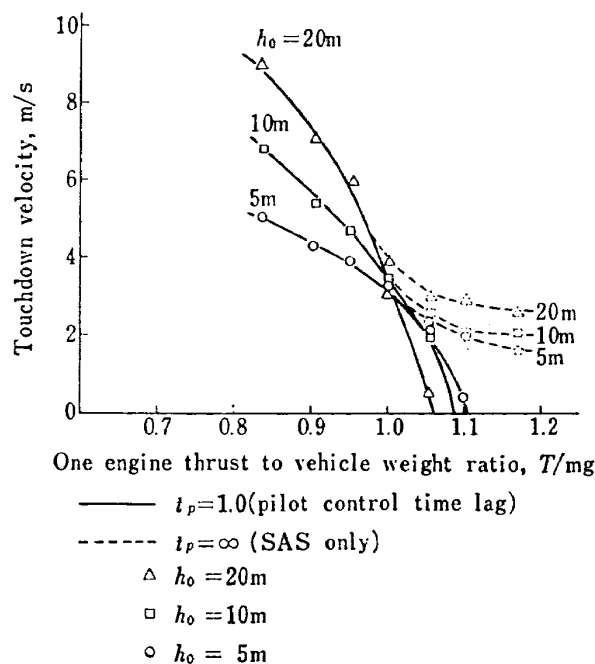


Fig. 12. Touch down velocity in case of 200% SAS authority

(5) シミュレーション結果の一例

一台エンジン推力/機体重量比 0.87, および 1.17 で高度 10m にホバリング中, 一台エンジン故障がおきたときの記録を図 13—(a), (b) に示す。いずれも, SAS ありで操縦者がおよそ 1 秒おくらせて操作した場合で, 前者は推力に余裕がないため接地速度 7 m/s で着地し, 後者は推力に余裕があるため, 最初高度は 8 m 低下するがその後回復し 0 m/s の着陸が可能である。

4. 三重系の自動安定装置の基本要素である 切換えレベルの選定方法および切換え時の 制御過渡特性

VTOL 機のホバリング時の制御における自動安定装置の役割は通常の航空機のそれに比べて非常に大きいため信頼性を向上させる目的で, 一般にシステムは多重方式をとっている。この多重方式の基本となる考え方は, 各系統の出力を比較し論理的に判断する (多数決の原理) ことによって, 故障回路を検出し, 正常に動作している系統に切換える働きをもたせることである。さて, FTB の自動安定装置 (SAS) の場合も三重系を構成し, 三つの並列な出力部 (常時作動系統, 待機系統, およびモニタ回路) をもち, それらの出力を論理的に比較判断し, 常時作動系統に故障および許容できない誤差が発生した場合には故障とみなし, 待機系統に自動的に切換える。この際, 故障の検出感度は

できるだけ高いこと, すなわち, 比較レベルが低いことが望ましい。一方, 故障ではないが許容できる誤差に対しては比較判断のレベルが高いことが望ましい。このような相反する要求に対して, 故障判断の規準となる切換えレベルをどのような値に選ぶかということとはきわめて重要な事柄である。そこで, 許容できる誤差の値および許容できない誤差が発生した場合の切換え時の過渡特性の影響について十分検討しておく必要がある。

これらの問題を検討するために, 次のような三重系のモデルを考える。三重系の構成の方法ではいくつか考えられるが, 基本的な三重系として三つの並列な出力部をもち, 故障が生じた場合, 多数決の原理により正規の出力部に故障が生じたことが判断されると, 予備出力部に順次切換えて行く方式を考える。この切換えシステムは一般に各系統の最終段にとられるので, 次のブロック図 14 のように表わすことができる。

ここでは, 便宜上 FTB の三重系に合せて, 上からノーマル, スタンバイ, モニタと呼ぶことにする。以下同じ名称で呼ぶ (注: FTB の場合はモニタ回路には切り換わらない)。

ホバリング飛行時, SAS 系統に誤差が生じた場合, 操縦者は十分その誤差のトリムをとりながら飛行可能であることが必要である。したがって, 切換えレベル選定のための必要条件としては, 次の二つの項目が考えられる。(i) その切換えレベル設定値以下の大きさで, 元来故障とは考えられない, たとえば, ドリフトまたはノイズによって発生する SAS 誤差に対しては, 操縦者は容易にトリムをし, 通常の飛行を継続できることが要求される。(ii) 定められた切換え条件のもとで切換えが生じたとき, その過渡的影響 (これは操縦者にとって一種の外乱と考えられる) が操縦者の制御を困難にしないことである。このような二つの条件から切換えレベルを選定しなければならない。

4.1 SAS に誤差がある場合の操縦者の飛行能力

(1) 一般解析

操縦者の操作を考えた場合, SAS 誤差による機体の運動が比較的ゆっくりと変化する場合には, それをトリムすることは比較的容易であるが, 機体の運動が早い場合には, それをトリムすることは非常に困難となる。一般に操縦者の操作能力としての周波数特性的な限界は 2 c/s 前後と見なされている。

さて, SAS 誤差の機体の運動 (この例では, 機体の昇降加速度) におよぼす影響は図 14 から, 次式のように表わすことができる。

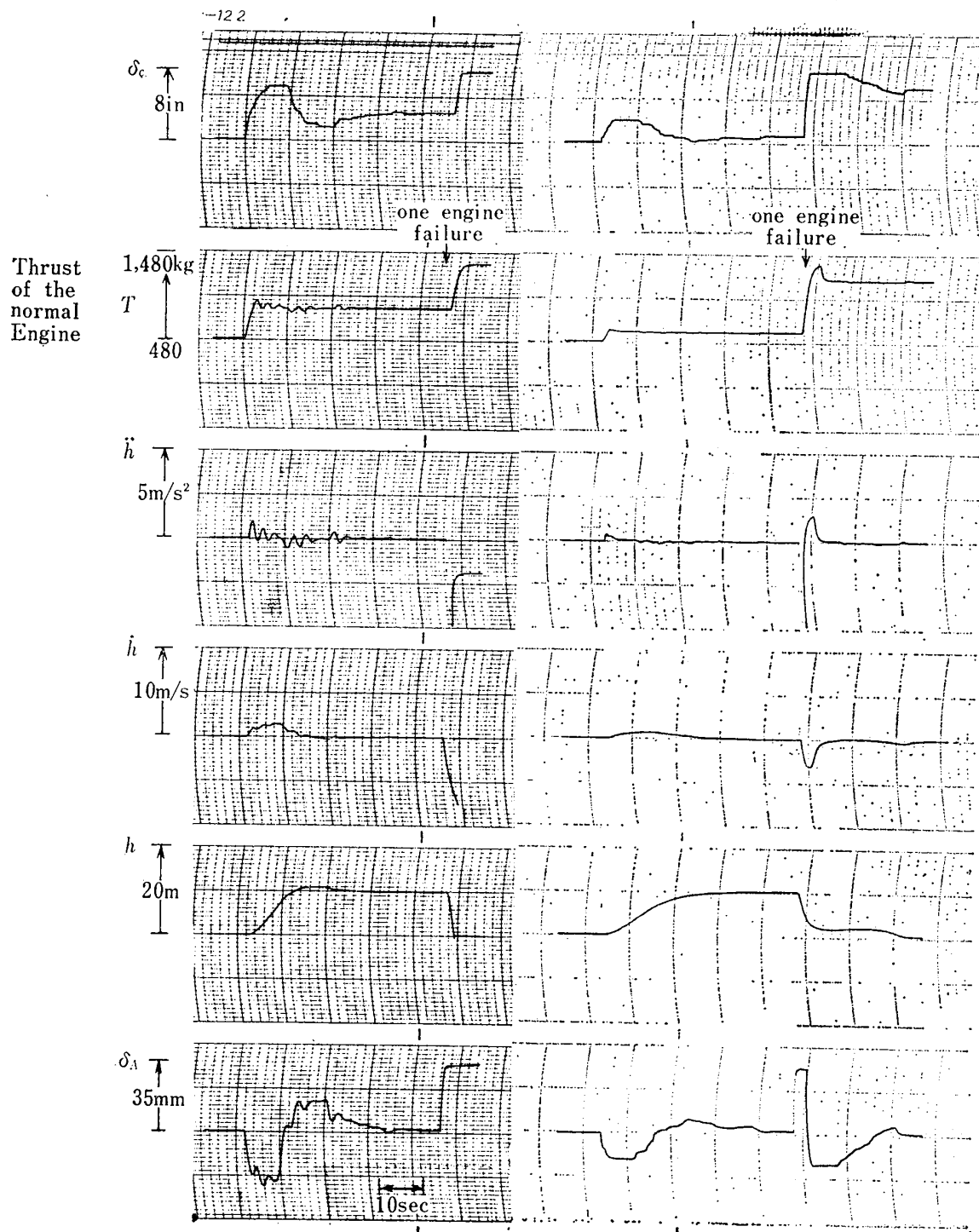


Fig. 13—(a). Simulation record of one engine failure at hovering with T/mg ratio, 0.87

Fig. 13—(b). Simulation record of one engine failure at hovering with T/mg ratio, 1.17

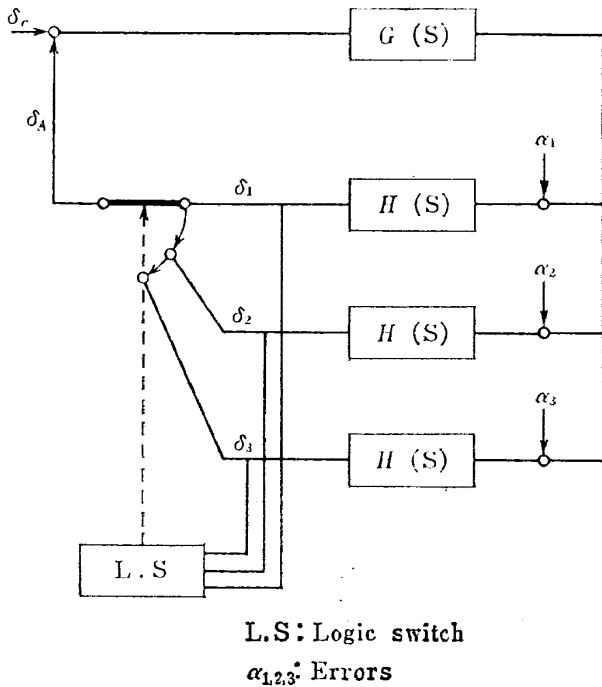


Fig. 14. Block diagram of a triple system

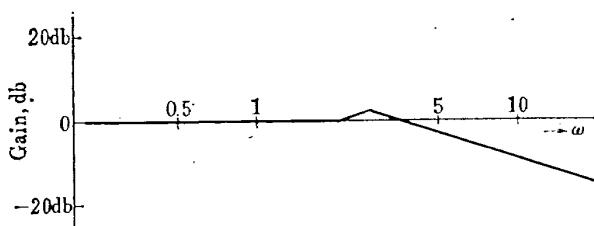
$$\ddot{z}(s) = \frac{G(s)}{1+G(s)H(s)}\delta_c(s) - \frac{G(s)H(s)}{1+G(s)H(s)}\alpha_1(s) \quad (23)$$

ただし、 $\delta_c(s)$ は操縦者の入力、 $\alpha_1(s)$ はノーマル系に存在する等価的誤差である。

この式から、操縦者に必要なトリム操作 $\delta_t(s)$ は次式となる。

$$\delta_t(s) = H(s)\alpha_1(s) \quad (24)$$

(24)式で表わすようなトリム操作を操縦者が正確に行なうことは、誤差 $\alpha_1(s)$ を操縦者が正確に検出することが困難なので、きわめてむずかしい。しかし、(23)式で表わせる SAS 誤差 $\alpha_1(s)$ に対する $\ddot{h}(s)$ のゲイン線図 (FTB の場合について、図 15 参照) に示されるように高周波成分はカットオフされる。したがって操縦者には主として低周波成分の誤差だけが機体の運動として感知されるので、操縦者はこれらを比較的容易に制御でき、誤差の影響をほとんど受けることがない。

Fig. 15. Gain diagram for \ddot{h}/a_N transfer function versus ω

(2) シミュレーション解析

前節で述べた解析についてのシミュレーション結果として、FTB の離陸、着陸を含むホバリング飛行時の例を図16に示す。この場合は高周波成分をもった誤差が加速度計の出力側に発生した場合 (シミュレーションブロック図 1 参照) である。この例で示されるように、一定高度ホバリング時の高度変化はゆっくりしたものであり、ノイズ状の誤差があっても操縦者は容易に高度を制御できる。またこのような飛行パタンの遂行は余り困難でないことを示している。

さて、(24)式で示されるようなトリム操作の限界値は操縦者が通常そのトリムをとったあとに残されたコントロールパワーの余裕、すなわち、操縦者の操作できる余裕コントロールパワー (この例では上下加速度の値) の量によって決まる。附録 1 に示したように、FTB の SAS 操縦者ミキシング機構と推力との関係から計算した SAS 誤差対コントロールパワー (上下加速度) の関係を図 17 に示す。横軸には誤差による SAS 変位を SAS の全ストロークに対する % で表わし、縦軸には上下加速度を示す。包囲線の内部が操縦者の操作可能なコントロールパワーである。燃量消費による機体重量変化を考慮して、機体重量の三つの例について示してある。図17の上限、下限カーブは操縦者のハイトコントロール用コレクティブレバー (図33参照) の操作で制御可能な機体のもつ最大上昇 G 、最大下降 G を表わす。エンジン最大推力が限られるので、機体重量の増加にしたがってその上限は小さくなる。と同様に、操縦者のコレクティブレバーで操作できるエンジン最小推力も限られるので、機体重量が増加すれば下限は大きくなる。ここで示されるように、SAS 誤差によって機体の上下加速度は制限を受け、飛行重量 1,600kg の時、上下加速度の操作領域を $\pm 0.2g$ 以上に保つためには、切換えレベルは 18% 以内に保つ必要があることが容易にわかる。

4.2 切換え時の制御過渡特性

(1) 一般解析

図 14 のブロック図から、各系統の SAS 出力は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \delta_1(s) &= H(s)(\ddot{z} + \alpha_1(s)) \\ &= \frac{G(s)H(s)}{1+G(s)H(s)}\delta_c(s) + \frac{H(s)}{1+G(s)H(s)}\alpha_1(s) \\ \delta_2(s) &= H(s)(\ddot{z} + \alpha_2(s)) \\ &= \frac{G(s)H(s)}{1+G(s)H(s)}\delta_c(s) - \frac{G(s)H^2(s)}{1+G(s)H(s)}\alpha_1(s) \\ &\quad + H(s)\alpha_2(s) \end{aligned} \quad (25)$$

