

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-276

フライングテストベッド機体総合実験

—— エンジンを除く本体の機能 ——

滝澤直人・田辺義一・渋谷昭義  
小川敏雄・藤枝郭俊・甲斐忠夫  
西村博史・小野幸一・後藤芳夫

1972年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-251 対称スピニング衛星のニュートン運動による慣性力の場とそのニュートンダンパへの応用  
Inertial Force Field Due to Nutational Motion of Spinning Axi-Symmetric Satellite and Its Application to Nutation Damper 1971年11月 村上 力, 狼 嘉 彰
- TR-252T A Study of Subsonic Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel Inapplicability of the Conventional Boundary Condition 1972年 1 月 Masao EBIHARA
- TR-253 圧縮性流れにおける翼型抗力の計算  
A Calculation of Profile Drag of Airfoils in Compressible Flow 1971年11月 石田 洋 治
- TR-254 翼と不連続境界との干渉について  
Interference Between Wing and Surface of Velocity Discontinuity 1971年11月 犬丸 矩 夫
- TR-255 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究  
The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field 1971年12月 武内 澄 夫, 松 島 弘 一
- TR-256 リジッドヘリコプタロータのホバリングにおける縦揺れ減衰モーメントについて  
On the Aerodynamic Damping Moment in Pitch of a Rigid Helicopter Rotor in Hovering 1971年11月 高 沢 金 吾
- TR-257 周期的な軸力を受ける結合柱の安定  
The Dynamic Stability of a Connected Rod under Periodic Longitudinal Force 1972年 1 月 佐 野 政 明
- TR-258 三次元準最適直接式誘導法  
Three Dimensional Suboptimal Explicit Guidance for Space Vehicles 1972年 1 月 大 坪 孔 治
- TR-259 回転駆動振動検出型レートジャイロの研究  
Study on a Rotary-Drive Vibratory-Output Rate Gyro 1972年 1 月 山 田 博
- TR-260 気流全温度測定装置の試作  
A High Sensitive Total Atmospheric Temperature Measuring Apparatus 1972年 1 月 西 尾 健 二, 能 瀬 弘 幸  
越 沼 威, 井 上 重 雄  
白 井 弘, 大 畑 敏 美
- TR-261 光弾性皮膜法による固体推進薬のひずみ測定  
Strain Measurement of Solid Propellant Material with Birefringent Coating 1972年 1 月 越 出 慎 一
- TR-262 異径二円筒殻をコーンで連結した軸対称殻の有限要素法構造解析  
A Structural Analysis of Cylinder-Cone-Cylinder Shells by F.E.M. 1972年 1 月 小 河 昭 紀
- TR-263 多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と航空宇宙技術研究所 2m×2m 遷音速風洞へのその適用  
A Study of Subsonic, Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel 1972年 1 月 海 老 原 正 夫
- TR-264 液体燃料ロケットを用いた衛星打上げ用食し  
ょう体の初段に関する制御系構成  
Flight Control System Design for Launch Vehicle with Liquid Propellant 1972年 1 月 森 英 彦, 興 石 肇

## 目 次

1. ま え が き .....	1
2. 記 号 .....	2
3. FTB の構造および機能 .....	2
3.1 正 規 状 態 .....	2
3.2 被実験体としての FTB の構成 .....	5
3.3 被実験体としての FTB の機能 .....	5
4. 実 験 装 置 .....	6
4.1 アイアンバード .....	6
4.2 機体固定試験装置 .....	7
4.3 地上空気源装置 .....	8
4.4 地上電源装置 .....	9
4.5 地上油圧源装置 .....	9
4.6 加 振 装 置 .....	9
4.7 その他支援器材 .....	10
5. 計 測 .....	10
6. 実 験 運 営 .....	12
6.1 器 材 配 置 .....	13
6.2 実 施 要 領 .....	13
6.3 運 転 整 備 記 録 .....	13
7. 機 能 実 験 .....	14
7.1 回 転 摩 擦 お よ び 慣 性 モ ー メ ン ト 実 験 .....	15
7.2 空 気 タ ー ビ ン 試 験 .....	15
7.3 機 体 固 定 定 常 通 風 実 験 .....	16
7.4 機 体 固 定 姿 勢 制 御 系 応 答 性 実 験 .....	17
7.5 テ レ メ ー タ 較 正 実 験 .....	18
7.6 切 換 実 験 .....	19
8. 姿 勢 制 御 実 験 .....	38
8.1 ロール応答性実験 .....	39
8.2 ロール手動操縦実験 .....	40
8.3 ピッチ応答性実験 .....	41
8.4 ピッチ手動操縦実験 .....	41
8.5 姿 勢 制 御 系 の 調 整 に 関 す る 考 察 .....	42
9. 機 体 振 動 試 験 .....	55
9.1 横フレーム試験 .....	55
9.2 縦フレーム試験 .....	56
9.3 部 分 試 験 .....	56
10. む す び .....	64
文 献 .....	64

付録 フライングテストベッド系統別特性一覧（エンジンを除く）

A	機体構造	67
B	脚	69
C	全機振動	70
D	燃料系統	71
E	空気系統	73
F	操縦系統	75
G	自動安定装置	80
H	油圧系統	84
I	電気系統	88
J	計器装備	89
K	テレメータ	90

# フライングテストベッド機体総合実験\*

— エンジンを除く本体の機能 —

滝沢直人\*\*・田辺義一\*\*・渋谷昭義\*\*  
小川敏雄\*\*・藤枝郭俊\*\*・甲斐忠夫\*\*  
西村博史\*\*・小野幸一\*\*\*・後藤芳夫\*\*\*\*

## Overall Ground Experiments on Flying Test Bed for VTOL Aircrafts at National Aerospace Laboratory

By Naoto TAKIZAWA, Yoshikazu TANABE, Akiyoshi SHIBUYA,  
Toshio OGAWA, Hirotoishi FUJIEDA, Tadao KAI,  
Hiroshi NISHIMURA, Koichi ONO and Yoshio GOTO

This paper describes the overall ground experiments on the Flying Test Bed which has been developed by NAL, for the purpose of studying the problems associated with hovering, vertical take-off and landing of VTOL aircrafts.

The experiments were made on the complete assembly of the FTB, but without engines and fuel, and consisted of three items, namely, the functional performance of several subsystems, the capability of the attitude control, and the vibration characteristics of the framework.

The subsystems tested were the airturbine system connected with the electrical and hydraulic systems, the bleed air distribution system, the attitude control system, the airborne instrumentation system, and the redundantly back-up system.

The attitude control experiments made with varying amounts of artificial damping and stabilization showed that their optimum ranges in pitch and roll were revealed independently.

In the vibration tests, the measurements covered natural frequencies, modes, damping ratios and phases of vibration of the framework.

### 1. ま え が き

航技研フライングテストベッド<sup>1),2)</sup> (FTB, Flying Test Bed) は垂直離着陸機の離着陸およびホバリング時の飛行性を研究するための一人乗りの機体であって、この目的のために多くの新しい試みを取り入れているので自由飛行以前に種々の特性確認が必要となる。

FTB の構成は機能上、機体とエンジンに大別され

る。エンジンについては JR 100 シリーズとして別個に一連の開発試験を重ねている<sup>3)</sup>。

FTB の機体は多くの系統からなり、それら各系統は機能を確認された後、機体に組込まれる。然しながら FTB では、(1) 各系統の機能および機能補償は相互関連が多く、また圧縮空気によって電気、油圧、制御モーメントを得るので、機体組立完了の状態では通風を含む総合実験によって関連機能の確認が必要であること、(2) 自動安定装置 (ASE, Automatic Stabilization Equipment), 空気ジェットノズルを含む姿勢制御系は FTB 試作研究の重要な新しい試みであるので、その特性を全系統にわたって早期に確認が必要なこと、(3) 従来の航空機と構成要素や配置形状が

\* 昭和 46 年 7 月 17 日受付

\*\* 新型航空機部

\*\*\* 機体第一部

\*\*\*\* 飛行実験部

異なり、またエンジンの出力が大きく、機体の振動特性には特に注意を要することなどの理由により、機体としての総合実験をエンジン搭載前に実施することとした。

本報告では、このような機体総合実験の方法ならびに結果について報告する。実験は機能実験、姿勢制御実験、および振動試験の三つに大別される。なお、付録に、各系統別の単体試験のおもな結果を収録し、本報告を FTB 本体の機能のまとめとした。