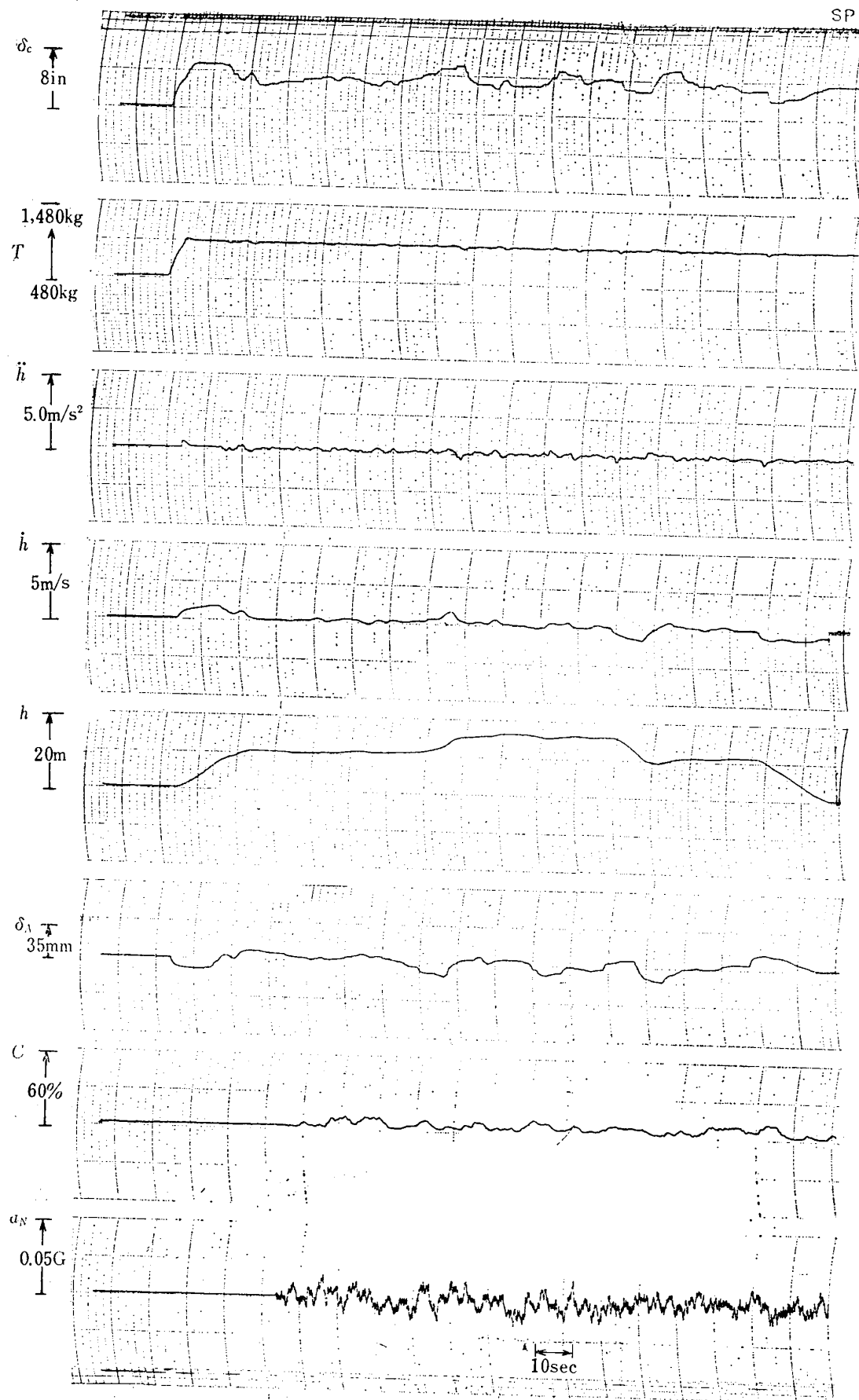


Fig. 16. Simulation record of height control with random noise in the output of an accelerometer

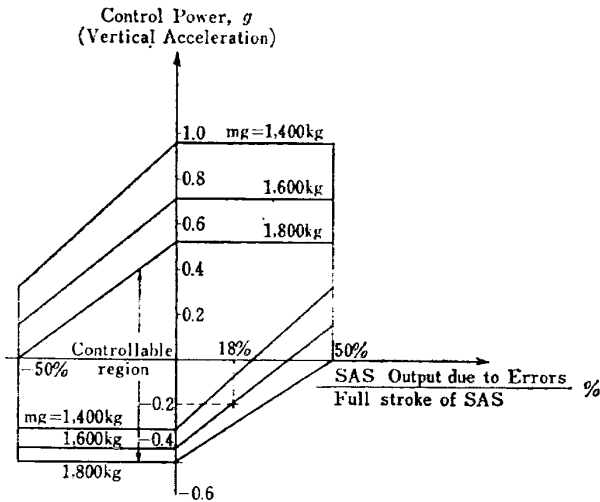


Fig. 17. Vertical acceleration limits due to SAS error

$$\begin{aligned}\delta_3(s) &= H(s)(\tilde{z} + \alpha_3(s)) \\ &= \frac{G(s)H(s)}{1+G(s)H(s)}\delta_c(s) - \frac{G(s)H^2(s)}{1+G(s)H(s)}\alpha_1(s) \\ &\quad + H(s)\alpha_3(s)\end{aligned}$$

各系統の比較出力 $c_{ij}(s)$ ($i, j=1, 2, 3$) は次式で示される。ただし、 $c_{ij}(s)$ は i 系統と j 系統の出力差をとったものである。

$$c_{ij}(s) = H(s)(\alpha_i(s) - \alpha_j(s)) \quad (i \neq j, i, j=1, 2, 3) \quad (26)$$

切換えが生じる差信号、すなわち切換えレベルを c_l とすれば、切換の起る必要条件は次式によって表わされる。

$$c_l \leq |\mathcal{L}^{-1}[c_{ij}(s)]| \quad (27)$$

ここでは、解析を簡単にするために、(27)式のみを切換えに対する必要十分条件とみなすことにする。

さて、操縦者が SAS 誤差のトリムをとってホバリングした状態で切換えが起った場合について以下検討する。

SAS 誤差をトリムしたときの操縦者の操作量は (24)式で与えられるので、(25)式の $\delta_c(s)$ の代りに $\delta_t(s)$ とおき、さらに、スタンバイ、モニタ系統のエラー $\alpha_2(s), \alpha_3(s)$ をそれぞれ零とおけば、(25)式は次式になる。

$$\begin{aligned}\delta_1(s) &= H(s)\alpha_1(s) \\ \delta_2(s) &= 0 \\ \delta_3(s) &= 0\end{aligned} \quad (28)$$

(24)~(28)式から、切換え時の操縦者のトリム量と切換えレベルは等しくなり、次式になる。

$$c_l = |\mathcal{L}^{-1}[\delta_t(s)]| = |\mathcal{L}^{-1}[H(s)\alpha_1(s)]| \quad (29)$$

ノーマルからスタンバイへの切換え時のモデルは図

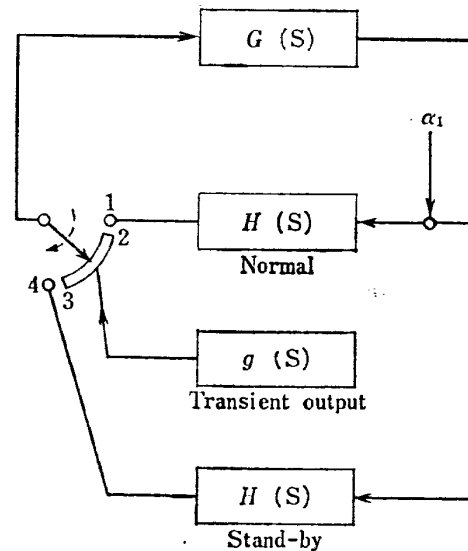


Fig. 18. Change over model

18のように表現できる。このモデルの切換えスイッチ (図 18 参, 1→2, 3→4) は瞬間的に動作し、その切換え時の等価的な過渡出力 (図 18, 2→3) はその過渡時間内で定義された $g(s)$ で与えられるものとする。

さて、付録 2 に示すように $G(s), H(s)$ の伝達関数の分母、分子の s の次数によって故障の生じたときの考慮されねばならない変数の微分階数は定まる。それゆえ、ここでは解析を簡単にするため、 $G(s), H(s)$ の分母、分子は s の一次形で表わせるものとし、故障の生じた時の回路内の等価的な初期条件としてパラメータの 1 階以上の微分値は考慮しなくてもよい場合を考える (付録 2 参照)。

(i) 瞬間的に切換わる場合

SAS 出力の過渡的变化は次図 19—(a) で表わすことができる。そのときに発生する上下加速度 $\Delta \ddot{z}(t)$ は、

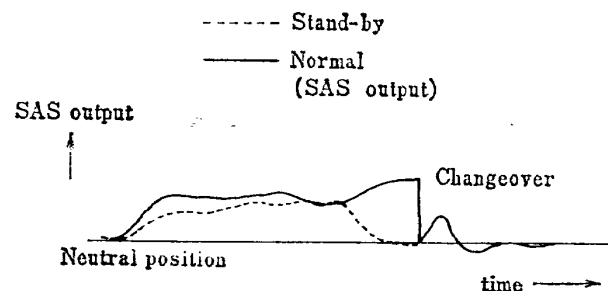


Fig. 19—(a). SAS output when changeover

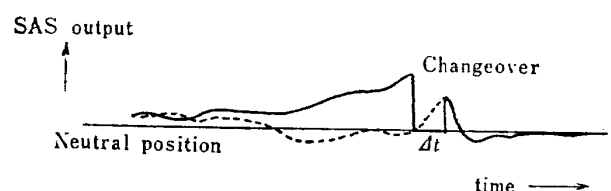


Fig. 19—(b). SAS output when changeover

(29)式を考慮して次式で与えることができる。

$$\Delta \ddot{z}(t) = \mathcal{L}^{-1} \left[\frac{G(s)}{1+G(s)H(s)} \cdot \frac{\pm c_l}{s} \right] \quad (30)$$

(30)式は、切換え時の過渡応答が切換えレベルに比例することを示している。そしてこの場合はあたかも操縦者が大きさ c_l のステップ操作をしたと同じ応答を示す。実際の系では、切換え時間を零にすることはできないが、切換え時間がごく短い場合、近似的にこの式が利用できる。

(ii) 切換え時間 Δt を有する場合

この場合、 Δt 時間の SAS の過渡出力 $g(s)$ を決定することは一般に困難である。そこで、 $g(s) \equiv 0$ のときを考える。このときの SAS の過渡的出力は図 19-(b) で表わせる。SAS がノーマルから中立位置に固定されたときに生ずる上下加速度 $\Delta \ddot{z}_1(t)$ は、次式で与えられる。

$$\Delta \ddot{z}_1(t) = \mathcal{L}^{-1} \left[G(s) \frac{\pm c_l}{s} \right] \quad (t \leq \Delta t) \quad (31)$$

この発生する $\Delta \ddot{z}_1(t)$ 、によってそれまで中立にあったスタンバイの SAS 出力 $\delta_2(t)$ 変位し、その変位量は次式になる。

$$\Delta \delta_2(t) = \mathcal{L}^{-1} \left[H(s) \cdot G(s) \frac{\pm c_l}{s} \right] \quad (t \leq \Delta t) \quad (32)$$

中立位置から、スタンバイに切換わる時に発生する $\Delta \ddot{z}_2(t)$ は、初期条件が (31) 式および (32) 式の $t = \Delta t$ のときの値で与えられるので次式で表わすことができる。

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{z}_2(t) &= \mathcal{L}^{-1} \left[\frac{G(s)}{1+G(s)H(s)} \cdot \frac{\pm c_l}{s} + E(s) \cdot \Delta \delta_2 + F(s) \cdot \Delta z_1 \right] \\ &\quad (t \geq \Delta t) \quad (33) \end{aligned}$$

$E(s)$: SAS 出力の切換え過渡時の初期条件 $\Delta \delta_2$ が $\Delta \ddot{z}_2(t)$ におよぼす影響を与える伝達関数であり、 $G(s), H(s)$ から決定される。

$F(s)$: 上下加速度の切換え過渡時の初期条件 $\Delta \ddot{z}_1$ が $\Delta \ddot{z}_2(t)$ におよぼす影響を与えた伝達関数であり、 $G(s), H(s)$ から定められる。

(31) 式、(33) 式を時間的に継続させた次式で、切換え時に発生する $\Delta \ddot{z}(t)$ が与えられる。

$$\Delta \ddot{z}(t) = \Delta \ddot{z}_1(t) + \Delta \ddot{z}_2(t) \quad (34)$$

この式で、 $\Delta t = 0$ にすると、(30)式になる。したがって、操縦者がホバリング時トリムを行なった状態で切換えが生じたときの上下加速度の一般式は(34)式となる。

(2) FTB の場合の解析

さて、FTB の基本ブロック図から、(31)~(33) 式

を求めると、それぞれ次式が得られる。

$$\Delta \ddot{z}_1(t) = \mathcal{L}^{-1} \left[\frac{K}{1+T_E s} \cdot \frac{\pm c_l}{s} \right] \quad (t \leq \Delta t) \quad (35)$$

$$\Delta \delta_2(t) = \mathcal{L}^{-1} \left[\frac{KK_A(1+T_1 s)}{(1+T_E s)(1+T_2 s)} \cdot \frac{\pm c_l}{s} \right] \quad (t \leq \Delta t) \quad (36)$$

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{z}_2(t) &= \mathcal{L}^{-1} \left[\frac{K}{1+KK_A} \frac{1+T_2 s}{\left(\frac{s}{\omega_n}\right)^2 + 2\zeta \frac{s}{\omega_n} + 1} \cdot \frac{\pm c_l}{s} \right. \\ &\quad - \frac{K}{1+KK_A} \frac{T_2 \Delta \delta_2}{\left(\frac{s}{\omega_n}\right)^2 + 2\zeta \frac{s}{\omega_n} + 1} \\ &\quad \left. + \frac{\frac{s}{\omega_n^2} + \frac{2\zeta}{\omega_n} - \frac{T_2}{1+KK_A}}{\left(\frac{s}{\omega_n}\right)^2 + 2\zeta \frac{s}{\omega_n} + 1} \Delta \ddot{z}_1 \right] \quad (t \geq \Delta t) \quad (37) \end{aligned}$$