この機体総合実験によって機体の総合特性を確認し、これと別個に特性の確認されたエンジンを搭載して、両者を組合わせた状態で全機作動実験の段階へ進むことになる。

## 2. 記 号

- $A$ ; 面積 [ $\text{cm}^2$ ]  
 $a_a, a_e, a_r, a_c$ ; アクチュエータ変位 [mm] (表 9)  
 $C_V$ ; 流量係数 (図 16)  
 $D, D'$ ; 減衰モーメント係数 (図 51)  
 $E_S$ ; 誤差電圧 [V] (図 47)  
 $E_L$ ; 比較回路作動電圧レベル [V] (図 47)  
 $F$ ; ノズル推力 [kg]  
 $f$ ; 振動数 (表 14)  
 $G$ ; ノズル流量 [ $\text{kg/s}$ ]  
 $I, I_0, I_x, I_y$ ; 慣性モーメント [ $\text{kg m s}^2$ ]  
 $K, K_N (=L_\delta)$ ; 係数 (図 51)  
 $K_\phi (=L_\phi), K_{\dot{\phi}} (=L_p), K_{V_G}$ ; 係数 (図 56)  
 $K_1 \sim K_{11}, K_T$ ; 係数 (図 16)  
 $k, k_1, k_2$ ; バネ定数 [ $\text{kg/m}$ ] (〔7.1〕)  
 $\bar{L}_p, \bar{L}_\phi, \bar{M}_q, \bar{M}_\theta$ ; ASE ゲイン切換係数 (図 51)  
 $L_p, L_\phi, L_\delta, M_q, M_\theta, M_\delta$ ; モーメント係数 (表 16)  
 $l_p, l_\phi, l_\delta, m_q, m_\theta, m_\delta$ ; ゲインまたは感度 (表 16)  
 $l$ ; 長さ [m] (〔7.1〕)  
 $N$ ; 発電機回転数 [rpm]  
 $P_0 \sim P_{13}$ ; 空気圧 [ $\text{kg/cm}^2 \text{ abs}$  または G] (図 22)  
 $P_1 \sim P_7$ ; ポテンシオメータ (図 51)  
 $P_a$ ; 大気圧 [ $\text{kg/cm}^2$ ]  
 $R$ ; 気体定数 [ $\text{kg m/kg} \cdot ^\circ\text{K}$ ]  
 $R_a, R_e$ ; 操縦桿反力 [kg]  
 $S$ ; 時間 [s]  
 $T$ ; 周期 [s], トルク [ $\text{kg} \cdot \text{m}$ ]  
 $T_0 \sim T_{13}$ ; 空気温度 [ $^\circ\text{K}$ ] (図 22)  
 $T_s, T_r$ ; 時間 [s] (図 66)  
 $t$ ; 時間 [s]  
 $t_1 \sim t_3$ ; 時間 [s] (図 47)  
 $V$ ; 電圧 [V]  
 $V_0$ ; 容積 (図 16)  
 $W$ ; 重量 [kg]  
 $x, y, z$ ; 座標, 変位  
 $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ ; 加速度 (表 9)  
 $\delta$ ; 長さ [m] (〔7.1〕)  
 $\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_c$ ; 操縦装置変位 [mm] (表 9)  
 $\delta_{na}, \delta_{ne}, \delta_{nr}$ ; ノズル開度 [mm] (表 9)  
 $\zeta$ ; ダンピング係数  
 $\eta_n$ ; ノズル効率  
 $\theta, \phi$ ; 姿勢角 [ $^\circ$  または rad] (表 9)  
 $\theta_0, \phi_0$ ; 姿勢角 [ $^\circ$  または rad] (図 51)  
 $\theta_i, \phi_i$ ; 姿勢角入力 [ $^\circ$  または rad] (図 51)  
 $\kappa$ ; 空気の比熱比  
 $\tau$ ; 微分時定数 [s]  
 $e$ ; 歪 (表 9)  
 $\dot{\phi}$ ; ヨー角速度 [ $^\circ/\text{s}$  または rad/s] (表 9)  
 $\omega$ ; 角速度, 円振動数 [rad/s]  
 $\omega_n$ ; 固有振動数 [rad/s]  
AD; AD 変換器  
Amp; 増幅器  
ASE; 自動安定装置  
BAP; 抽気圧力  
BAT; 抽気温度  
CDP; 圧縮機出口圧力  
EMS; 非常時信号  
FDP; 燃料圧力  
FS; フィードバックシンクロ  
GEN; 発電機  
IAT; 吸気温度  
JPT; ジェットパイプ温度  
MP; モーターポンプ  
RPM; エンジン回転数  
SA, S/A; サーボアンプ  
SV; サーボバルブ  
Vib; 振動  
V/G; パーチカルジャイロ

## 3. FTB の構造および機能

### 3.1 正規状態

FTB の正規状態における構造および機能は、文献 (1) に計画されたとおりにほぼ実現されているので詳述を避け、概要を次に述べる。全般的な要目を表 1 に示す。特性の詳細は付録で述べる。

FTB の外形を図 1 に示す。機体は十字平面形の鋼

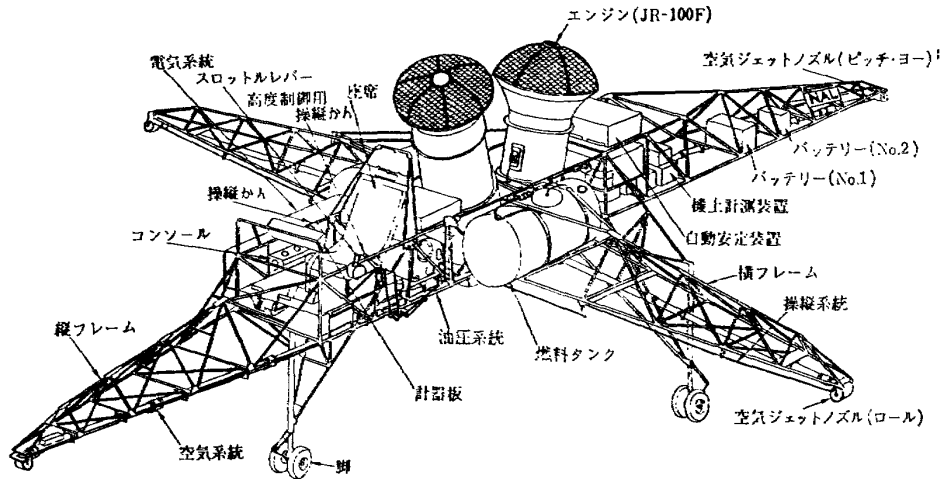


図1 FTBの正規状態

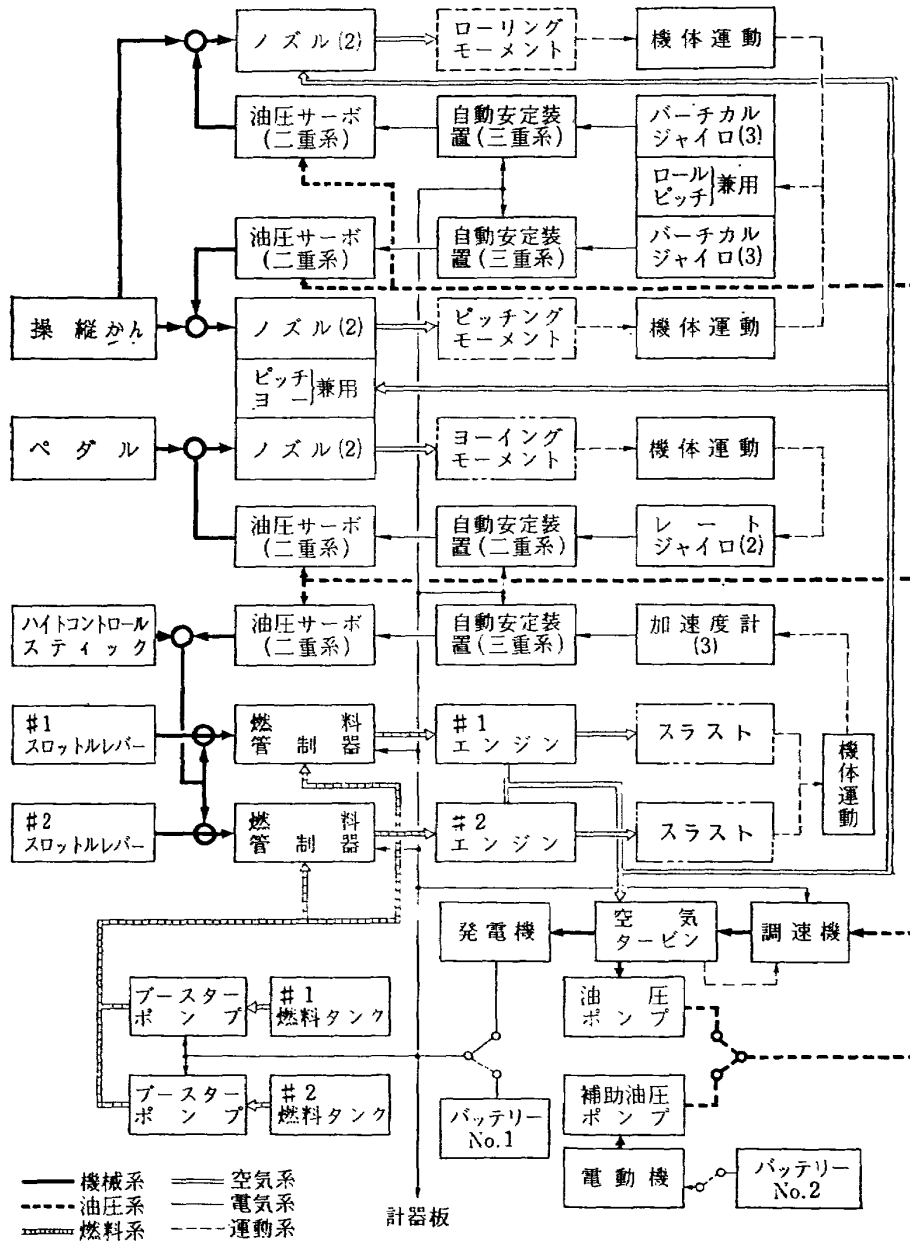


図2 FTB 飛行状態機能ブロック図

表 1 FTB の正規状態における要目

全長	約 10 m
全幅	約 7 m
全高	約 3 m
最大全備重量	約 1840 kg
空虚重量	約 1282 kg
とう載燃料	約 480 kg
乗員	1
エンジン	JR 100 F×2
最大主スラスト	約 1227 kg×2
最大抽気量	約 1.8 kg/s×2
最大抽気圧力	約 3.5 kg/cm <sup>2</sup> 絶対
飛行時間	約 10 min
運用高度制限	約 10 m

管骨組構造で前脚式 3 脚を有し、オレオストローク 480 mm である。エンジン 2 基を中央部前後に、300 l の円筒形燃料タンクをその左右に各 1 個配置している。機体端部には空気ジェットノズルを合計 4 個装備している。ロッドリンク機構による操縦装置および電気油圧式 ASE によってエンジンおよび空気ジェットノズルを操作する。電気は直流 28.5±0.5 V、油圧は 1,000 Psi を使用する。計器板は警報灯およびエンジン計器を主体とし、航法や機体姿勢に関する計器は装備していない。機上計測装置として FM-PM 15 チャンネルのテレメータをとう載し、サンプリングスイッチ

表 2 実験状態における FTB の構成

区分	主要構成品	ロール状態	ピッチ状態	地上状態
機体構造	フレーム組立 脚支柱組立 (3) エンジンマウント 床	前なし, 左右あり なし	前あり, 左右なし なし	なし
脚		前なし, 左右あり	前あり, 左右なし	
エンジン		なし	なし	なし
燃料系統				
空気系統	抽気配管 (4) リングタンク 空気タービン配管 ノズル配管 (4) 空気ジェットノズル (4) 始動空気取入配管 発信機類	なし 一部換装 なし	なし 一部換装 なし	なし なし
操縦系統	操縦席組立 自動切換クラッチ 混合機構 姿勢操縦伝達装置 エンジン操縦伝達装置	最終端部なし	最終端部なし	最終端部なし
A S E				
油圧系統				
電気系統				
計器装備				
計測装置				
搭載品	乗員 (1) 燃料, 滑油 無線機	なし なし	なし なし	なし なし