(35)式はノーマルからの切換えが生じて SAS が中立位置に固定されたときに生ずる上下加速度であり、(37)式は中立位置からスタンバイに切換わった後の上下加速度の時間応答を表わす。(35)、(37) 式で表わされる切換え時の加速度応答、およびそれから導かれる速度応答の代表的な応答を図20に示す。切換え後の発

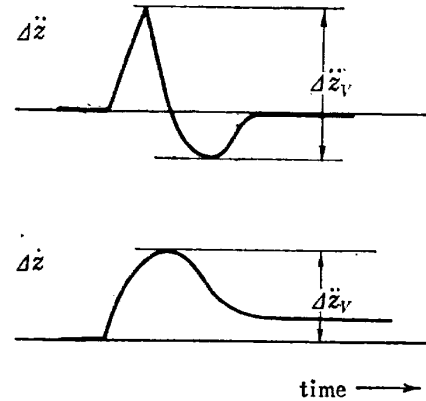


Fig. 20. Acceleration and velocity response when changeover

生した $\Delta \ddot{z}(t)$ の定常値は (37) 式から次式で与えられる。

$$\Delta \ddot{z}_{t=\infty} = \frac{K}{1+KK_A} \pm c_l \quad (38)$$

また、上下速度は、(35)および(37)式を積分し、 $KK_A, K_A \gg 1$ と仮定して (38) 式で与えられる速度の増加分を無視すると次式が得られる。

$$\Delta \dot{z}_{t=\infty} = \pm K c_l \Delta t + \frac{KT_2}{1+KK_A} (\pm c_l - \Delta \delta_2) \quad (39)$$

(36) 式に、 $\Delta t, T_E, T_1 \ll T_2$ の条件を代入すると次の近似式を得る。

$$\Delta \delta_2 = K K_A \frac{\Delta t}{T_2} \cdot \pm c_l \quad (40)$$

これを(39)式に代入して,

$$\Delta \dot{z}_{t=\infty} = \pm \frac{T_2}{K_A} \cdot c_l \quad (41)$$

を得る。この式は、上下速度の変化が切換え時間にかかわらず、ほぼ一定の速度変化を示すことを意味する。これは FTB の SAS システムが速度制御型をとっていることから明らかであるが、 Δt が大きくなり SAS 出力 $\Delta \delta_2(t)$ が飽和すると、(39) 式の第 2 項が一定となり、 Δt に比例する速度変化が表われることがわかる。

(3) FTB のシミュレーションによる解析

前述した解析は、一定の飛行状態で、すなわち操縦者が SAS 誤差をトリムしてホバリングしているときに

切換えが発生した場合の結果であるが、実際の飛行における切換え発生時には、① 操縦者が SAS 誤差のトリムをしてない、② 機体上昇あるいは下降などの運動を伴っている場合もあることを考えなければならないと同時に、切換え時 ③ 操縦者の操作による影響を考慮する必要がある。それゆえ、シミュレーションによる解析手法が有用となってくる。シミュレーションによる結果を図 21、図 22 に示す。この図は、前項の解析結果と同じく、 $\Delta \dot{z}_v$ 、 $\Delta \dot{z}_v$ (図 20 参照) を表わし、機体の上昇、下降時あるいは一定高度ホバリング時に切換えが生じた場合で、数回 (4~5 回) のシミュレーション試験の結果である。なお、このシミュレーションブロック図は図 1 に示したものである。

これらの結果をみると、解析によって求めた結果と

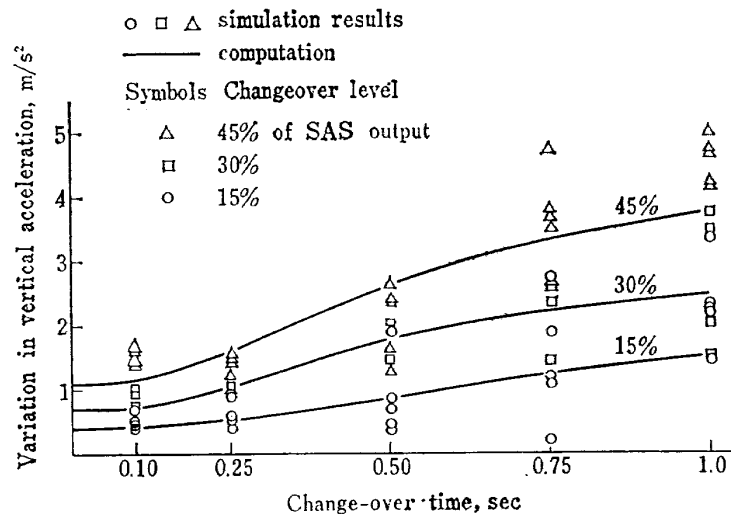


Fig. 21. Changeover condition and vertical acceleration error

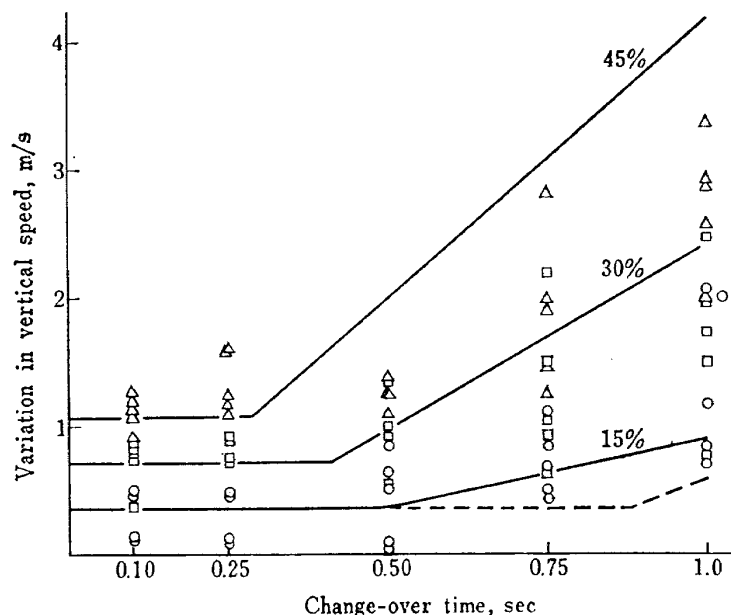


Fig. 22. Changeover condition and vertical speed error

同じ傾向を有し、特に図22に示されているように、切換え時間が短い (0.50 sec 以下) ときには、降下速度の変化は切換えレベルの大きさに比例し、また切換え時間が大きいときには、上下速度の変化が、時間に比例して大きくなることわかる。さらに詳しく解析結果と比較すると、上下加速度の変化は、操縦者の操作による加速度 (すなわち、切換え時、操縦者は切換え時の外乱を小さくするため、発生した加速度と反対方向の加速度を、操縦者は操作によって与える) を含むので、操縦者の操作を伴うシミュレーション結果の方が大きくなる。これに反し、上下速度の変化の大きさは、上記の操縦者の意図的な操作によって小さくおさえられるので、シミュレーション結果においては小さくなる傾向を示している。

これらの結果より、切換え時の昇降速度、速度の変化が操縦者に不安を与えないような通常のホバリング飛行で使用する上下加速度領域 $\pm 0.2g$ 以内、速度領域 $\pm 1\text{m/s}$ 以内にあるためには、切換え時間 0.5 sec 以内、切換えレベルを 30% 以下におさえることが必要になる。高度の変化は操縦者の意図的な操作によって速度変化が小さくなるのと同様に十分小さくおさえられるので、前に述べた切換えレベル、切換え時間に対する優れた比例関係は見られない。切換え時間 1 秒以下では操縦者は高度変化を 3 m 以内で制御することが可能であることが示された。

この切換え時の過渡特性をより小さくするためには切換えレベルをより低くすることが望ましいが、故障でもないのに切換わるような不必要な切換えを生じさせないために、個々のハードウェアの誤差レベルを考慮して切換えレベルの最小値を決定しなければならない。なお、このシミュレーション結果では、飛行パターン (一定高度ホバリング、上昇、下降など) による過渡特性の違いは見られなかった。

シミュレーション例として、高度 10m にホバリング時、切換えが生じたときの例を図 23-(a) に、降下着陸時に切換えが生じたときの例を図 23-(b) に示す。このときのパラメータ、切換えレベル 30%、切換え時間は 0.75 sec である。このパラメータの値は前述した望ましい領域からはずれているが、高度の変化は小さく、十分高度制御可能であることを示している。

5. 姿勢変化による高度制御への影響

5.1 加速度計を使用した自動安定装置の問題点

FTB の高度制御においてさらに、機体の姿勢運動を含めて考えると今まで検討してきた高度一軸だけで

制御した場合に比し、操縦者はさらに労力を要することが推察される。特にセンサとして使用した加速度計は機体軸に固定されているため、機体軸方向の次式で与えられる加速度しか検出できない (付録 3 参照)。

$$a = -2T/m + g + Fa_z \quad (42)$$

ただし、 Fa_z は空気力、(m/s²)

すなわち、この式は、加速度計の機体の姿勢の変化による上下加速度の変化を検出せず、またこの加速度計をセンサとした SAS は姿勢変化のいかにかわからず、たえず推力と機体重量のみを釣合せるよう働くことを意味する。すなわち、ブロック図 2 に示されるように、姿勢の変化による上下方向の加速度は SAS を含む制御ループにはフィードバックされず、操縦者を含めたループ上の一種の外乱として働き、操縦者は高度を一定に保持するのにかなりの労力を要することになる。

さて、ホバリング飛行時に姿勢が傾いた場合、地軸 Z_E 方向の推力成分は減少し高度は低下する。その時、地軸 Z_E に沿った上下加速度成分は次式で与えられる。ただし、空気力 Fa_z は無視して考える。

$$\ddot{z}_E = -\frac{2T}{m} \cos \theta + g \quad (43)$$

一定高度ホバリングの場合、機体推力はほぼ $2T=mg$ に保たれるから、その下降速度として (43) 式から次式を得る。

$$\ddot{z}_E = g(1 - \cos \theta) \quad (44)$$

たとえば、機体が 5.5° 傾いた場合、 0.045m/s^2 の下降加速度が生じ、降下し始める。

5.2 FTB の飛行運動と高度損失

さて、FTB の運動を考えると、定点ホバリングと位置の移動飛行の二つにわけられる。このような FTB の運動において機体がどの程度高度を損失するかについて以下検討を行なう。

第 2 章で挙げた運動方程式に前後方向の位置の方程式を含めて再列記すると次式になる。

$$\begin{aligned} w - u\dot{\theta} &= -2T/m + g \cos \theta \\ u + w\dot{\theta} &= -g \sin \theta \\ \ddot{\theta} &= (m_q)_A \dot{\theta} + (m_\theta)_A \theta + m\delta \cdot \delta e \\ \dot{x}_E &= u \cos \theta + w \sin \theta \\ \dot{z}_E &= -u \sin \theta + w \cos \theta \\ \dot{h} &= -\dot{z}_E \end{aligned} \quad (45)$$

ここで、機体は一定高度ホバリング時からの飛行運動を仮定し、機体の運動によって寄与する二次的な項を無視する。姿勢角 θ は微小であるので、 $\sin \theta \approx \theta$ 、

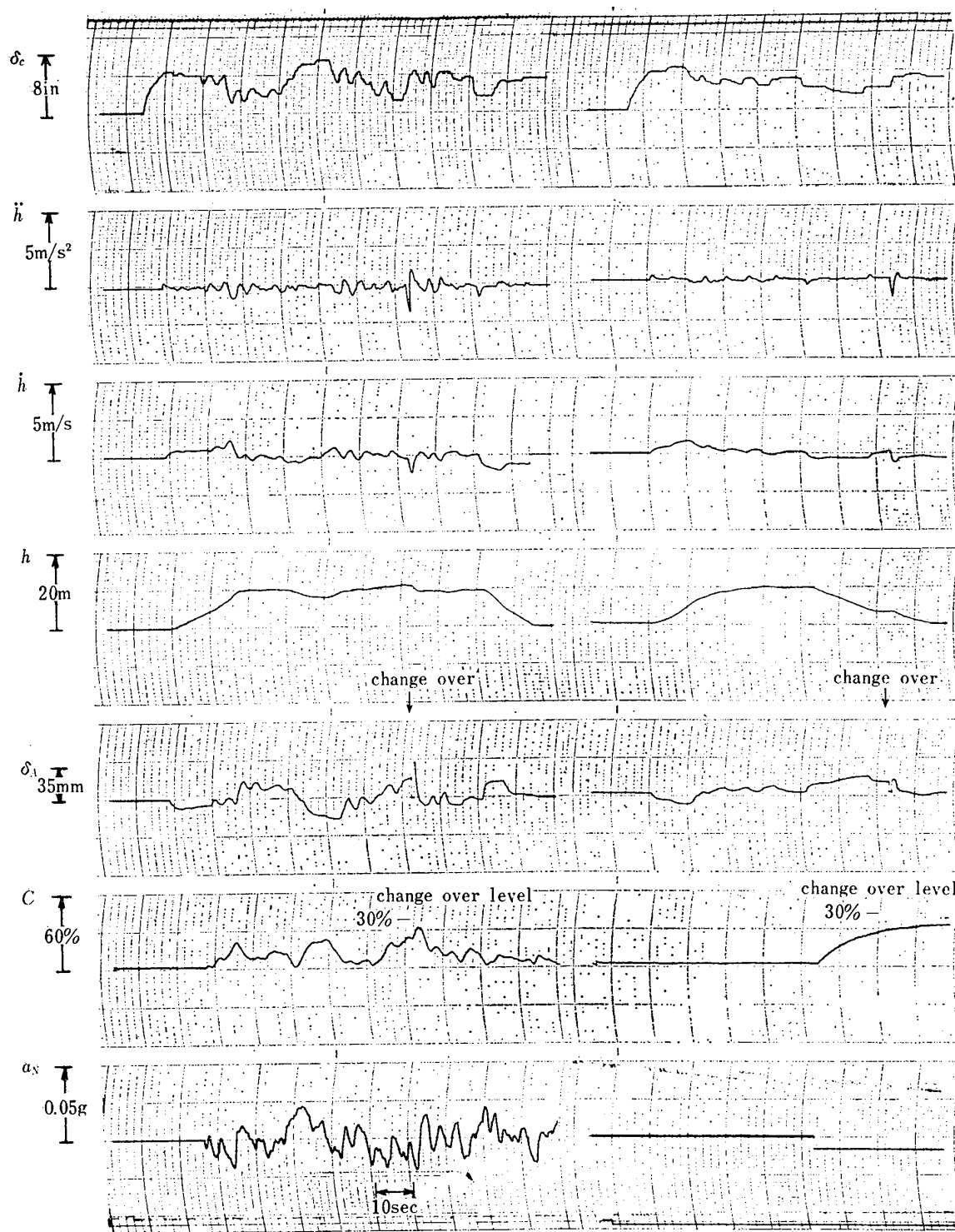


Fig. 23—(a). Simulation record of transient response by change-over at hovering

Fig. 23—(b). Simulation record of transient response by change-over at landing

$\cos \theta \approx 1 - \frac{\theta^2}{2}$ の近似式を用いて θ の三次以上の項を消去すれば、上記の運動方程式は次のように簡略化される。

$$\begin{aligned}
 \dot{w} &= -g \frac{\theta^2}{2} \\
 \dot{u} &= -g\theta \\
 \theta &= \frac{m_\delta}{m_\theta} \delta_c \\
 \ddot{x}_E &= -g\theta \\
 \ddot{z}_E &= \frac{g}{2} \theta^2
 \end{aligned} \quad (46)$$

以下、(46)式を用いて、位置の移動飛行および定点ホバリングの場合について解析を行なう。

(1) 位置の移動飛行

FTB が位置の移動飛行を行なうとき、水平方向の推進機構をもたないので、姿勢を傾けて水平方向の推力成分を得て位置の移動を行なう。この場合の操縦者の操作方法は次のように仮定できる。前進飛行について述べると、

i) ホバリング時の姿勢水平位置から、姿勢を傾けて (ピッチ下げ, $-\theta$)、前進加速度を得る。操縦者の意図する前進速度 V が得られると、再び、姿勢を水平に復帰させる。

ii) 姿勢を水平に保持して、一定速度 V で前進飛行を続ける。

iii) 目標位置近くで、操縦者は停止するため、姿勢を傾けて (ピッチ上げ, θ)、逆方向の加速度を得て機体の前進を止める。

このような操作形式において、姿勢の変化による高度低下に対して操縦者が何らの操作をしなかった場合の降下距離 h_d と水平移動距離 X_d との関係式を式 (46) から求めると、次の関係式を得る。

$$h_d = -X_d \frac{\theta}{2} + \frac{V^2}{2g} \quad (47)$$

式 (47) の h_d と X_d の関係を V, θ をパラメータとして図24に示す。図中の一点鎖線でわけられた右側の領域が、(47)式を満足する領域である。この図でわかるように、移動距離を一定とすれば、操縦者の意図する前進速度 V 、および操作する姿勢角変位 θ が小さくな

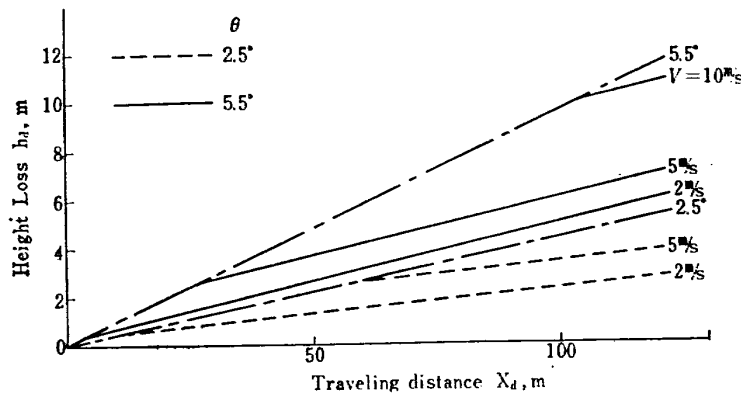


Fig. 24. Height loss in advancing flight

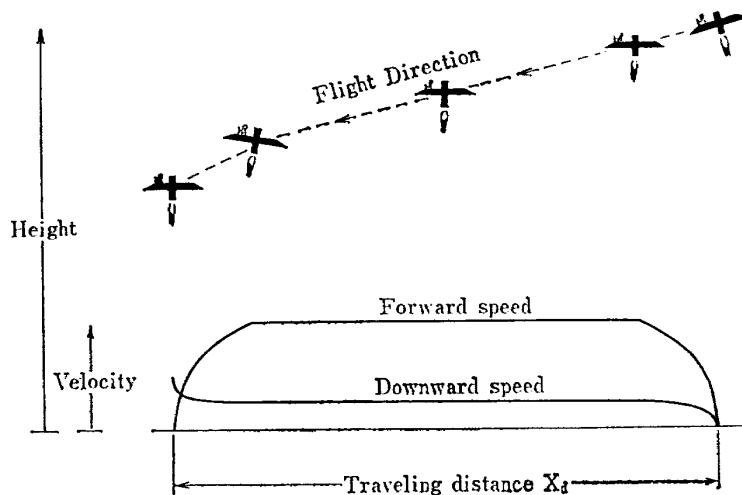


Fig. 25. Advancing flight of FTB

るにしたがって高度低下 h_d は小さくなる。一点鎖線上は意図する V, θ を使用して移動できる最小距離と、そのときの高度低下の関係を表わすもので、次式で与えられる。

$$h_d = X_d \theta \quad (48)$$

この式は、常に、移動距離 X_d と操作可能な最大の姿勢角変位 θ が与えられたときの高度低下 h_d の最大値を与えるものである。

一例として、姿勢角 2° 以内、前進速度 2 m/s 以内で 10 m の前進移動飛行を行なう場合について最大の高度低下を式 (48) から理論的に求めると 0.35 m となる。このように、高度低下はかなり小さく高度の制御も容易であることが推察される。

図 25 に上述の操縦者の操作による FTB の前進飛行時の飛行パターン概略図と機体の速度を示す。

(2) 定点ホバリング

定点ホバリングの場合の操縦者のとる継続的な操作としては、ある運動状態からの定点への停止操作、あるいは突風等の水平外力をトリムしながらの位置を保持する操作が考えられ、これらはいずれも姿勢の制御によって行なわれる。まず、停止操作の場合は、停止後姿勢を水平に保持することになるが、図 25 に見られるように機体は一定の降下速度をもつことになる。その降下速度は式 (46) から、 V, θ の関数で与えられるので移動停止 t 秒間後の高度低下は次式になる。

$$h_d = -V\theta t \quad (49)$$

この高度低下を、 $V=2 \text{ m/s}, \theta=2^\circ, t=10 \text{ sec}$ を例にとって、計算すると 0.7 m になる。

次に、水平方向の突風に対して位置を保持するためには姿勢を傾けてトリムをとらねばならないが、このときの高度低下 h_d は、(46) 式の \ddot{z} を積分した次式で与えられる。

$$h_d = \frac{g}{4} \theta^2 t^2 \quad (50)$$

この高度低下について、前述の値と同じ値を例にとると、高度低下は 0.3 m となる。いずれも、 V, θ が小さいときは高度低下は小さくなる。

5.3 シミュレーションによる解析

前節の高度損失の検討結果は、操縦者がこのような FTB の飛行に際し、特別に高度の制御を行なわないものと仮定して得られたものである。しかし、実際のホバリング飛行を想定すると、姿勢の制御と高度の制御を操縦者は同時に行なう。そこで、このような操作を行なった場合、高度の損失はどの程度になるかを検

討するため、操縦者を含めたシミュレーション解析を行なった。

このシミュレーション解析で、操縦者に指示した操縦タスクは次の通りである。

i) 最初、高度 10 m に約 10 秒間ホバし、

ii) 姿勢を傾けて、高度一定で前進飛行に移る。この前進飛行を数回繰り返す、

iii) 姿勢を水平に保持して着陸する。

このホバリング飛行において、姿勢制御は (8) 式で示す FTB の理想的な姿勢制御を想定し、簡単な操縦操作（ステップ操舵）で制御可能であるように自動安定装置（ASE）を付加した。操縦タスクとしては小さな姿勢変化と大きな姿勢変化、すなわち姿勢角 2.6° 、および 5.5° をとり、最大 10 m/s の前進飛行速度で飛行することにした。シミュレーション結果を図 26—(a), (b) に示す。シミュレーション結果図 26—(a) に示されるように姿勢角 2.5° をとっての前進飛行では操縦者は高度の変化を 1 m 以内で制御している。この前進飛行時における操縦者の姿勢変化による高度低下に対する高度保持操作は全くパルス的な操作で容易に高度低下を 1 m 以内におさめていることがわかる。操縦者が高度制御操作をしないときの高度低下は、前述の理想的な姿勢制御操作を行なうとして式 (47) から 15 m ($X_d=400 \text{ m}$ の場合) であるので、これと比較すると簡単なパイロット操作で十分高度を小さくおさえることが可能であることを示している。

さて、姿勢角 5.5° を使ったの前進飛行では、高度制御操作もかなり忙しくなり、高度変化も大きい、それに対しても操縦者は高度変化を 2 m 以内におさえている。操縦者が高度の操作をせず前述した理想的な操作を行なった場合では、(47) 式から、およそ 20 m ($X_d=300 \text{ m}$ の場合) の高度低下を伴うので、この場合も十分高度低下を小さくおさえる能力があることを示している。

このように姿勢制御を含めた高度制御では小さな姿勢角 (2.5°) を使っている場合は容易に高度を一定に保持することが可能である。大きな姿勢角 (5.5°) を使うときは高度の制御に比較的労力を要するが、この場合でも高度低下を 2 m 以内におさえている。

実際の FTB の飛行では、これにピッチ軸と同様の影響を高度制御におよぼすロール方向の操縦運動が加わるので、ピッチ軸の場合よりも高度低下は大きいと考えられるが、FTB のホバリング時の運動は小さい ($|u|, |v| \leq 2 \text{ m/s}, |\theta|, |\phi| \leq 2^\circ$)^{5), 6)} ので、それによる高度変化は十分小さいと考えることができる。

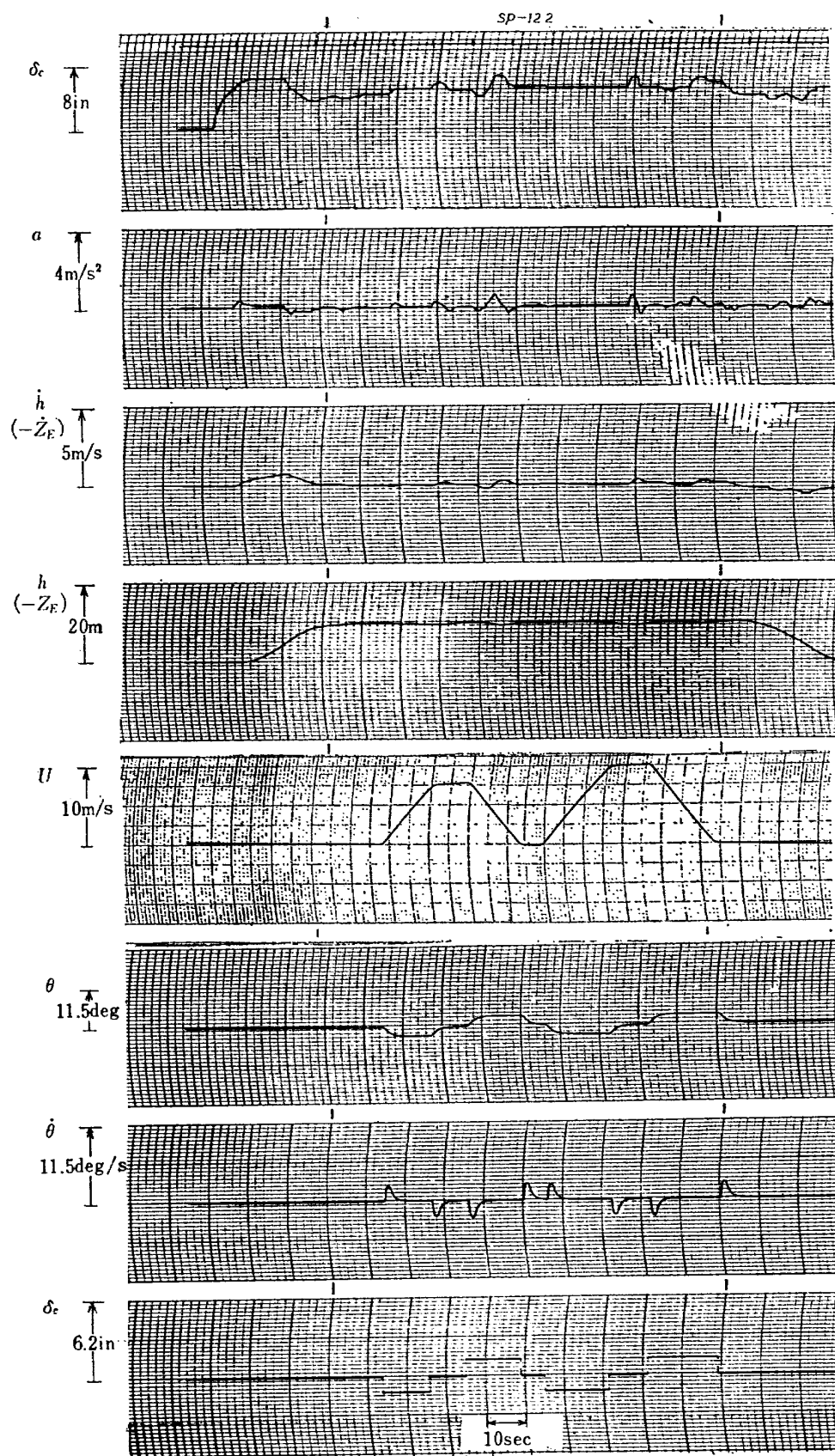


Fig. 26—(a) Simulation record of height control in advancing flight using pitch angle 2.5° down