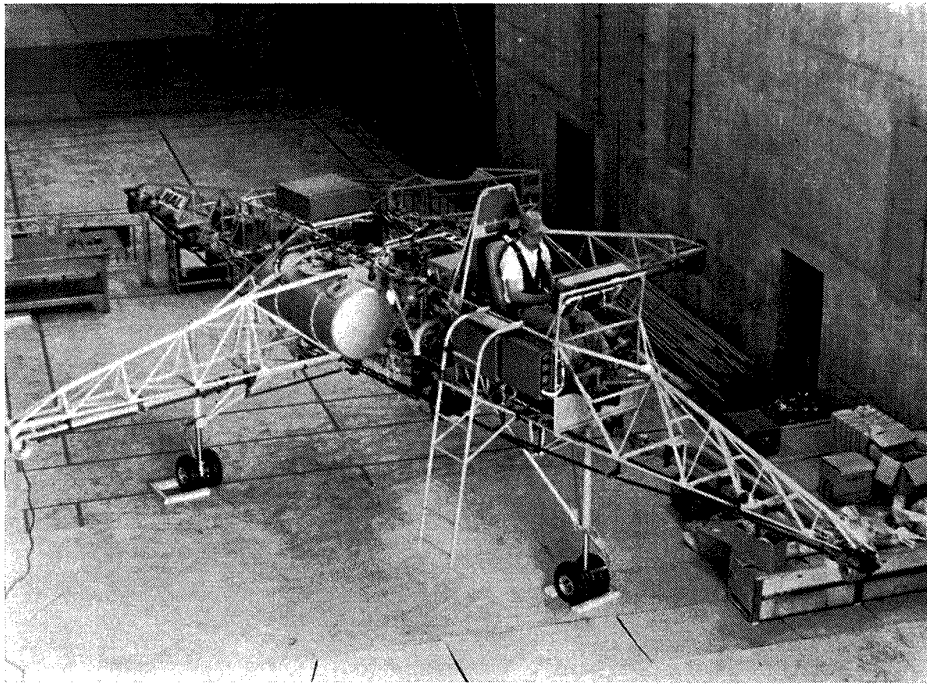


図 3 地 上 実 験 状 態

3個を使用して28の信号を同時に送信できる。

飛行中の各部動作を示すブロック図を図2（計測と通信を除く）に示す。燃料は左右のタンクよりそれぞれのブースターポンプによって後および前、または両方のエンジンに供給される。エンジン2基は推力を発生してFTBを浮揚させ、同時に圧縮機からの抽気を空気ジェットノズル空気タービンに供給する。空気タービンは発電機および油圧ポンプを駆動し、この三者の故障はバッテリー2個により自動的に補償される。ロールおよびピッチの機体運動（角変位）は3個のパーシャルジャイロによって検出され、角変位とその不完全微分値（角速度）の和の出力信号を発生する三重系ASE（二重系油圧サーボを含む）をとおして操縦系統にフィードバックされる。ヨーの機体運動は2個のレートジャイロによって検出され、角速度制御の二重系ASE（二重系油圧サーボを含む）をとおしてフィードバックされる。上昇下降運動は3個の加速度計によって検出され、加速度とその不完全積分値（速度）の和を出力信号とする三重系ASE（二重系油圧サーボを含む）をとおしてフィードバックされる。操縦士による操縦装置とASEによる油圧アクチュエータの動きはリンク機構によって1対1（ヨーは2対1）に混合される（それぞれ単独でエンジン燃料管制レバーまたは空気ジェットノズル操作レバーの全行程（ヨーの

アクチュエータでは半行程）を操作できる）。操縦士は緊急事態の発生とその発生個所を計器板上の警報灯で知り直ちに着陸する。

### 3.2 被実験体としてのFTBの構成

本実験ではFTB本体のうちエンジンを除く部分を対象とする。FTBの正規状態と実験状態における構成部分の相違を表2に示す。地上状態における写真を図3に示す。

### 3.3 被実験体としてのFTBの機能

ロールまたはピッチ状態におけるFTBの機能ブロック図（計測と通信を除く）を図4に示す。これを要約すると次のとおりである。

- (1) 地上空気源から中央リングタンクに空気を接続し、空気ジェットノズルおよびタービンに空気を供給する。
- (2) 空気タービン、発電機、油圧ポンプおよびこれに関連する機能は正規状態に同じである。
- (3) 空気タービンを使用しない時には、地上電源および地上油圧源を接続する。
- (4) ロール系およびピッチ系のASE油圧サーボによるフィードバックおよび操縦士による操縦ならびに両者の混合は正規状態に同じである。
- (5) (1)~(4)に関連する非常事態の発生は計器板の警報灯に表示される。

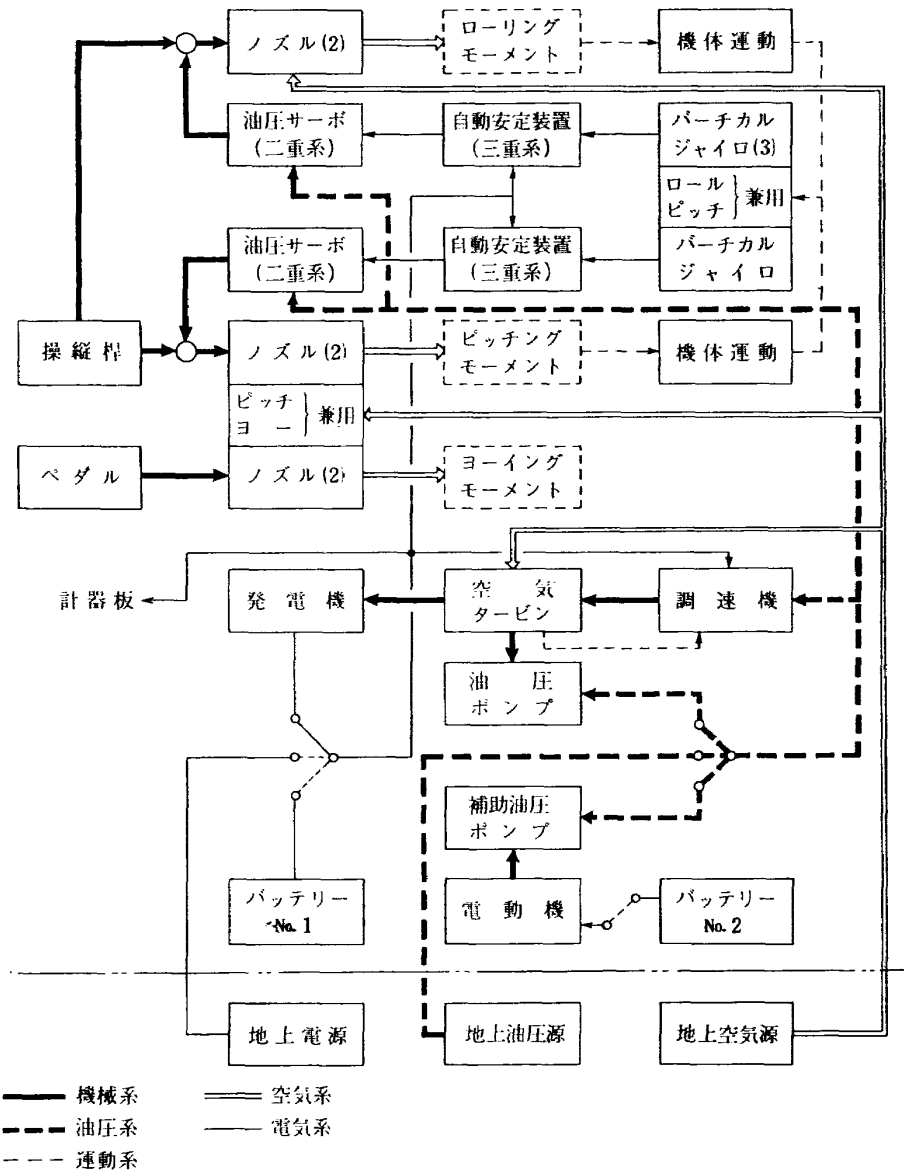


図 4 ロール実験またはピッチ実験における機能ブロック図

### 4. 実験装置

#### 4.1 アイアンバード

FTB の機能実験および姿勢制御実験には、FTB に回転自由度を与えること、およびこの回転運動を妨げないで地上空気を FTB に送り込むことが必要である。このために当所可動アイアンバード<sup>4)</sup>を転用した。設置場所は当所空気力学 2 号館内である。

まずアイアンバードの機体組立を回転軸を残して取外し、つぎに FTB のリングタンクの一部を換装してロール状態およびピッチ状態で空気系統が接続できるようにしておいて FTB の機体をアイアンバードの回転軸に固定し、空気系統を接続した。この状態では FTB の重心は回転中心の上方にあるので、この両者を一致させるために下方にバラストおよびその受台を

表 3 アイアンバード要目 (除機体)

全長	約 3.3 m
全幅	約 1.8 m
全高	3.1 m
支基重量	約 3,300 kg
回転角	±15°
回転軸受	オイルベアリング方式
油圧吐出圧力	50 kg/cm <sup>2</sup>
空気圧力	利用最大 約 3.5 kg/cm <sup>2</sup> abs.
空気流量	利用最大 約 3 kg/s
空気温度	約 20°C
空気導入方式	ラビリンス方式