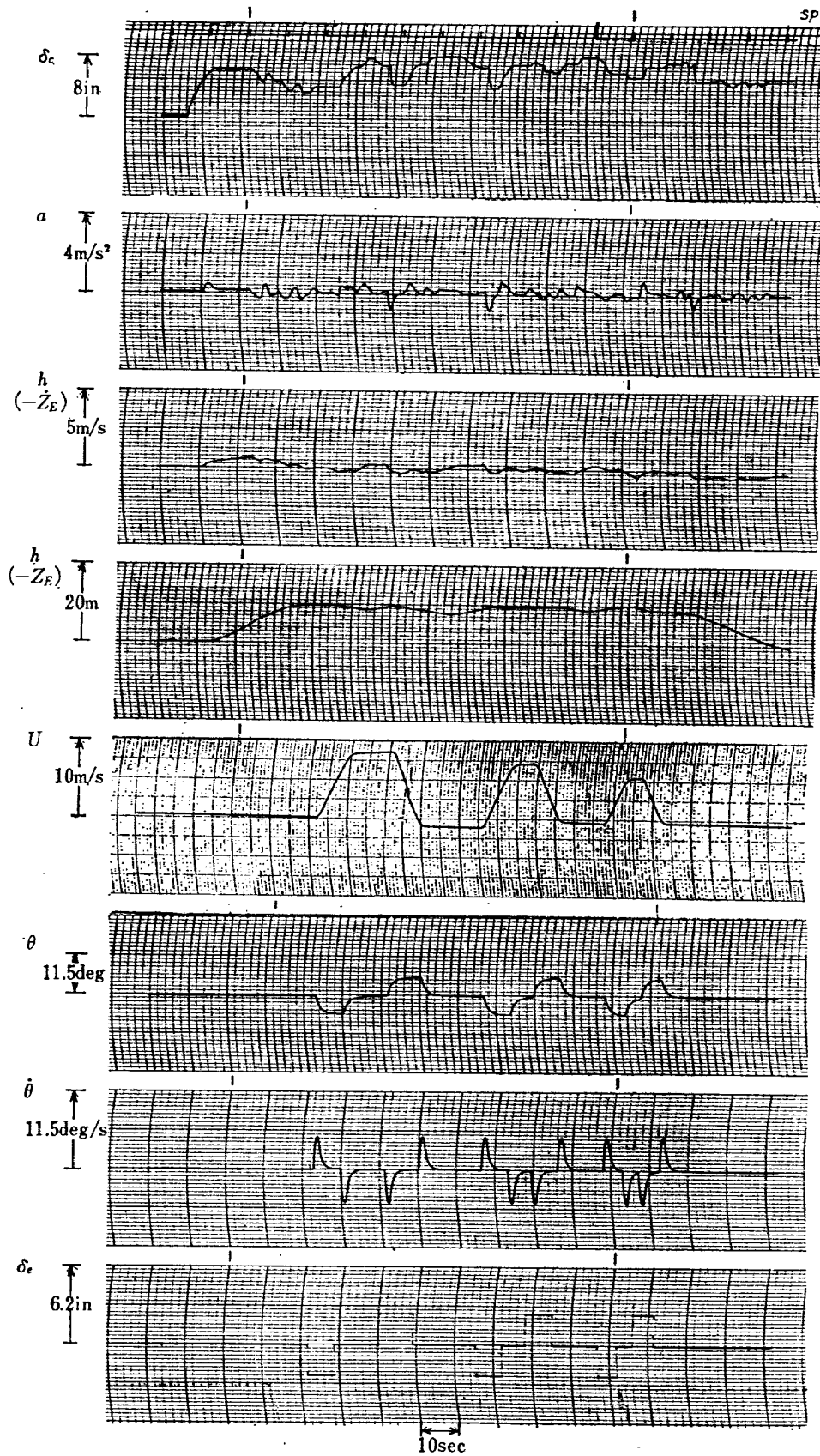


Fig. 26—(b). Simulation record of height control in advancing flight using pitch angle 5.5° down

6. その他. 一. 二の FTB の問題点 に関する検討

その他 FTB の問題点として、高度制御系に含まれる非線形性がどのような影響を与えるかについて検討して置くことも必要である。また、FTB は空気力学的な翼をもたないので、その影響は十分小さいと考えられるが、FTB のホバリング飛行時の突風の影響についてもその安全性を確認しておくことが必要である。以下、これらの問題について検討を行なう。

6.1 FTB の高度制御系の非線形特性等の影響

ハードウェアには必ず非線形性が含まれる。この非線形性はもちろん、十分小さくなるように設計製作されているが、非線形性が大きいと、制御性を悪くし、時には制御系の不安定を招いて操縦者の操縦を不可能あるいは非常に操縦困難なものにする恐れもある。FTB においては地上の拘束試験を行なう前にこの問題について十分な検討をしておくことが望ましい。

FTB で考えられる主要な非線形性としては、操縦系統、ミキシング機構、および SAS 系統に含まれる機械的な不感帯、バックラッシュ特性、および機械的、電気的な飽和特性あるいはむだ時間（これは通常線形と見なされる）が挙げられる。高度制御の場合は、さらにエンジン制御系統の非線形性も考えねばならない。

さて、一般にこのような非線形特性が系の安定におよぼす影響、あるいはそれがもたらす現象については一般の制御理論^{7)~9)}としてすでに十分検討されているので、ここでは詳細な理論的検討は省略することにする。しかし、操縦者を含む場合の制御結果がどのようなかについて知ることは FTB の実飛行に非常に

重要なことである。検討に選んだ非線形性としては、安定性に特に影響を与えるむだ時間要素（または遅れ時間）と、高度制御の性能に直接影響を与える不感帯特性の二つについてである。

(1) むだ時間存在の安定限界

まず、最初に操縦者が含まれない場合について安定性を解析してみよう。

制御ループにむだ時間が存在すると、このむだ時間は系の位相をおくらせる方向に働き、安定限界のゲイン余裕を小さくして不安定側に導く。そこで、これらの安定限界のループゲインとむだ時間の関係を解析したものを図 27 に示す。解析した FTB の高度制御系のブロック図を図 28 に示す。FTB で考えられるむだ時間は 0.1 sec 以下と推定できるので、高度制御系の一

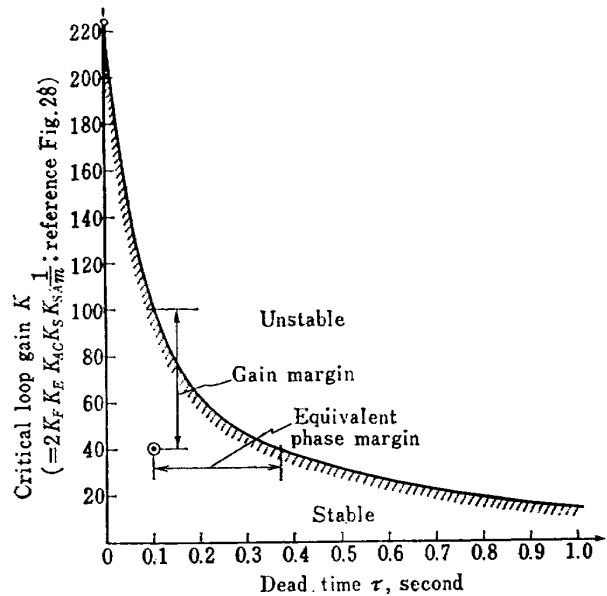


Fig. 27. Stability boundaries of control loop with dead time

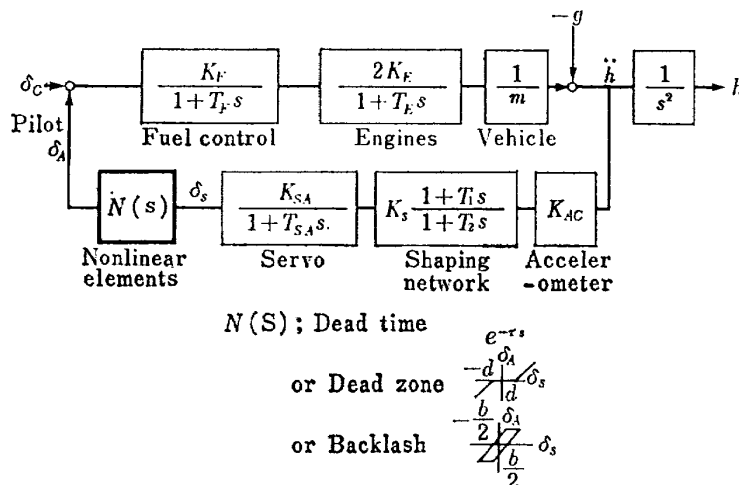


Fig. 28. Block diagram for studying the effects of nonlinearities

巡ゲイン 40 の場合は図 27 からわかるように、十分なゲイン余裕と位相余裕をもつことがわかる。それゆえ、これによる制御系の特性もあまり影響を受けないことがわかる。さらに、操縦者を含めた場合、特にフィードバックループにむだ時間が存在するとあたかも操縦者の本来有するむだ時間がそれだけ増加したように見なすことができる。むだ時間を有する操縦者を含めた高度制御系の安定限界はすでに検討されていて¹⁾、操縦者の進み操作と比例操作の限界値が与えられている。むだ時間が増加するとこの限界値は小さくなるが操縦者の進み操作と比例操作のゲインは変更可能で、操縦者の意図によって小さくなるので容易に安定化できる。操縦者を含めたシミュレーション試験によっても、0.1 秒程度のむだ時間要素（表示計器のむだ時間に相当）の影響は全く無視できることが示された。

(2) 不感帯が存在する場合の安定性とシミュレーション例

不感帯存在の場合の安定性は、不感帯のもつ性質として記述関数法^{7)~9)}によると、ゲイン特性は低下させるが位相特性は変えないので不感帯のない場合の制御系が安定であれば、その安定性は保たれる。記述関数法を用いたナイキスト手法を用いて、FTB の場合の不感帯が存在するときの安定性を解析した結果を図 29 に示す（付録 4 参照）。この図に示す通り安定である（この図には、さらに、バックラッシュのある場合についても示してあるが、これも不感帯と同様に安定であることがわかる）。しかし、安定性には問題はないとしても制御性についてさらに詳しく考察すると、次のような理由で制御性の低下が予想される。すなわち、その不感帯の大きさに相当する大きさの上下加速度と速度の加算された信号分について、不感帯のため SAS は動作しないので機体の小さな上下加速度と速度を制御しなければならないホバリング領域では、操縦者の操作は単なる加速度制御になり、しかもそのフィードバック利得は低下しているため、フィードバック利得が正常なときに比べて高い操縦桿感度で操作することになり、過大操作になり易い。それゆえ操縦者が小さなコントロールを必要とする一定高度ホバリング時のような場合、正確な高度の制御は困難になる。図 28 から検出できない最大の速度を求めると不感帯の大きさを d とすれば近似的に $V_d = T_2^2 \cdot d / K_A (T_2 - T_1)$ で与えられる。SAS 不感帯が SAS 全出力の 3.5% のときは $V_d = 0.045 \text{ m/s}$ 以下の昇降速度を検出できない。このような上下速度範囲では操縦者は加速度を制御して高

度制御を行なうことになる。

このような場合に操縦者が高度をどの程度に制御できるかについてシミュレーションによる検討を行なった。シミュレーションにおいて調べた不感帯の大きさは SAS の最大出力に対して 3.5%、10% および 16.5% の場合である。そのシミュレーション結果を図 30—(a), (b) および (c) に示す。このシミュレーション結果に示されるように一定高度にホバリングする場合、操縦者の過大な操作によって高度のフラツキを生じている。しかし、大きな操作を必要とする離陸上昇あるいは下降着陸運動においてはさしてあまり困難さは示されていない。操縦者の過大な操作による高度のフラツキを含めて、一定の高度制御能力は不感帯 3.5% のとき、高度変化を $\pm 0.3 \text{ m}$ 以内におさえる。10% 不感帯のときは高度制御能力は $\pm 0.7 \text{ m}$ に低下し、16.5% の不感帯のときはおよそ $\pm 1.0 \text{ m}$ の高度変化は避けられない。この結果をプロットすると、図 31 に示されるように高度変化の大きさは不感帯の大きさに比例して増大する。これら三つの例では操縦者は 0.2 c/s 程度の高度修正操作を行なっているが、労力をいとわずにもっと注意深くこまかい操作を行なえば、この変化はより小さくおさえることが可能である。

さて、これに反して不感帯が高度制御系の前向き要素（たとえば操縦系統の不感帯）にある場合は、フィードバック側にある場合とは逆に見かけ上操作感度は低下し、操縦者の操作に対する機体の応答は鈍感になり、前者と同様に高度制御能力は低下する。このように、非線形特性の存在は操縦者の操縦能力を低下させるので、極力制御系から取り除くことが必要である。

6.2 ホバリング飛行時の突風の影響

通常のジェット VTOL 機のホバリング時の突風環境はきびしいものではない。FTB の場合、飛行高度は 10m 前後であり、また構造上、（翼がなく、全体的にトラス構造）上下方向の空力ダンピングは非常に小さく、およそ $Z_w = -0.01 \text{ 1/s}$ で与えられる。その結果上下方向の突風の高度制御におよぼす影響はほとんど無視できるものと考えられる。しかも、突風によって生ずる機体の上下加速度は図 1 にみられるように SAS の加速度計によって検知され、SAS の働きで突風の影響は小さくおさえられる。しかし念のために、操縦者を含むシミュレーションスタディを行なった。機体重量 1, 800kg でホバリング時、FTB が最大風速 10m/s の上下方向の突風の影響を受けたとき、シミュレーション記録を図 32 に示す。

この場合、突風による上下加速度の大きさは $0.01 g$

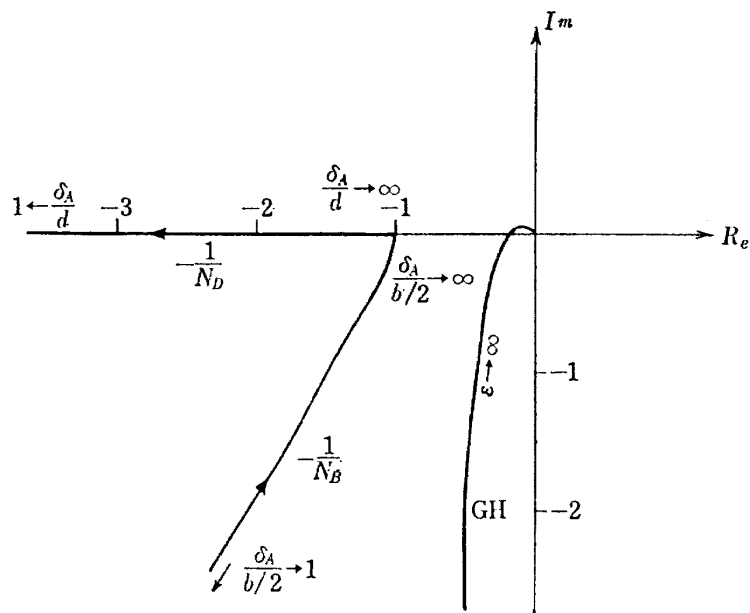


Fig. 29. Nyquist plots of dead zone, backlash and linear loop transfer function shown in Fig. 28

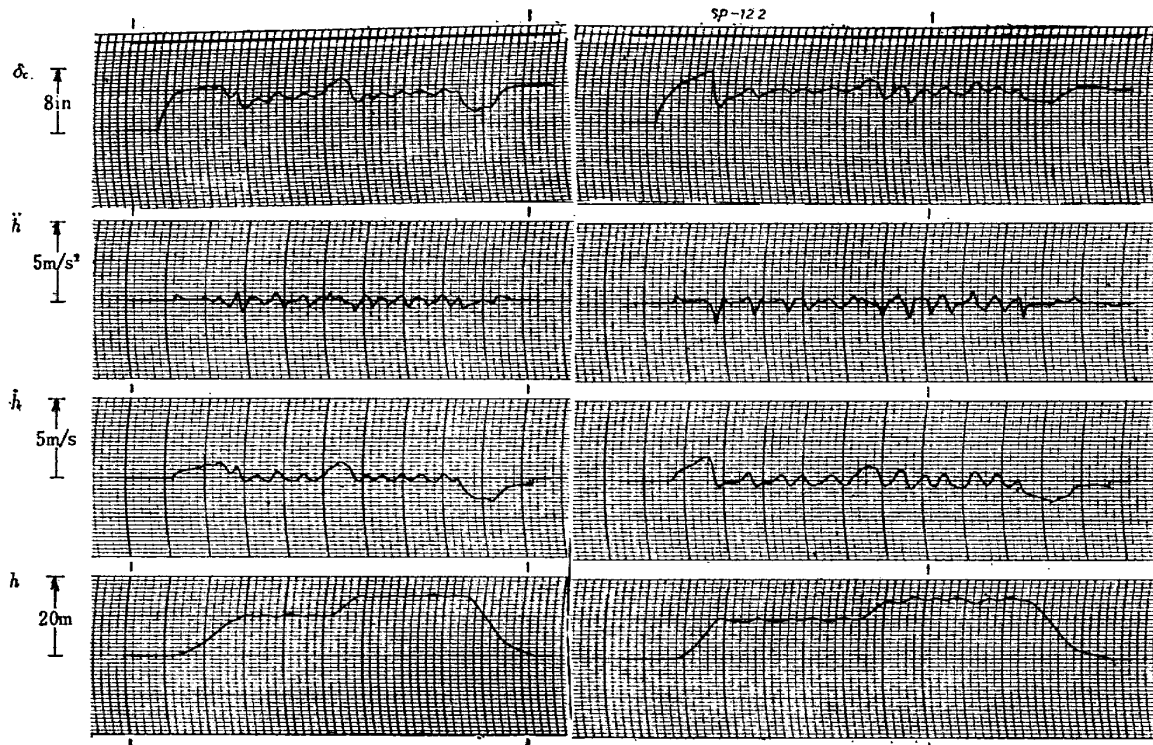


Fig. 30—(a). Simulation record of height control with 3.5% deadzone of max. SAS output

Fig. 30—(b). Simulation record of height control with 10% deadzone of max. SAS output

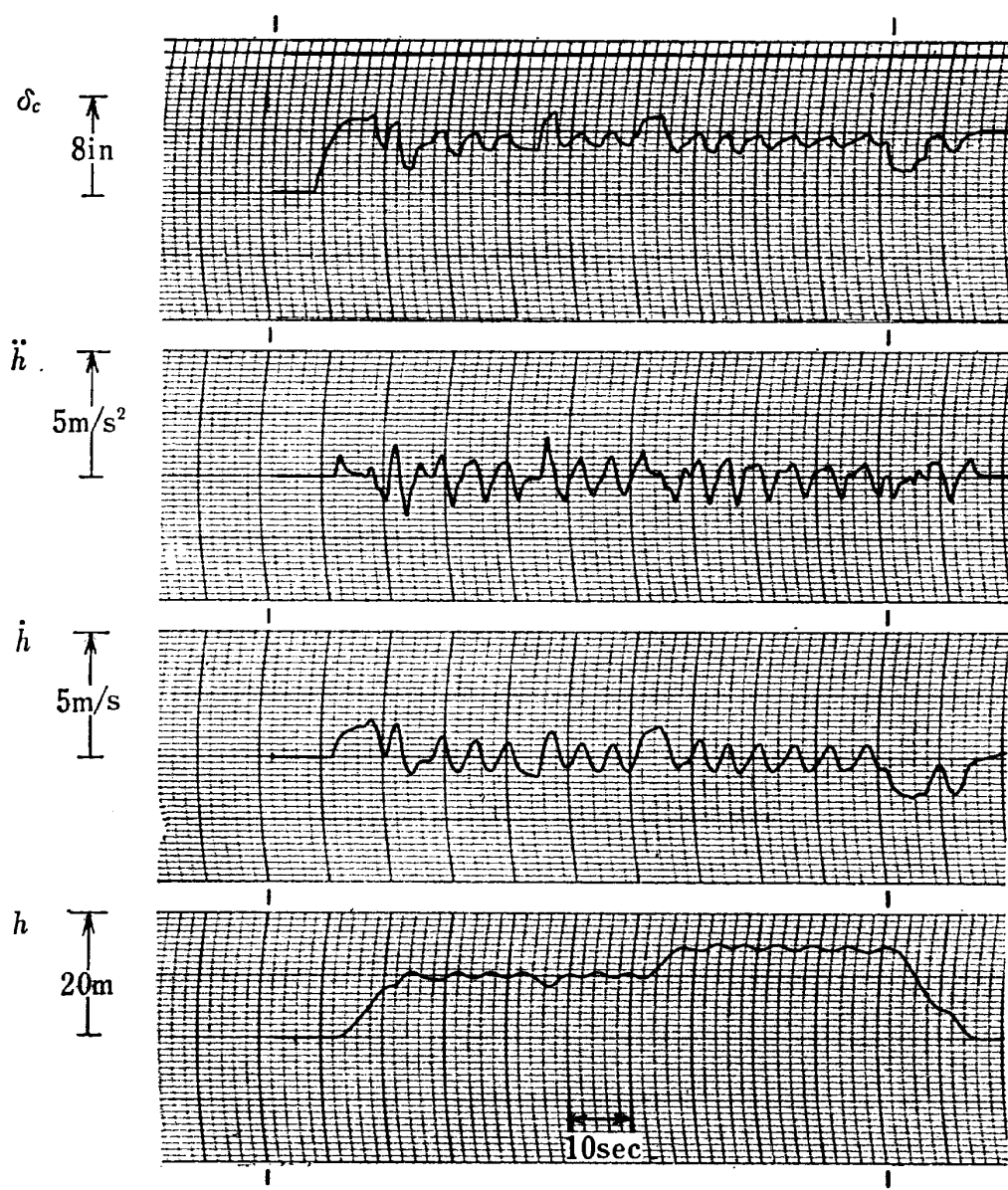


Fig. 30—(c). Simulation record of height control with 16.5% dead zone of max. SAS output

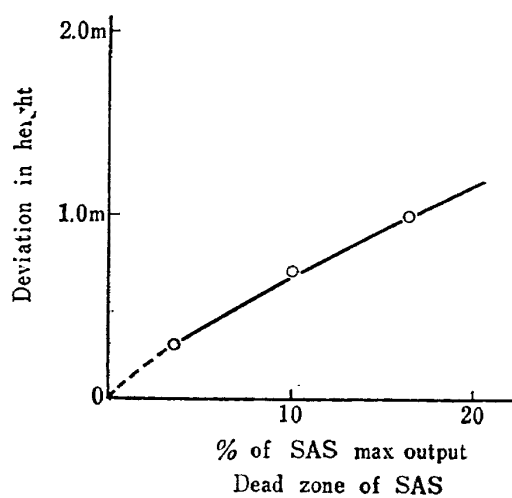


Fig. 31. Height deviation and dead zone of SAS relation

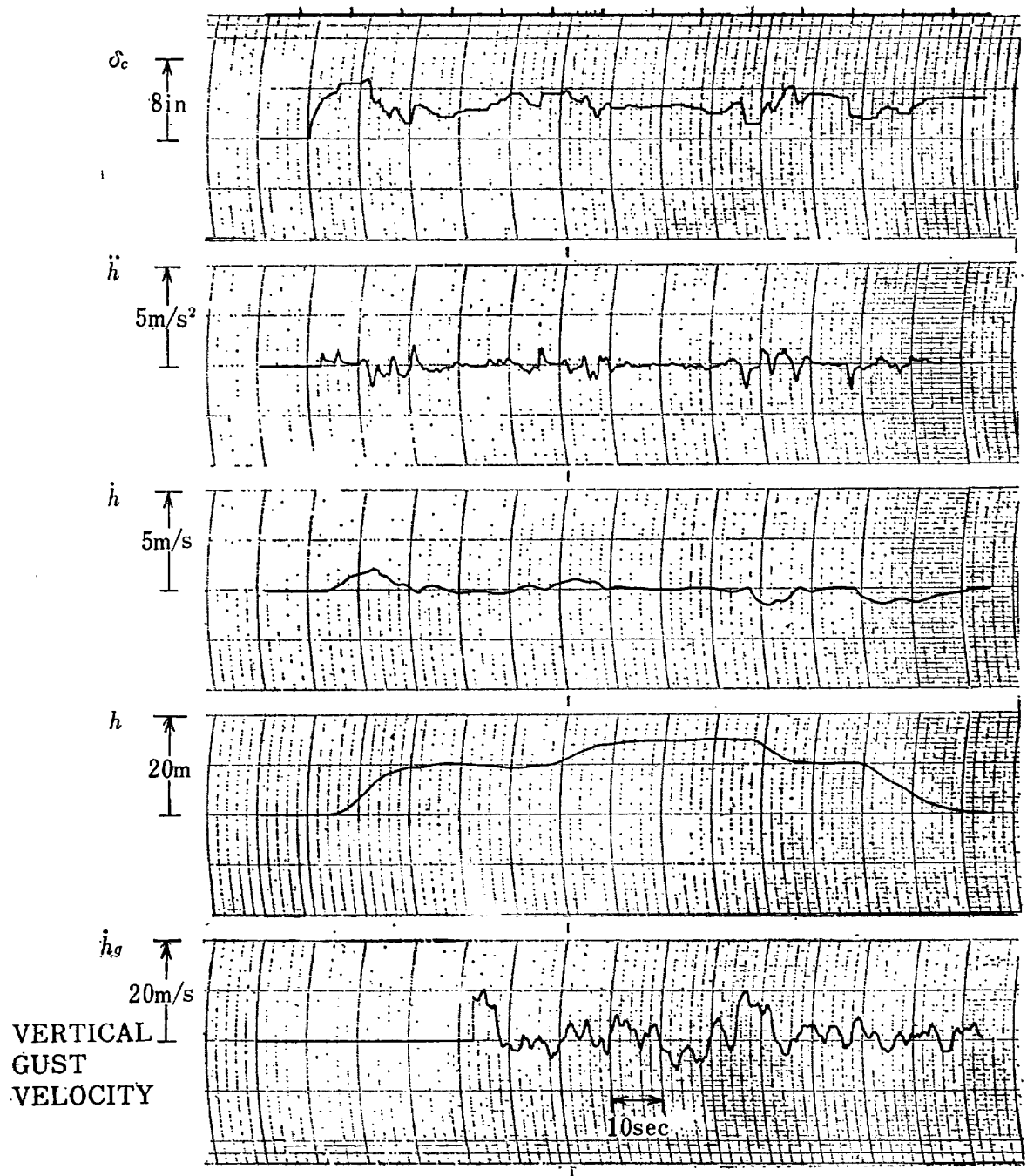


Fig. 32. Simulation record of height control in vertical gust

以下であり、操縦者は突風の影響をほとんど感じないことが示された。

7. 結 論

ホバリング時のリフトジェット型 VTOL 機および FTB の実際の飛行において遭遇すると思われるいくつかの高度制御上の問題点に関してできるだけ一般化した解析を行ない、FTB の場合について操縦者を含めたシミュレーション解析によって詳細な検討を行なった。その結果について、特に FTB の場合について要約すると次の通りである。

(1) エンジン故障時、操縦者の操作おくれがあるので高度損失は避けられないが、FTB の場合、SAS システムが自動的に正常エンジン推力を増加させ高度の損失をより小さく抑える働きがある。しかし、SAS のオーソリティの制限があるので同時にすみやかな操縦者の操作が要求され、5 m/s 以内の接地速度で接地するためには、FTB の推力重量比 T/mg 範囲ではホバリング高度の上限が規定される。

(2) SAS 誤差の 0.5 c/s 以上の高周波成分はカットオフされるので、操縦者のトリム操作は困難ではないが、SAS 誤差によって、上下加速度の制御領域が制限されるので、切換えレベルは30%以下であることが要求される。

(3) 切換え時に起る制御過渡特性を、操縦者が正規飛行で使用する G 領域 $\pm 0.2g$ 以内、速度領域 ± 1 m/s 以内はおさえるためには、切換えレベルを30%以下、切換え時間を 0.5 sec 以内におさめるべきである。

(4) SAS センサとして使用した加速度計は、姿勢変化による下降加速度を検出できない。それゆえ、姿勢変化による高度低下は避けられないが、正規の飛行においては操縦者の簡単な操作で高度低下を 1m 以内におさえることができる。

(5) 非線形の存在は、高度制御システムを不安定に

しないが操縦者の高度制御能力を低下させる。しかし、FTB で考えられる程度の非線形性は、操縦者の操作によって十分小さく抑えられる。たとえば、3.5% の SAS 出力の不感帯で、高度変化は 0.3m 以内である。

(6) ホバリング時の垂直突風の影響は、FTB の構造上、上下方向の空力ダンピングが小さいため無視できる。

本報告で述べた解析は FTB を対象としているが、この検討結果はリフトジェット VTOL 機の高度制御システムに対する設計資料としても利用可能である。

終わりに、同部小川敏雄技官、計測部森 幹彦技官にご協力を頂いたことを付記する。

文 献

- 1) 武田峻, 甲斐忠夫; フライイングテストベッドの高度制御システムの検討, 航技研報告 TR-114 (1966).
- 2) 松浦陽恵ほか; 汎用シミュレータの設備の計画, 構造および特性, 航技研報告 TR-70 (1965).
- 3) George, E. Cooper; Understanding and Interpreting Pilot Opinion, Aeronautical Engineering Review (1957/3).
- 4) 西尾健二; VTOL 機用リフトジェットエンジンの研究試作, 内燃機関 4 巻 9 号 (1965).
- 5) 新型航空機部; フライイングテストベッドの計画, 航技研報告 TR-154 (1968).
- 6) 武田峻, 堀川勇壮, 小川敏雄, 森幹彦; 航技研フライイングテストベッドの姿勢制御方式の検討, 航技研報告 TR-120 (1966).
- 7) John. E. Gibson; Nonlinear Automatic Control, (1963) McGraw-Hill.
- 8) A.M. LETOV; Stability in nonlinear control systems, (1961) Princeton University Press.
- 9) A. Gelb and W.E. Vander Verde; Multiple-Input Describing Functions and Nonlinear System Design, (1968) McGraw-Hill.