取付けた。

FTB の過度の回転を受け止めるために緩衝装置が必要であるが、ロール状態では FTB の主脚を使用し

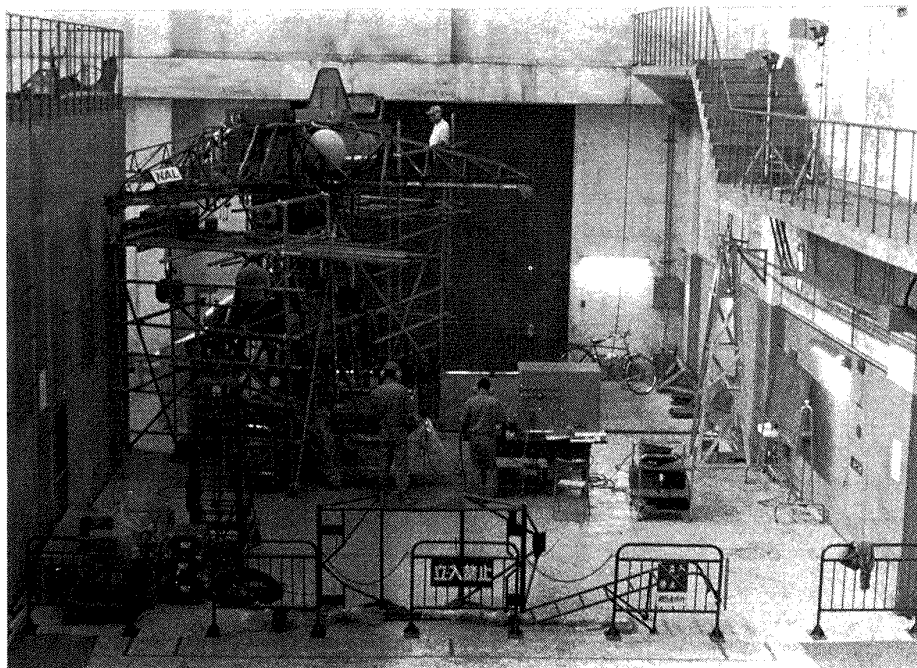


図5 ロール実験状態

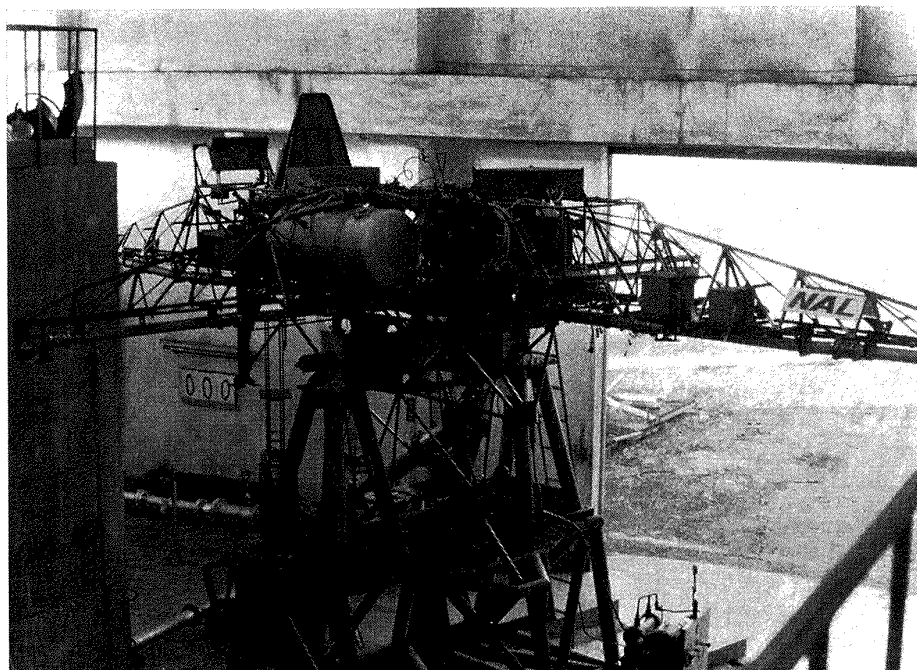


図6 ピッチ実験状態

て、FTB の前脚と支柱およびアイアンバードの緩衝装置を取外し、ピッチ状態では FTB の前脚およびアイアンバード用緩衝装置 1 個を移設して使用し、主脚と支柱およびアイアンバード用緩衝装置の残り 1 個を取外した。

FTB の重量はアイアンバードの機体組立の重量の約 2 倍であるので、回転運動の摩擦力を軽減するための油圧浮揚軸受に供給する油圧を  $50 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  とした

(アイアンバードでは  $20 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ )。

アイアンバードの要目を表 3 に示す。ロール取付状態の写真を図 5 に、ピッチ取付状態の写真を図 6 に示す。

#### 4.2 機体固定試験装置

FTB をほぼ水平に固定して、機能実験および制御モーメント測定を行うための装置で、ロール状態では右舷先端、ピッチ状態では後部先端の空気ジェットノ

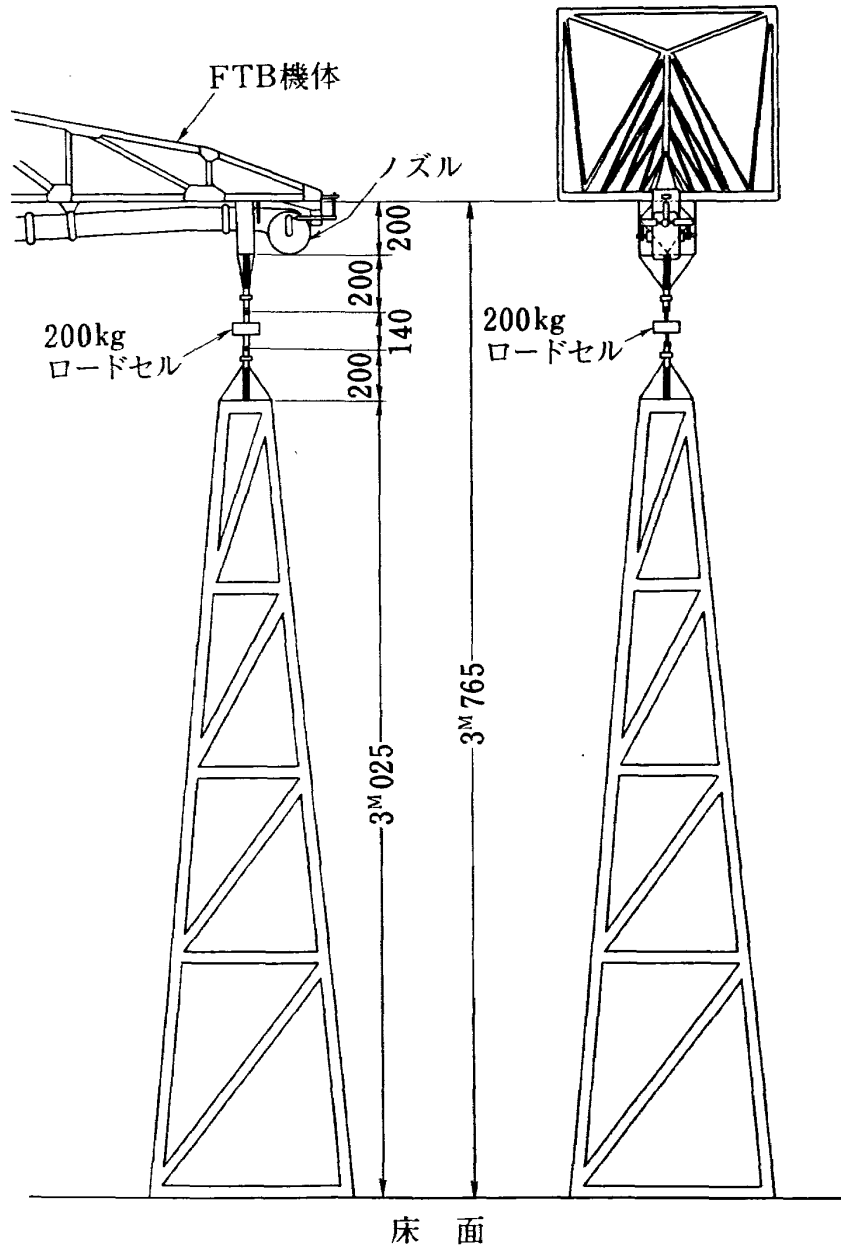


図7 機体ロック試験装置

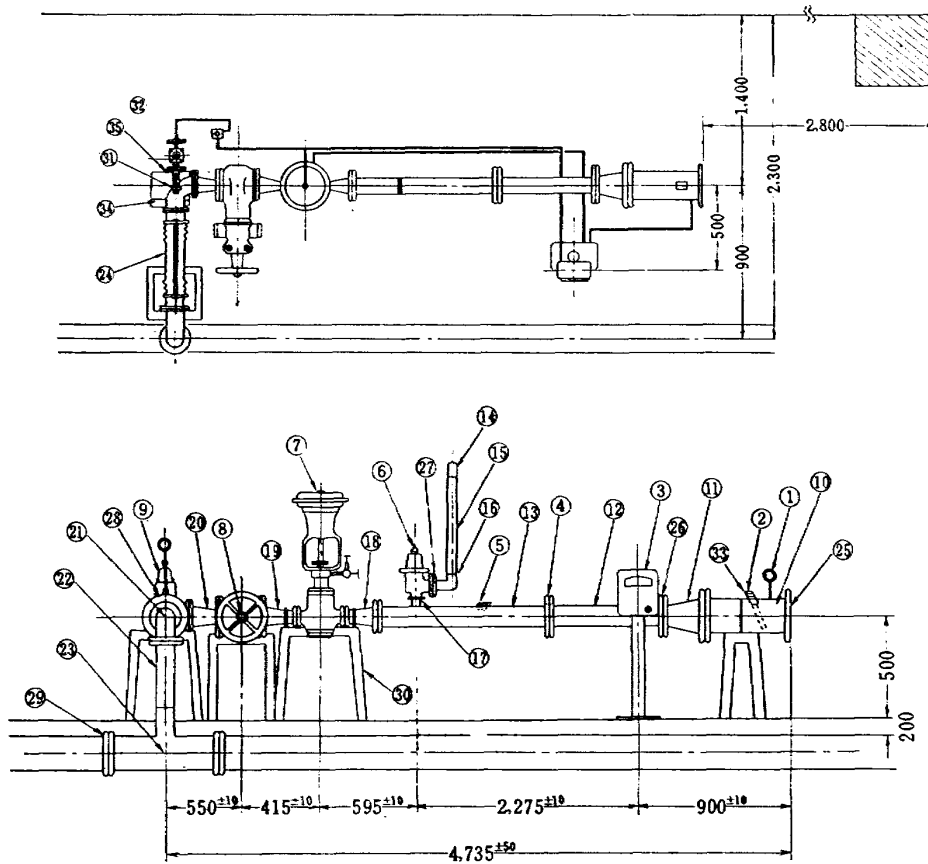
ズル取付け金具を、支持固定し、機体との間に 200 kg ロードセルを取付けた。本装置はアイアンバード用機体ロック試験装置を約 765 mm 嵩上げし、また取付け部分を FTB に合わせて改修したものである (図7)。

#### 4.3 地上空気源装置

アイアンバード ([4.1]) を経由して、FTB に空気を供給するために当所に既設の遷音速風洞乾燥空気源<sup>6)</sup> (圧力最大 20 kg/cm<sup>2</sup>G, 圧縮機能力 7,000 m<sup>3</sup>/毎時, 12 気圧に換算) 用高圧配管に分岐管を取付け、自動調圧装置により最大吐出圧力 3.5 kg/cm<sup>2</sup>G, 最大流量 5 kg/s の乾燥空気を連続的に利用できるようにして、アイアンバードの地上配管組立を改修して接続

表 4 安定化直流電源要目

入力電圧	3相 200 V±10% 50~60 Hz
出力電圧	DC 0~36 V
出力電流	最大 120 A
安定度	入力電圧の全変動に対して10mV以下 負荷の全変動に対して 6 mV 以下
出力リップル	全負荷にて 1 mV(rms) 以下
保護装置	過電流に対して定電流動作となり、約 3s 後に出力遮断
指示計器	電圧計 40 V 2.5 級 電流計 120 A 2.5 級
外形寸法	750×1,110×900 mm
重量	約 300 kg



- |               |   |  |                            |
|---------------|---|--|----------------------------|
| ① 圧力計         | ⑩ 8 <sup>φ</sup> 管                        | ⑲ 4 <sup>φ</sup> ×2 <sup>φ</sup> 連径管フランジ付            | ⑳ 6 <sup>φ</sup> フランジ      |
| ② 温度測定用管      | ⑪ 8 <sup>φ</sup> ×5 <sup>φ</sup> 連径管フランジ付 | ㉑ 6 <sup>φ</sup> ×4 <sup>φ</sup> 連径管フランジ付            | ㉒ 8 <sup>φ</sup> フランジ      |
| ③ 空気指示調節計     | ⑫ 5 <sup>φ</sup> 管                        | ㉓ 6 <sup>φ</sup> エルボ                                 | ㉔ 制御弁取付台                   |
| ④ オリフィス・フランジ付 | ⑬ 5 <sup>φ</sup> 管                        | ㉕ 6 <sup>φ</sup> 管                                   | ㉖ 3 <sup>φ</sup> 管エルボ      |
| ⑤ 熱電対取付フランジ   | ⑭ 4 <sup>φ</sup> エルボ                      | ㉗ 8 <sup>φ</sup> ×8 <sup>φ</sup> ×6 <sup>φ</sup> T字管 | ㉘ 3 <sup>φ</sup> 管フランジ     |
| ⑥ 安全弁         | ⑮ 4 <sup>φ</sup> 管                        | ㉙ 伸縮管  | ㉚ 温度測定管用フランジ               |
| ⑦ 制御弁         | ⑯ 3 <sup>φ</sup> 管                        | ㉛ 8 <sup>φ</sup> フランジ                                | ㉜ 6 <sup>φ</sup> エルボ部分取付方法 |
| ⑧ 仕切弁         | ⑰ 汎過器付減圧弁                                 | ㉜ 5 <sup>φ</sup> フランジ                                | ㉝ 圧力計                      |
| ⑨ 減圧弁         | ⑱ 5 <sup>φ</sup> ×2 <sup>φ</sup> 連径管フランジ付 | ㉝ 4 <sup>φ</sup> フランジ                                |                            |

図 8 地上空気源配管組立

した (図 8)。

#### 4.4 地上電源装置

FTB の空気タービンと発電機またはバッテリーを使用しないで地上から電圧変動の少ない直流を供給するための装置として、表 4 のような性能を有する安定化直流電源を製作した。

この外、ASE 用インバータの代りに使用する 500 VA 地上インバータを用意した。

#### 4.5 地上油圧源装置

FTB の油圧システムの試験調整、作動油補給、空気抜き、およびアキュムレータの窒素補給のために使用する地上油圧源装置を製作した。要目を表 5 に、系統図を図 9 に示す。

#### 4.6 加振装置

地上振動試験用加振装置として、動電型加振機 2、駆動電源装置 1、電子管式指示型振動計 1 を一式とし

表 5 地上油圧源装置要目

動圧回路	最高圧力	70 kg/cm <sup>2</sup>
	最大吐出量	3 gal/min (可変)
静圧回路 (ハンドポンプ)	最高圧力	70 kg/cm <sup>2</sup>
	最大吐出量	20 cc/ストローク 以上
測定範囲	高圧回路	0~150 kg/cm <sup>2</sup>
	低圧回路	0~10 kg/cm <sup>2</sup>
	窒素回路	0~350 kg/cm <sup>2</sup>
汎過能力	吸入回路	10 μ
	吐出回路	5 μ
リザーバ	実容積	30 l
使用流体	航空作動油	MIL-H-5606 A
使用気体	窒素ガス	
電動機	3相 200 V, 4 P, 3.7 kW	
	耐圧防爆型	
外形寸法	1,000×1,170×1,100 mm	
重量	500 kg 以下	
構造	可搬式	

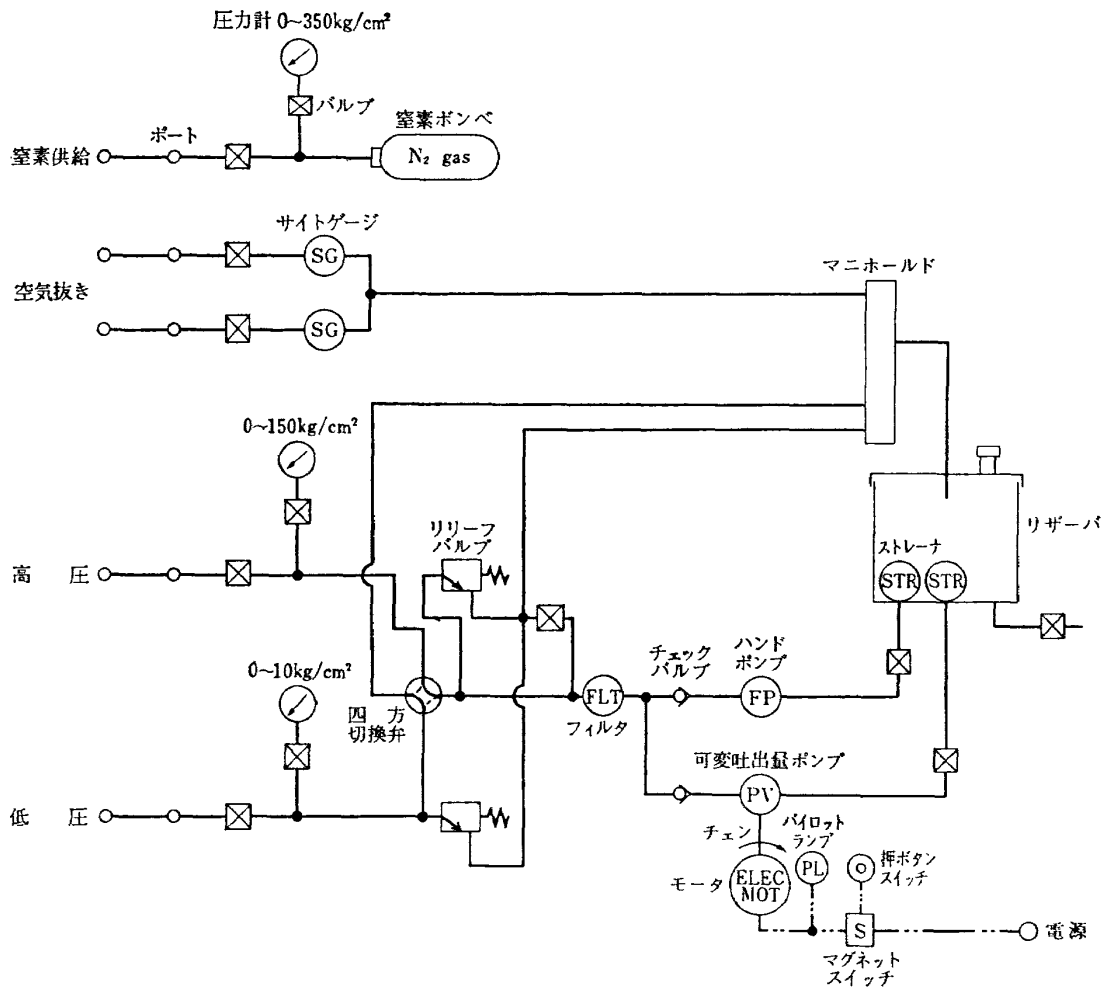


図 9 FTB 用地上油圧源装置統系図

表 6 加振装置要目

動電型加振機

加振力	常用 10 kg 最大 12 kg
振動数範囲	変位一定 5~20 c/s 加速度一定 20~2000 c/s
許容変位	全振幅 10 mm
加速度	最大 15 g
振動波形	正弦波 歪率 5 %
振動方向	0~90°
駆動電力	最大 120 W (3 A)
励磁電力	最大 700 W (1 A)
外形寸法	300×370×450 mm
重量	80 kg

駆動電源装置

電力	1500 W (100 VAC)
----	------------------

電子管式指示型振動計

変位計	範囲 0.001~10 mm 精度 5~500 c/s で ±3 % 以内
加速度計	範囲 0.1~25 g 精度 10~1000 c/s で ±5 % 以内
波形出力	各レンジ最大目盛にて 1 V
所要電力	90 VA (100 V, 50, 60 c/s)

て使用した。これら装置の要目を表 6 に示す。

4.7 その他支援器材

実験に際しては、その他多くの装置や器材を使用した。主なものはつぎのとおりである。有線および無線通信装置、整備用昇降機 2、パイプ足場、ASE チェッカー<sup>1)</sup>、充電機、照明装置、ノイズホー。

5. 計 測

(1) 配管系空気圧力 配管系の静圧は地上 3 点、FTB 10 点の取出口を用意し (図 22)、試験の種類によって適宜計測し、水銀マノメータで 0.5 mmHg まで読取りを行った。空気ジェットノズル (4 個) 入口における全圧および静圧の差を適宜計測し、水柱マノメータで 0.5mmH<sub>2</sub>O まで読取りを行った。過渡応答実験では設定圧 (リングタンクまたは回転軸内バッファ圧) を歪ゲージ型トランスデューサを経由してペンレコーダで記録し、同時にテレメータによる計測を行った。操縦士搭乗試験では、リングタンク圧力を計器板の No. 1 エンジン圧縮機出口圧力計器に接続して計測を行った。

(2) 配管系空気温度 配管系の温度は、地上1点、FTB 1点で計測し、アルメルクロメル熱電対を使用し、指示計器には測定範囲  $-5\sim 25\text{ mV}$ 、精度  $0.01\text{ mV}$  (約  $0.2^\circ\text{C}$ ) のものを使用した。実機では約  $200^\circ\text{C}$  が予想されるので熱電対計測を常装備としたが本実験では約  $20^\circ\text{C}$  程度であるので水銀温度計も併用した。

(3) 制御モーメント ロール状態では右舷先端、ピッチ状態では後部先端を  $200\text{ kg}$  ロードセルを介して機体固定試験装置 (「4.2」) に固定し、動歪計で推力  $0.2\text{ kg}$  相当まで読取りを行った。過渡応答実験では、これをペンレコーダで記録した。制御モーメントはこの推力と機体回転中心までのアーム長さ (ロール  $3.5\text{ m}$ 、ピッチ  $5\text{ m}$ ) との積で求められる。

(4) ノズル開度 ノズル推力測定試験 (制御モーメント測定実験) ではノズル開口部寸法をノギスで計測し、ロール状態では左右のノズル、ピッチ状態では前後のノズルを同時に計測調整した。過渡応答実験では右舷 (ロール) および前部 (ピッチ) のノズル回転軸にポテンショメータを取付けてペンレコーダで記録した。テレメータでは操縦系統途中の変位をポテンショメータ (常装備) で計測してノズル開度としている。

(5) 操縦桿反力 操縦桿グリップを計測用ダミーと交換し、また機体フレームにコ材を渡して固定し、両者の間に  $10\text{ kg}$  ロードセルを挟み (ロールでは右、ピッチでは後) 操縦桿をほぼ垂直に固定した。この反力を動歪計を介してペンレコーダで記録し、過渡特性を計測した。

(6) 操縦桿変位 ASE の操縦桿変位発信器 (シンクロ、常装備) の信号をペンレコーダで記録した。同時にテレメータによる計測も行った。計測はロールおよびピッチについて行った。校正はグリップ位置で行った。