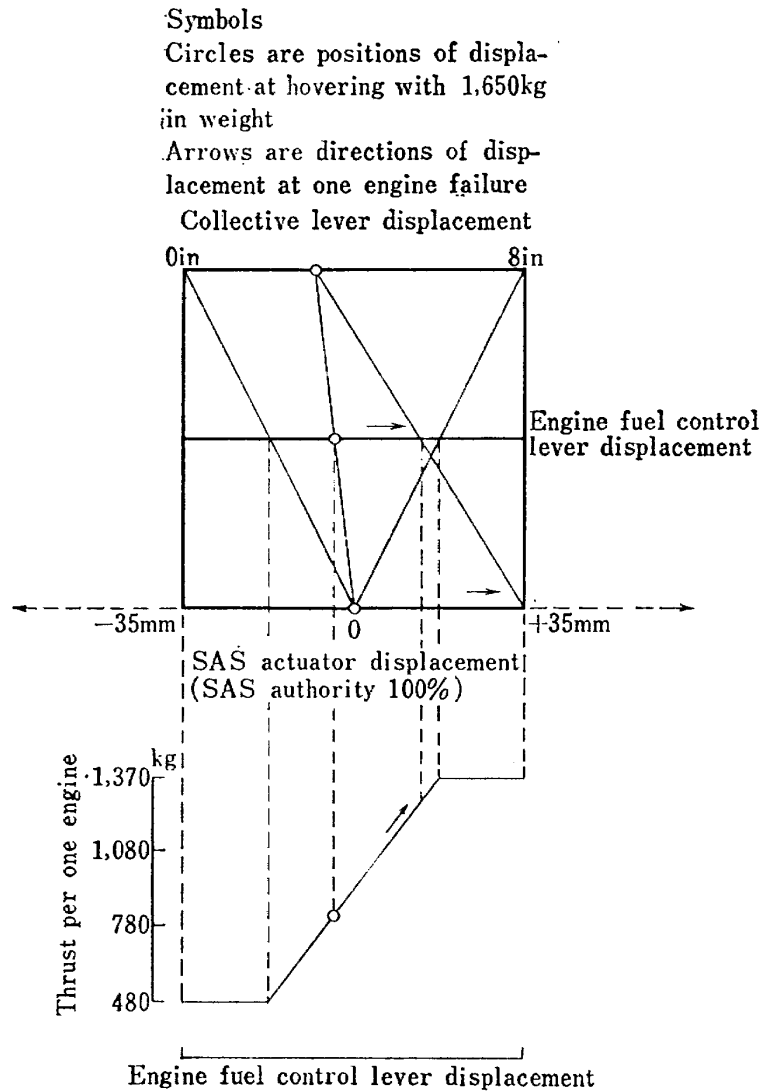


Fig. 33. Pilot-SAS mixing mechanism

附録 1 操縦者 SAS ミキシング機構

FTB の高度制御の操縦者 SAS のミキシング機構は図33に示される型で加算される。操縦者のコレクティブレバ 0~8" に対し、エンジン燃量制御レバが位置づけられる。燃量制御レバと推力との関係は同図下方に示される。

一定高度ホバリング時、SAS 側出力は中立を保持し、コレクティブレバ位置はホバリング重量に対応した推力発生点でトリムをとる。

以下、1,650kg でホバリング時の場合を例にとって示す。

図33の丸印は、1,650kg でホバリング時のコレクティブレバ位置、SAS 出力の位置、および燃量制御レバ位置を示す。一台エンジン故障した場合、下向きの G を感知して図の矢印方向に SAS は動き、エンジン燃量制御レバを動かし推力を増大させる。しかしこの場合、SAS 出力は飽和するので、その最大出力において

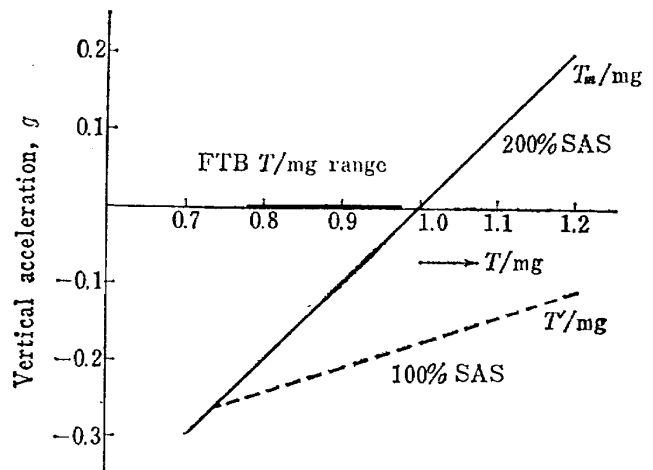


Fig. 34. Maximum controllable thrust by SAS when one engine out

てもエンジン燃量制御レバーは最大まで変位せずエンジン最大出力を得ることはできない。この場合の SAS 出力で制御できる最大推力 T' を T_m/W 比横軸として図 34 に上下加速度(g)の型で示す。この図で示され

るように, FTB 重量範囲では $T'/W \leq T_M/W$ である。

この結果, 故障時操縦者はコレクティブレバをすみやかに操作して残った推力を増加させる必要がある。このような操縦者の負担を除くため, SAS 側のオーソリティを増加させることによって, たとえば図33の点線で示されるように SAS 出力変位を増大させれば, SAS 側のみの働きで, エンジン燃量制御レバを全開させ, 推力を最大までもって行くことができる。それ故, 操縦者の操作を必要としないことを示す。

附録 2 初期条件と伝達関数

一般に, 分母, 分子がそれぞれ次, m 次の伝達関数は全ての初期条件を零とおいたときにのみ表現可能であり次式で表わせる。

$$T_F(s) = \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_0}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_0} \quad (2-1)$$

初期条件を考慮すると, 伝達関数として表現できなくなり, $X(s), Y(s)$ の関係式は次式で示される。

$$Y(s) = \frac{b_m s^m + b_{m-1} s^{m-1} + \dots + b_0}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_0} \cdot X(s) + \frac{\sum_{i=1}^n y^{(i-1)}(0) (a_n s^{n-i} + \dots + a_i)}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_0} + \frac{\sum_{j=1}^m x^{(j-1)}(0) (b_m s^{m-j} + \dots + b_j)}{a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + \dots + a_0} \quad (3-2)$$

この式から, 分母, 分子が S の一次形 ($m, n=1$) で表わせる伝達関数の場合には初期条件の対象として, 入出力パラメータ X, Y の一階以上の微分値は考慮しなくてもよいことがわかる。

附録 3 機体軸に固定した加速度計の検出加速度

上下方向のセンサとしての加速度計は機体軸の Z 軸方向に固定されている。さて, 図35で示されるように機体が θ だけ傾いたとすると, 機体軸方向の加速度の変化は次式で与えられる。

$$a_z = -T/m + g \cos \theta + F_{az} \quad (3-1)$$

ただし, F_{az} = 機体 Z 軸方向の空気力

一方, 加速度計を図35のように, ばね質量系と仮定すると加速度計が θ だけ傾いた場合, 加速度計自体に次式で与えられる下向きの加速度が検出される。

$$a_a = g(1 - \cos \theta) \quad (3-2)$$

これら両者の和が加速度計の検出する加速度であるから, 検出する加速度は次式で与えられる。

$$a = -\frac{T}{m} + g + F_{az} \quad (3-3)$$

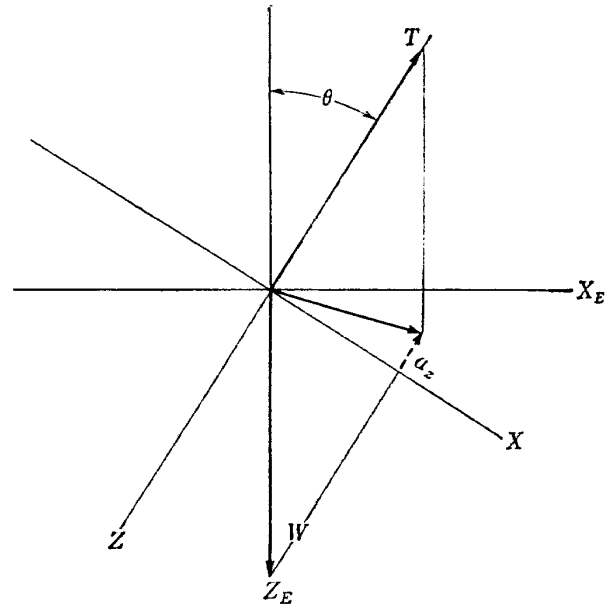


Fig. 35. Vector of acceleration along vertical body axis

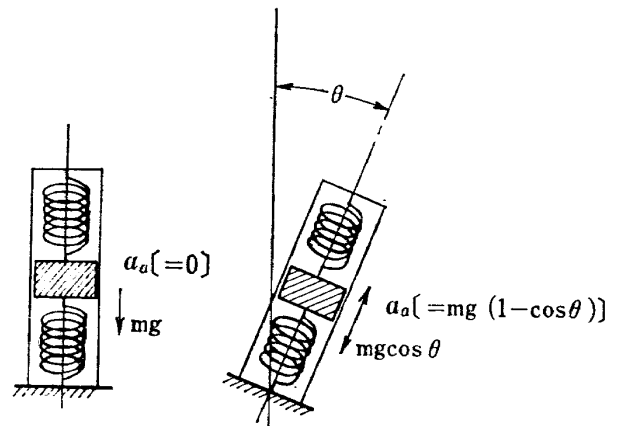


Fig. 36. Sketch of apparent acceleration introduced by a tilt accelerometer

加速度計は機体が傾いても (3-3) 式で与えられる加速度しか検出せず, 姿勢の変化による高度の低下に対してこの機体に固定された加速度計をセンサとする高度制御系は, これを自動的に補償しないことを意味する。

附録 4 不感帯, バックラッシュ特性のナイキスト線図

不感帯, バックラッシュが存在するとき, それらの伝達関数を N_D および N_B とすれば, 記述関数法⁷⁾によると, それぞれ次式で表わせる。

$$N_D = 1 - \frac{2}{\pi} \left(\sin^{-1} \frac{d}{\delta_A} + \frac{d}{\delta_A} \sqrt{1 - \left(\frac{d}{\delta_A} \right)^2} \right) \quad \delta_A \geq d$$

$$= 0 \quad \delta_A \leq d \quad (4-1)$$

および,

$$N_B = \sqrt{A^2 + B^2} \tan^{-1} \frac{A}{B} \quad \delta_A \geq \frac{b}{2} \quad 1 + GH \cdot N(s) = 0 \quad (4-3)$$

$$= 0$$

$$\delta_A \leq \frac{b}{2}$$

$$(4-2)$$

これより,

$$GH = -\frac{1}{N(s)} \quad (4-4)$$

を得る,

$$A = \frac{b}{\pi \delta_A} \left(\frac{b}{\delta_A} - 2 \right)$$

$$B = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{2}{\pi} \left\{ \sin^{-1} \left(1 - \frac{b}{\delta_A} \right) + \left(1 - \frac{b}{\delta_A} \right) \right\} \sqrt{1 - \left(1 - \frac{b}{\delta_A} \right)^2} \right]$$

そこで, GH 平面に GH のベクトル軌跡と, $-\frac{1}{N_B}$

および $-1/N_D$ のベクトル軌跡を $\omega=0 \sim \infty, \frac{\delta_A}{d},$

$\frac{2\delta_A}{b}=1 \sim \infty$ に対して描けば図 29 になる。この図か

ら, FTB の高度制御においては, ナイキストの安定判別法によって安定であることがわかる。

さて, このような非線形を含んだ制御系の特性方程式は次式で表わせる。

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-------------|----------------------------|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験
Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section | 1960 年 2 月 | 平木 一, 石井孝雄
大島信彦 |
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5MW 主送風機
I. 模型送風機による性能試験
22.5MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel
I. Performance Test of the Model Blower | 1960 年 5 月 | 山内正男, 松木正勝
塩入淳平, 富永守之 |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験
An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test | 1960 年 8 月 | 小橋安次郎, 長洲秀夫
高島一明, 波木井 潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度
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
Design and Development of N. A. L. 60cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing | 1960 年 12 月 | 中井暎一, 橋爪 宏
中村泰治 |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性
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
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
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)
—非線形補正理論—
Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I)
—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
Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松木正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
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
On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 埴 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究
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
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・校正
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
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 of 理論的考察
A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖
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操縦面の研究 (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 Differ- ential 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 Tran- sonic Flow	1962 年 7 月	細川 巖, 三好 甫
TR-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, 塙 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 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 Hyper-sonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	Jan. 1963	Isamu WADA
TR-38	鑄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	輻射熱量計の校正 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	鑄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 謙
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) —壁温が時間と流向距離のみによる場合— 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 謙
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	Jan. 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGIZAWA
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 Thicknesses	1964 年 1 月	塙 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 the 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 Plates)	1964 年 6 月	川井忠彦, 塙武敏 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	回転翼の線形理論 (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, 百名盛之典 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	Sep. 1964	Fujio NAKANISHI 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	Nov. 1964	Yasuharu NAKAMURA Yoshikazu TANABE
TR-73	軸対称激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-Values Problem in Statistical Hydromechanics —A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation—	1964 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 島海良二
- 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
—薄肉開断面片持梁の純捩り振動の例—
Numerical Effect of Constraints Calculus of the Direct Variational Method
—In Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section— 1965 年 1 月 塙 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 鑑一
- 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 回転翼の線形理論(Ⅱ)
—揚力線理論—
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 塙 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 Gap 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-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	回転翼の線形理論(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—	Mar 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	1966 年 4 月	河崎俊夫, 海老原正夫