(7) アクチュエータ変位 ASE のサーボアクチュエータにはシンクロ発信器が取付けられていてテレメータによる計測ができるが、これと別にそれぞれのアクチュエータにリニヤポテンショメータを取付けてペンレコーダで記録した。計測はロールおよびピッチの正規系統および待機系統、合計4個について行った。

(8) 姿勢角 回転軸にポテンショメータを取付けてペンレコーダで記録した。また ASE のパチカルジャイロの信号をテレメータにより同時に計測した。校正には回転軸に大型分度器を取付けて読取りを行った (ロールおよびピッチ)。

(9) 発電機回転数 当初はストロボによる読取り計測を行ったが、回転数変動が多い場合には読取りがむずかしいので途中からフォトセルアンプによる計測に切替えた。過度応答を計測する場合には A-D 変換を行ってペンレコーダで記録した。発電機と空気タービンは歯車で連結され回転数比は  $11:52$  である。本計測は空気タービン試験時に実施した。

(10) 空気タービン絞り弁駆動連結棒変位 リニヤポテンショメータの一端を連結棒に、他端を機体にそれぞれピンジョイントで取付けペンレコーダで記録した。これは空気タービンの過渡応答特性を知るために計測したものである。

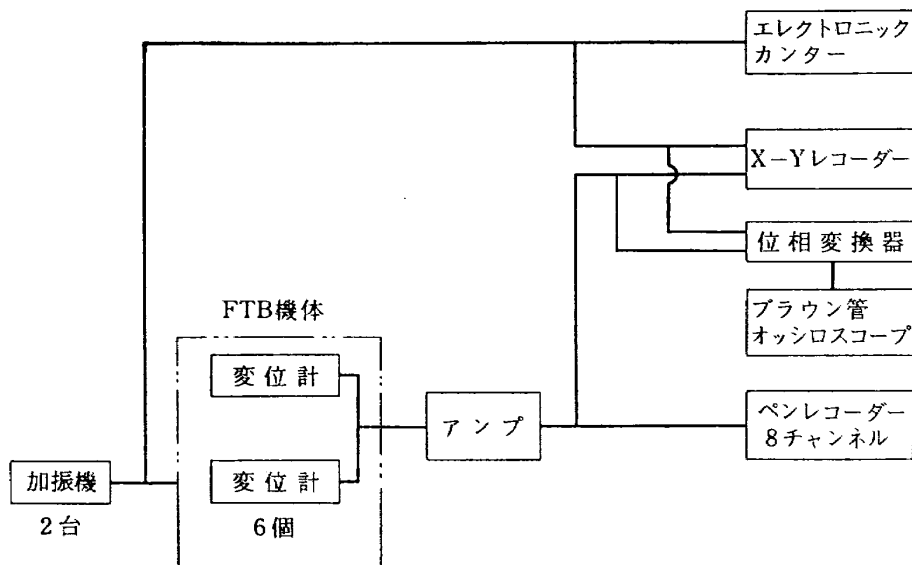


図 10 機体振動計測ブロック図

(11) クラッチ作動時間 ASE の正規系統と待機系統間の誤差電圧, クラッチ入力電圧, クラッチリミットスイッチ電流をペンレコーダで記録し, それぞれの信号時間間隔により, ASE 誤差電圧発生からクラッチ作動入力オンまでの時間, およびクラッチ作動入力オンからクラッチ切換完了までの時間を知ることができる。

(12) 計器板計測 計器板計器による計測は電流, 電圧, 油圧, 時間, リングタンク圧 (No. 1 圧縮機圧力計) である。

(13) 振動 振動試験における加振側の計測には表 6 に示す電子管式指示型振動計を使用し, 図 10 に示す計測システムを採用した。変位計としては圧電型および歪ゲージ型各 6 個を使用し XY レコーダ, ペンレコーダに記録した。また位相変換器およびブラウン管オシロスコープを使用して位相解析を行った。加振

周波数はエレクトロニックカウンターにより計測した。

(14) 大気 大気圧力を水銀圧力計, 大気温度を水銀温度計, 大気湿度を相対湿度計によりそれぞれ計測した。

(15) 映画 ロールおよびピッチの運動は 16 ミリ映画に記録した。

### 6. 実験運営

本実験では (1) 多くの器材を準備して実験の種類に応じて取捨改修すると同時に合理的な配列を予め定めて予定期間内に準備可能であること, (2) これらの器材を扱う実験要員は 10 名前後におよび, 実験場の騒音が大 (常時約 90 ホン, 通風実験中約 115 ホン) という悪環境で半日単位, 週 2 回の割合で 7 か月の長期に亘る実験を行うので, 手順の徹底, 連絡の確実, 誤

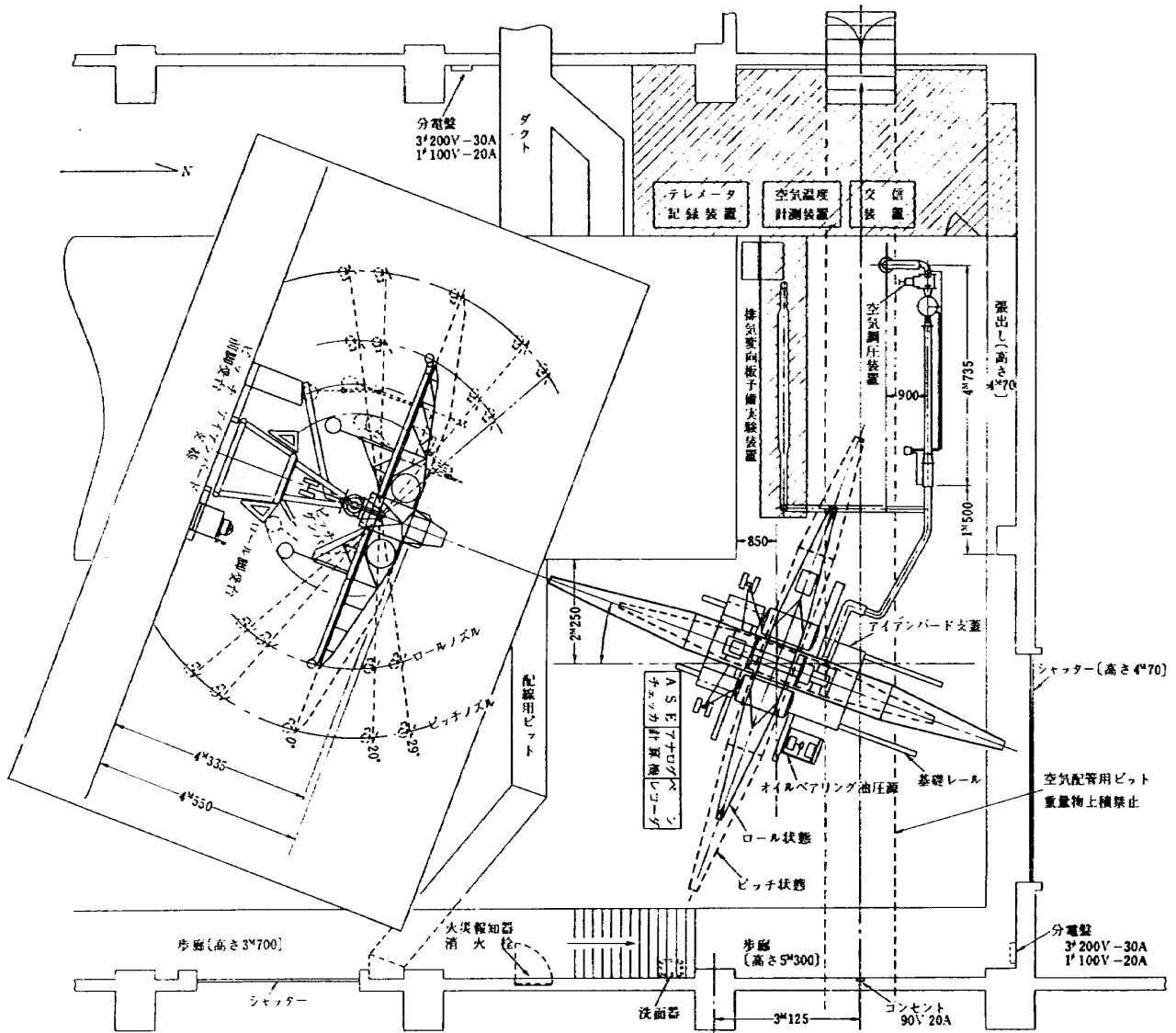


図 11 FTB ロール, ピッチ状態器材配置図



操作ならびに事故防止、累積データの逐次検討等の対策が必要であること、(3) FTB は航空機に準じて取扱かう必要があるため点検、整備、運転等の記録を航空機に準じて確実を期すこと、などの理由により実験の運営には特別の配慮が必要となる。

実験はロール状態、ピッチ状態、地上状態の3つの状態で行い、前2者では機能実験および姿勢制御実験を、地上状態では振動試験を実施した。実験のための器材や人員の配置ならびに手順は、状態毎に大筋が定まり実験種類に応じて入力や計測を適宜変更した。以下実験の配置、実施要領、記録について述べる。

6.1 器材配置

(1) ロール状態 FTB の機体中心が地上約 3.5m の高さで、±約 15° のロール運動可能な状態でアイアンバード(「4.1」)にセットし、運転に必要な器材として空気源開閉弁、ASE チェッカー、アナログ計算機、空気タービン緊急停止スイッチ等を地上に配置した。機体の整備調整および計測のため、地上約 3m の中央部前後両舷外にパイプ足場を組立てて常置し、梯子をかけた。計測の詳細は「5」および各実験の項で述べる。ロール状態の主要実験配置を図 11 に示す。

(2) ピッチ状態 ロール状態から FTB をアイアンバード上で左へ 90° 回転させてセットしてピッチ状態とした。計測の詳細は「5」および各実験の項で述べる。ピッチ状態の主要実験配置を図 11 に示す。

(3) 地上状態 FTB を図 3 の状態とし、機体の剛体としての固有振動数を機体の変形による振動数より、大幅に低くさせるためにゴムマットを敷いてその上に車輪をのせ、またタイヤ圧を規定値 34 psi より低くした。本状態ではエンジン、燃料、操縦士なしの場合の振動試験を行った。加振機はフレームの前後または左右の先端ないし近傍に接続し、2台を上下または水平の同相ないし逆相にて作動させる。加振機は機体のほぼ水平となる位置に合わせて適宜木製台を製作してこの上に設置した。計測器類および加振機制御装置は左舷斜前方の机上においた。地上状態の主要実験配置を図 12 に示す。

6.2 実験要領

実験は総括、操作、計測の3グループによって実施され、人員は5ないし15名程度で構成される。実験は予め定められた実験方案(手順書)にしたがって実施した。器材調整完了後、総括者より実験内容説明、手順を個人別に確認してブリーフィングを行ってから配置につく。実験は騒音の中で行われるので、ノイズホーを着用し連絡指示にはインターホン、スポットラ

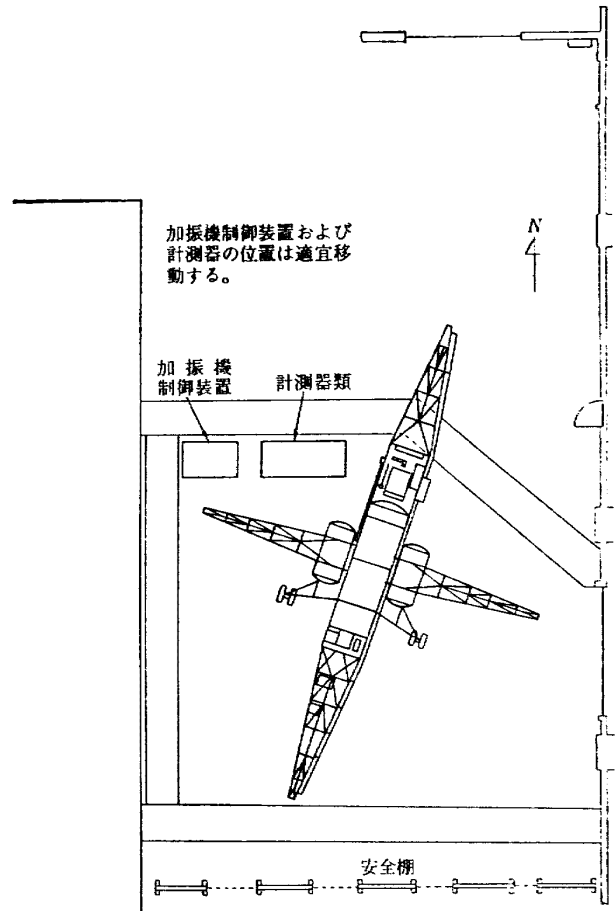


図 12 機体振動試験状態配置図

イト、手信号を使用し、また実験の実施を標示灯で、実験のケース番号を表示板で常時掲示した。操作および計測の開始ならびに中止は、総括者の指示によって行い、合図の内容は予め単純化して定めた。異常の発見と処置のための監視員を適宜配置した。実験中は1人1動作を原則として種類の異なる作業を同一人に課すことを避けて誤操作の防止を計った。また重要な合図は2系統同時指示を原則とした。計測は予め定められた様式に従って記録し、運転記事を記入して1日単位で集めて整理した。

6.3 運転整備記録

FTB は飛行を前提とする航空機に準じて取扱いながら長期間に亘って種類の異なる多くの実験を実施しなければならないので、機能部分の寿命と信頼性を保持し乍ら特性確認を行うということをたえず念頭におくことが要求される。

この要求を満足するためには航空機に準じて予め定めた点検整備を行い、運転や機装変更の状況とともにこれを記録して対策の発見につとめた。記録の内容としては運転の時間と状況、作動油や潤滑油の補給、充電、チェックリストによる点検の結果、天候等の環境

表 7 FTB 地上運転記録用紙

年	月	日	時	分より	時	分まで	運転者 _____
大気圧 _____			大気温度 _____			計測者 _____	
湿度 _____							
運 転 区 分		運 転 条 件				運 転 時 間	
通 風	風	圧力 _____	温度 _____				
エア・タービン		ON	OFF				
地上油圧		圧力 _____	流量 _____				
地上電源		電圧 _____	電流 _____				
バッテリー No. 1		ON	OFF				
バッテリー No. 2		ON	OFF				
ASE		ON	OFF				
テレメータ		ON	OFF				

点検および作業記録

点検または作業者 \_\_\_\_\_

本欄の記入要領

- (1) 試験前点検および作動チェックリストによる点検結果で不良の場合その状況処置を記入する。
- (2) 整備作業を行なった場合その内容交換部品 P/N, S/N 等記入する。

状況、消耗や損傷による部品交換、実験用機装の状態と変更内容などである。本実験に使用した記録用紙の様式を表 7 に示す。

本実験における系統別使用時間は次のとおりである。通風；42 時間 38 分，空気タービン；36 時間 43 分，地上油圧源；107 時間 03 分，地上電源；147 時間 25 分，バッテリー No. 1；3 時間 21 分，No. 2；2 時間 46 分，ASE；180 時間 03 分，テレメータ；26 時間 25 分。

7. 機能実験

FTB では従来型航空機に比して構成系統に新しいものが多く、かつ相互関連が多いので、関連機能の確認がエンジンを搭載した全機試験の前に必要となるが、このためには機体の重心回りの円滑な運動が可能であること、および実機では補助動力のすべてはエンジン圧縮機からの抽気によるので、これに相当する空気を供給できることが必要である。このための装置としてアイアンバードを使用した。このような装置による総合実験は飛行中の重要な状態に近いものを実現でき、かつ安全に実験できるので極めて有用である。ここで供給する空気は、エンジン圧縮機からの抽気温度よりも 150°C 以上低い。抽気圧に対応するリング

表 8 FTB の機能確認対象

区 分	機能確認主要項目
機 体 構 造	
脚	
エンジン機装	
燃料系統	
空気系統	配管圧力損失，空気ジェットノズル特性
操縦系統	姿勢系動作摩擦，クラッチ作動
自動安定装置	ピッチ，ロール：ダンピング，ステイフネス
油圧系統	空気タービン特性，全体作動
電気系統	全体作動，バッテリー切換
計器装備	計器（除エンジン），警報灯
機上計測装置	作動（空気圧，ASE関係）

タンク圧 (図 22 の  $P_0$ ) は、設計常用値 2 kg/cm<sup>2</sup>G を対応させたので、機能上は十分と考えられる。

この実験によって機能確認を行なった系統は表 8 のとおりである。

なお、飛行中の機体姿勢変化は重心回りを基準とするが、本実験では FTB の正規重心位置の約 50 cm 下方に回転中心があるので姿勢検知が正規状態と異なること、また導入される圧縮空気は常温であって、エンジン圧縮機からの抽気温度約 200°C より遙かに低いこ

とが実際と異なる。しかしながら基本的な機能に対しては、特に問題はないと考える。

7.1 回転摩擦および慣性モーメント実験

回転摩擦および慣性モーメントは機体運動特性の基本となるので、他の実験に先がけて計測を行なった。実験手順を次に述べる。

FTB をアイアンバード上にセットして重心と回転軸との関係をバラストで調整する。計測には自由振動法とバネ振動法を用いた。前者は重心を回転軸の下方にして自由振子として回転型ポテンシオメータで振動を検出してペンレコーダに記録する方法で、ロール状態の搭乗員なしの場合に採用した。後者は回転軸に対称な機体端部（ロール状態では左右脚）をバネ定数既知のコイルバネ系で支持して、振動を行なわせ、回転型ポテンシオメータ（ピッチ状態）またはバネ系に挿入したロードセルと動歪計（ロール状態）で振動を検出し、ペンレコーダに記録する方法である。いずれの場合も振幅減衰時間  $t$  および周期  $T$  を読取って振動を2次形と仮定して次式により、回転の対数減衰率  $\zeta\omega$  および慣性モーメント  $I$  を計算する。

$$I + \Delta I \cong W\delta/\omega^2 \quad [\text{kg ms}^2] \quad \text{自由振子法}$$

$$I \cong kl^2/2\omega^2 \quad [\text{kg ms}^2] \quad \text{バネ振動法}$$

$\Delta I$ ; 重心を下げるためのバラストによる慣性モーメント  $[\text{kg ms}^2]$

$W$ ; 機体重量  $[\text{kg}]$

$\delta$ ; 回転軸下方の重心までの距離  $[\text{m}]$

$$\omega = \sqrt{4\pi^2 + (\zeta\omega T)^2}/T \cong 2\pi/T \quad [\text{rad/s}]$$