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)
—Pulse 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 晋作 |
| 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 Impulse Turbine
Cascades | 1966 年 6 月 | 近藤 博, 蓑田 光弘
山崎 紀雄, 古川 昇 |
| TR-109 | 大型空気エジェクタの研究
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 Magnetohydrodynamics | 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 Compres-
sible Flow Through the Axial Turbo-Ma-
chines(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 on the
Height Control System of the Flying Test
Bed (I) | 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
—D型およびIT型—
Single-Stage Solid Propellant Rocket(NAL-16)
—Desing and Flight Experiments— | 1966 年 8 月 | ロケット性能研究室 |
| TR-116 | 50cm 極超音速風洞の計画と構造
Design and Construction of the 50 cm Hyper-
sonic 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 Solu-
tions 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 Com-
bustor with Partial Models | 1966 年 10 月 | 大塚 貞吉, 福田 廣
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 |

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 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed	1966 年 11 月	武田 峻, 堀川 勇 壮 小川 敏 雄, 森 幹 彦
TR-121 パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966 年 11 月	村 上 力
TR-122 失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966 年 12 月	磯 貝 紘 二
TR-123 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft	1966 年 12 月	滝 沢 直 人, 西 村 博 史 藤 枝 郭 俊, 田 辺 義 一 渋谷 昭 義
TR-124 FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multichannel Telemetry System	1966 年 12 月	新 田 慶 治, 桜 井 善 雄 松 崎 良 継
TR-125T Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967	Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA
TR-126 高負荷燃焼器の箱形模型による実験(II) Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models(II)	1967 年 2 月	大 塚 貞 吉, 福 田 廣 相 波 哲 朗
TR-127 周波数変換による微小回転角の計測 Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique	1967 年 3 月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 円 居 繁 治
TR-128 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法 Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials	1967 年 3 月	小 川 鑛 一
TR-129 金属箔による円管流の熱絶縁 Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow	1967 年 3 月	井 上 建 二
TR-130T An Experimental Study of the Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967	Yasuhiko AIHARA
TR-131 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法 An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with Its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching	1967 年 4 月	毛 利 浩
TR-132 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力(近似解) Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels	1967 年 4 月	築 地 恒 夫
TR-133 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967 年 4 月	野 村 茂 昭
TR-134 高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能— The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades	1967 年 5 月	藤 井 昭 一, 西 脇 英 夫 吉 田 晃, 五 味 光 男 武 田 克 巳, 菅 原 昇

- TR-135 同軸型電磁衝撃波管の作動機構
Driving Mechanism of an Electric Shock Tube
with a Coaxial Gun 1967 年 5 月 松崎 利一
- TR-136 Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス
型圧力管
Experimental Study of an Orifice-Type Pressure
Probe in Nearly-Free-Molecule Flow 1967 年 5 月 恩地 瑛, 山本 稀義
- TR-137 梁, 板結合構造物の振動(I)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures(I) 1967 年 6 月 越出 慎一, 林 洋一
塙 武敏
- TR-138 変厚片持板の静撓みについて
Deflection Analysis of Variable Thickness
Cantilever Plate 1967 年 7 月 塙 武敏, 越出 慎一
- TR-139 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適
着陸操作—前進速度 0 の場合—
Optimal Vertical Descent Procedure with Par-
tial Power of Multi-Engined Helicopters
—The case of Rejected Take-Off— 1967 年 8 月 古茂田 真幸
- TR-140 流線法によるダクト流れ
Streamline-Curvature Approach to Duct-Flow
Problems 1967 年 9 月 藤井 昭一, 宇野 威信
- TR-141 マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析に
ついて
Semi-Monocoque Structures Solved Numerically
by the Matrix Force Method 1967 年 10 月 川島 矩郎
- TR-142 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験
Experimental Studies on Some On-Off Attitude
Control Systems Using a Dynamic Model 1967 年 10 月 樋口 一雄, 堀川 勇壮
村上 力, 小川 敏雄
真柳 光美
- TR-143 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究
Experimental Studies on the Primary Zone
of High-Intensity Combustors 1967 年 10 月 大塚 貞吉, 鈴木 邦男
相波 哲朗, 石井 浅五郎
広瀬 健樹
- TR-144 円管流の非定常熱伝達
—第 2 報 薄い壁の場合—
Transient Heat Transfer through a Thin
Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the
Pipe 1967 年 11 月 林 二識, 井上 建二
- TR-145 ロケット用耐熱材料の研究
Study on Heat Insulation Materials for Rocket 1967 年 11 月 古田 敏康
- TR-146 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研
究
Study on the Miniature Type High Sensitivity
Accelerometer Using Semiconductor Strain
Gages 1967 年 11 月 田畑 浄治, 大坪 孔治
滝沢 実
- TR-147 固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の
実験的研究
—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの
影響—
An Experimental Investigation of Heat Transfer
in the Nozzle of High-Aluminized Solid
Rocket 1968 年 2 月 五代 富文, 湯沢 克宣
伊藤 克弥, 西村 久男
- TR-148 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察
—失速フラッタの研究(I)—
Optical Observation of the Separated Flow
around an Oscillating Aerofoil at High Mean
Angles of Attack with Special Reference to
Stall Flutter 1968 年 2 月 中村 泰治, 磯貝 紘二
江尻 宏
- TR-149 よどみ点におけるグラファイトのアブレーション
の実験的研究
An Experimental Study of the Ablation of
Graphite in the Stagnation Region 1968 年 2 月 相原 康彦, 野村 茂昭
渡辺 泰夫

- | | |
|---|---|
| TR-150 強化プラスチックの熱的物性値について
(輻射加熱による測定)
The Measurement of Thermal Properties of
Reinforced Plastics at Temperatures up to
150°C (Infra-red Radiation Method) | 1968 年 2 月 小川 鑛一, 野口 義男 |
| TR-151 空気力学的加熱の少ない極超音速飛行体
Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic
Speeds | 1968 年 3 月 相原 康彦 |
| TR-152 二次元二重円弧翼列の遷音速実験
High Speed Tests of Compressor Cascades With
Double Circular Arc Blade Sections | 1968 年 3 月 近藤 博, 養田 光弘
山崎 紀雄, 古川 昇 |
| TR-153 アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気
流の研究
Study of High Temperature Flow around Body
Using an Arc-Driven Shock Tube | 1968 年 4 月 松崎 利一, 上瀬 千春 |
| TR-154 フライングテストベッドの計画
—本体のシステムデザイン—
System Design of Flying Test Bed for VTOL
Aircraft at National Aerospace Laboratory | 1968 年 5 月 新型航空機部 |
| TR-155 遷音速における Control-Surface Buzz に関する
研究
An Investigation on Control-Surface Buzz at
Transonic Speeds | 1968 年 5 月 中村 泰治 |
| TR-156 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよ
ぼす曲率の研究
Effects of Curvature on the Similar Structure
and Turbulent Mixing of Two-dimensional
Curved Jets | 1968 年 5 月 遠藤 浩 |
| TR-157 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験
的研究
Experimental Study of Low Density Hypersonic
Flow by Using Electron-Beam Densitometry | 1968 年 6 月 和田 勇, 曾 我国 男 |
| TR-158 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対す
る近似について
On Approximations for Nonlinear Cauchy
Problems in Locally Convex Spaces | 1968 年 6 月 小島 清史 |
| TR-159 T型結合板の振動
The Vibration of T-Shape Plates Structure | 1968 年 7 月 塙 武敏, 築地 恒夫
越出 慎一 |
| TR-160 梁, 板結合構造物の振動 (II)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Com-
bination Structures (II) | 1968 年 8 月 塙 武敏, 築地 恒夫
多田 保夫, 越出 慎一
林 洋一, 日下 和夫 |
| TR-161 宇宙飛行体の直接式最適誘導法
An Optimal Explicit Guidance Equation for
Space Vehicle | 1968 年 8 月 新田 慶治, 松島 弘一
大坪 孔治, 志 甫 徹 |
| TR-162 よどみ点領域での非定常空力加熱の測定
Measurements of Unsteady Aerodynamic Heat-
ing at Stagnation Region | 1968 年 9 月 野村 茂昭 |
| TR-163 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考
察
Investigation on the Stability and Control
Characteristics of a Twin-propeller STOL
Airplane | 1968 年 9 月 別府 護郎 |
| TR-164 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の
温度上昇とその電気抵抗アナログ回路
Investigation of the Streamwise Heat Conduction
Effect on the Transient Aerodynamic Heating
of Thin-skinned Bodies by the Resistance Net-
work Analog Method | 1968 年 10 月 小川 鑛一 |
| TR-165 有限要素法による箱型梁の解析
Applications of the Finite Element Method to
Box Beams | 1968 年 11 月 三本木 茂夫 |

TR-166 シンバルエンジン駆動用バルブの基礎的解析 Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made Use of DPF Servovalve	1968 年 11 月	興石 肇, 畑山茂樹
TR-167 アブレーションによる空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation	1968 年 11 月	野村茂昭
TR-168 角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968 年 11 月	島海良三, 松本一夫 樋口一雄, 戸川隼人 木村武雄
TR-169 VTOL 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968 年 11 月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 山本六郎, 川原弘靖
TR-170 STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft. Part 1 Automatic Attitude Control Systems.	1968 年 12 月	堀川勇壮, 森 幹彦
TR-171 T Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172 高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives Cones and Delta-Wings at High Speed	1969 年 2 月	柳沢三憲
TR-173 T Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174 Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969 年 4 月	三好 甫
TR-175 低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究(II)— Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers	1969 年 6 月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-176 軸流回転機の翼の振動について (I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布 On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blades (I) Natural Frequency, Modes and Vibratory Stress Distribution	1969 年 7 月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江 靖, 網干三郎 岩部柱相, 武田克巳
TR-177 固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究 —特性と小型モータによる実験— Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors —Characteristics Analysis and Small Motor Test—	1969 年 7 月	五代富文, 湯沢克宜 伊藤克弥, 西村久雄
TR-178 測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件 Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set	1969 年 7 月	川幡長勝
TR-179 テフロン非定常アブレーションの測定 Measurements of Transient Ablation of Teflon	1969 年 8 月	野村茂昭
TR-180 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測 Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka Mountain Range	1969 年 8 月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎, 岡 遠一 外崎得雄

TR-181 振動翼における表面非定常圧力の測定 —失速フラッタの研究 (III)— Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter	1969 年 8 月 中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-182 点束縛のある板の振動について On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points	1969 年 9 月 塙 武敏, 多田保夫 泉 日出夫, 越出慎一
TR-183 軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究 —隙間のあるピン接合部— Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root —Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole—	1969 年 9 月 池田為治, 山岸 崇
TR-184T An Improved Method of Designing and Cal- culating the Minimal Wave Drag Configura- tion by Supersonic and Moment-of-Area Rules	1969 年 10 月 Kenneth K. Yoshikawa
TR-185 FRP ロケットノーズコンの赤外線輻射による加 熱実験 Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone	1969 年 11 月 小川 鑑一, 遠藤修司
TR-186 ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析 The Analysis on Transmission-line Rocket Antennas	1969 年 12 月 田畑 浄治, 桜井善雄 三浦雅男, 松崎良継 塚本憲男
TR-187 ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究 A Magnetic Attitude Measuring Instrument Ap- plying the the Hall Effect	1969 年 12 月 木村 茂, 田畑 浄治 松崎良継
TR-188 浮動型 1 自由度積分ジャイロの不等弾性誤差 Analysis of Anisoelastic Errors of a Floating Single-Degree-of-Freedom Integrating Gyro	1970 年 1 月 大月正男, 新宮博公雄 田畑 浄治, 鈴木孝雄 円居繁治
TR-189 誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッド シミュレーション The Hybrid Simulation of Guided and Control- led Flight of Rocket	1970 年 1 月 興 石 肇, 中 正 夫 森 英彦, 大 石 晃 冠 昭夫, 本 間 幸造
TR-190 超音速における鈍い物体の干渉 Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow	1970 年 2 月 谷 喬, 河本 巖 榊原盛三, 野田順一
TR-191 Nearly-Free-Molecule-Flow の物体の抵抗 Drag Measurement in Nearly-Free-Molecule-Flow Regime	1970 年 2 月 恩地 瑛, 山本稀義
TR-192T Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures	Mar. 1970 Katsuhisa Koura
TR-193 サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サーボ 系のシミュレーション研究 Simulation Study of Hydraulic Servo System with Consideration of non-linear flow charac- teristic of Servo Valve	1970 年 3 月 興 石 肇, 鈴木崇弘 中村光義
TR-194 直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差 —観測および制御システムの誤差の影響— Guidance Errons —The Effects of the Navigation and Control Systems on the Guided Trajectories—	1970 年 5 月 松島弘一, 新田慶治 大坪孔治, 志 甫 徹
TR-195 箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する 計算と実験 Results of Strains and Deflection Measurements Garried out on Model Wings and their Com- parison with Calculated Results	1970 年 5 月 久能和失
TR-196 回転式動安定測定装置による遷音速試験 Dynamic Stability Test in Transonic Wind Tunnel Rotary System	1970 年 5 月 小橋安次郎, 河野長正 西 武徳, 宮沢政文

TR-197T Wind Tunnel Investigations of the STOL
Airplane, with Attention to the Relations
between the Aerodynamic Characteristics
and thir Wake Structure

May. 1970 Norio Inumaru
Kiyomi Kitamura
Nagakatsu Kawahata
Hitoshi Takahashi
Tomoaki Suzuki

TR-198 低マッハ数における翼型の翼型抗力の計算
A Calculation of the Profile Drag of Airfoils at
Low Mach Numbers

1970 年 5 月 河崎俊夫, 石田洋治

TR-199 鈍い頭部を有する円筒物体まわりの超音速流れ
Supersonic Flow Fields around Cylindrical
Bodies with Blunt Nose

1970 年 6 月 河本 巖

航空宇宙技術研究所報告200号

昭和45年6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)☎182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