$\zeta\omega$ ; 対数減衰率  $[\text{s}^{-1}]$

$$k = k_1k_2/(k_1 + k_2) \quad [\text{kg/m}]$$

$k_1$ ; 計測用バネ定数  $[\text{kg/m}]$

$k_2$ ; 回転軸中心から機体先端までの曲げ剛性を鉛直方向のバネに置きかえたときの、バネ定数  $[\text{kg/m}]$

$l$ ; バネ支点間長さ  $[\text{m}]$

実験は、機体状態（ロール、ピッチ）、搭乗員、軸受油圧、初期振幅などを変えて実施した。回転の対数減衰率と慣性モーメントの計測計算結果を表 10 に示す。

回転摩擦減衰測定値は、ばらつきがあるが、油圧を増すと小さくなり、油圧  $50 \text{ kg/cm}^2$  以上あれば実験目的に対して十分と考えられる。

7.2 空気タービン調整試験

空気タービンはエンジン圧縮機からの抽気によって駆動される軸出力 13 ps のラジアルタービンで、FTB

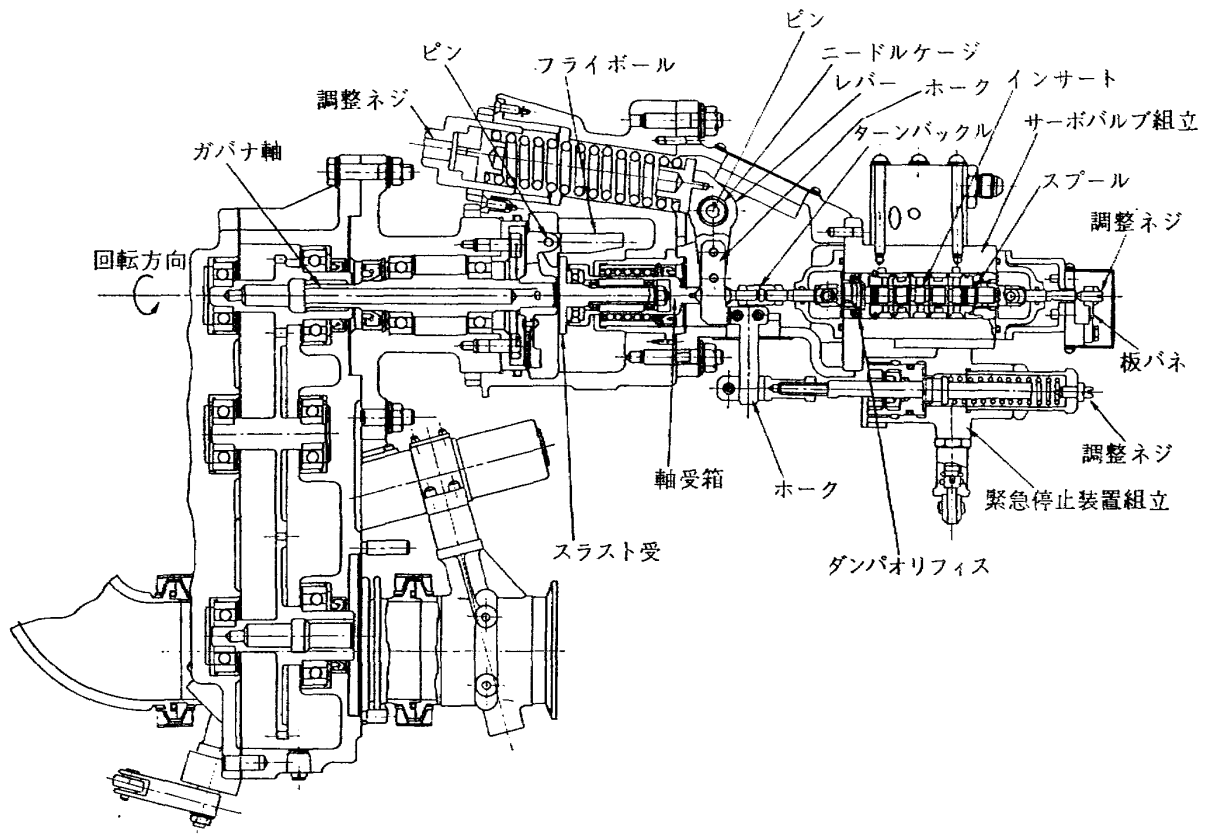


図 13 空気タービン調速機構

の発電機および可変吐出量油圧ポンプを負荷とし、抽気圧力の設定値以上で入出力に拘らず定速回転を保持する调速機構、およびエンジン圧縮機圧力の低下を検出して自動的に空気を遮断する緊急停止機構が取り付けられている<sup>1)</sup> (図 13)。

空気タービンは電気、油圧の発生動力であるから FTB に装着した状態で入出力条件をセットして機能を確認することが必要である。この目的で回転数制御実験および緊急停止実験を行なった。

回転数制御実験は入力(空気圧)および負荷(電流、油圧)の変動に対して空気タービン回転数の設定が正常であること、および設定最小入力の確認を目的とする。本実験の当初において単体試験では認められなかったハンティング現象を生じた(図 14)。原因は空気タービンの回転数とトルクの関係が、ガバナ作動回転数付近でのそれに近い(単体試験では負荷が回転数とともに増大するムリネを使用した)こと(図 15)、およびこれに调速機構のオン・オフ的動作や調整ずれの影響が加わることなどが考えられる。対策の一つとして図 16 に示す逃し回路を付加して伝達函数のゲインを低下させ分母に一次遅れ項を加えた。

この対策では逃し回路の設定が主要目標となり、当初はニードルバルブによって逃し量を変更して実験を行い、後にこれをオリフィスに変更設定して実験を行った。実験はまず逃し回路と連結棒のアーム比を設定し、負荷電流をセット(ロードバンクによる)して空気タービンに空気を送って緩または急に所定圧にセットし、その状態で負荷を変動させる。計測はリングタンクおよびタービン入口空気圧、発電機回転数、空気タービン絞り弁駆動連結棒変位をペンレコーダで記録した。ニードルバルブによる実験結果の一例を図 17 に示す。これによるとバルブ開度を或程度(1/16)以上にするとハンティングを起さなくなるが同一開度では入力空気圧の高いほど負荷変動に対する回転数振動の減衰が悪く、また開度を増すにしたがって入力空気圧に対する回転数のオフセットが大きい。このオフセットを小さくするためにはループゲインを大きくする必要があり、その対策として(1)絞り弁レバー比を大きくすること、(2)絞り弁アクチュエータのバネ定数を小さくすることを採用した。実験結果を図 18 に示す。その結果レバー比 2 (旧 1) およびバネ倍率 1.45 (旧 1.0) を選定すればバルブ開度 1/16 で静的および動的に実用可能であることが判った。<sup>\*</sup>

つぎに 3 種のオリフィスによる実験の一例を図 19 および表 11 に示す。これにより 0.9 mmφ のオリフ

ィスが最適と判断してこれを採用した。この場合負荷の 100% ステップ変化 (28 VDC で 0~100 A の変化、実際には考えられない極限状態) に対して 7 山程度の減衰振動を認めた(図 20) が実用上は差支えない。

空気タービンの設定最小入力空気圧力は、FTB の始動時に地上電源から空気タービンによる機上電源への切換および油圧作動開始の時期を与える指標となるので運用上極めて重要である。このため回転数制御系を前記のように設定した後、入念に実験を行った。実験は負荷条件を種々設定して入力を緩または急に上げて、電源回路リレー作動、規定電圧 (28 V) 到着、タービン制御開始の入力圧力と回転数を測定し、また負荷および入力変動に対する応答を調べた。実験結果を表 12 に示す。これにより設定最小入力空気圧力は 0.75 kg/cm<sup>2</sup>G 以上あればよいことがわかった。

緊急停止実験は、エンジン圧縮機圧力の低下を検知して圧力スイッチが作動して電磁弁を開き、油圧アクチュエータにより空気タービンの絞り弁を全閉とする過程の動作確認と時間を知るために行なった。実験は圧力スイッチのつぎの空気タービン遮断リレーから地上に配線を導いてトグルスイッチに接続し(リレー入力)、絞り弁開度、発電機回転数、タービン入口圧力をペンレコーダに記録した(図 21)。停止に要する時間は 4~7 s (表 13) と短秒時でかつ動作も確実であるので、実用に耐えることが判った。

### 7.3 機体固定定常通風実験

FTB の空気配管系は、エンジン圧縮機からの抽気を空気タービン (7.2) および機体先端にある 4 個の空気ジェットノズルに導くための系統であり、空気ジェットノズルは噴出空気の反力によって機体姿勢の制御力を得るための装置である。抽気の効果左右する配管系の損失や空気ジェットノズルの効率を知るための実験を行った。

実験時の配管系は、FTB 本体部分と地上部分からなるが、前者に計測の主眼をおき、後者は配管圧力の監視に重点をおいた。配管系の計測項目と場所などを図 22 に示す。空気ジェットノズルは開度の如何に拘らず、左右または前後の開口面積合計が一定しており、左右で 17.4 cm<sup>2</sup>、前後で 26.6 cm<sup>2</sup> である。

<sup>\*</sup> この 2 つの対策でループゲインは相対的に、約 3 倍となったが、これ以外の、たとえばガバナのバネ定数を小さくするとかフライホイルの重量または個数を増すなどの対策は実行困難であること、およびゲイン 5 倍未満でも実用上十分であることが判ったので、一応の成果を得たものと判断した。

実験手順は、空気ジェットノズル開度を所定値に設定した状態で送気し、空気圧  $P_5$  の各種設定圧に対応する各部空気圧、温度および空気ジェットノズル推力を計測した。

実験内容は空気ジェットノズル開度をロール状態では（右全開，左全閉）から（右全閉，左全開）まで7段階、ピッチ状態では（後全開，前全閉）から（後全閉，前全開）まで7段階に変え、それぞれ空気圧  $P_5$  が 0.5, 1.0, 1.5, 2.0 (設計常用値相当), 2.5, 3.0 kg/cm<sup>2</sup>G の場合について行なった。ロール、ピッチともそれぞれ 42 ケースとなる。

バッファタンク圧  $P_0$  を基準としたロールおよびピッチの配管系圧力損失をそれぞれ図 23 に示す。バッファタンクから空気ジェットノズル入口までの圧力損失は、バッファタンク圧に対してロール系、ピッチ系とも約 10±3% である。この圧力損失は、ノズルの臨界圧力比以上ではほぼ一定であるが、同一圧力比におけるばらつきが大きい。次にバッファタンク圧  $P_0$  とリングタンク圧  $P_5$  の関係を図 24 に示す。5～9% の低下が認められる。ここで  $P_0$  は全圧、 $P_5$  は静圧に対応すると考えられるので、両者間の全圧損失は、この値よりも低くなる筈である。

空気ジェットノズル前全圧  $P_7$ ,  $P_9$ ,  $P_{11}$ ,  $P_{13}$  基準による修正推力を図 25 に、また計算値に対するノズル効率を図 26 に示す。ノズル効率は圧力比とともに増大し、臨界圧を超えると、傾斜が幾分ゆるくなる。臨界圧以上でのノズル効率は、ロール用ノズルで約 70±10%、ピッチ用ノズルで約 80±10% である。圧力比に対する空気ジェットノズル特性の傾向は単独試験結果<sup>6)</sup>と同様であるが、本実験データはばらつきが大きく、またロール系では約 25%、ピッチ系では約 10% 程度低い値を示している。

空気ジェットノズル入口における全圧および静圧の差から求めた流速を基準に計算した修正流量の一例を図 27 に示すが、特にばらつきが大きい。

本実験のデータはばらつきが大きいのが、これは空気元圧に変動があること、管内流速分布が一様でないこと、空気ジェットノズル開閉にともない局部流速の変化を生ずること、空気ジェットノズル入口におけるピトー（静圧）管による計測精度およびノズル推力計測精度が得られなかったことなどが原因と考えられる。

#### 7.4 機体固定姿勢制御系統応答性実験

姿勢制御系統は操縦系統、ASE、空気ジェットノズルの三者からなり、操縦桿または ASE 入力に対する空気ジェットノズル開度（すなわち姿勢制御モーメン

ト）の応答および ASE 入力の操縦系統への影響を知ることが、機体の運動を解析する上に重要である。

〔実験内容と計測項目〕

実験時のブロック図を図 28 に示す。

ASE 入力実験は操縦桿固定または自由の状態で空気系統に徐々に送気して、空気圧  $P_5$  を設定した状態で ASE チェッカーを経由して ASE サーボ系に、設定すべき姿勢角に対応する入力（アクチュエータ変位で表示）を与え、元圧 ( $P_3$ )、リングタンク圧 ( $P_5$ )、空気ジェットノズル前全圧 ( $P_7$ ,  $P_9$  または  $P_{11}$ ,  $P_{13}$ )、ASE 入力 ( $\varphi$  または  $\theta$ )、操縦桿反力 ( $R_a$  または  $R_e$ ) または操縦桿変位 ( $\delta_a$  または  $\delta_e$ )、空気ジェットノズル開度 ( $\delta_{na}$  または  $\delta_{ne}$ )、アクチュエータ変位 ( $a_a$  または  $a_e$ )、空気ジェットノズル推力  $F$  を計測した。設定空気圧  $P_5$ ; 0, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0 (設計常用値相当) 2.5△ kg/cm<sup>2</sup>G, 入力 (アクチュエータ変位で表示); ±5, ±10, ±20△mm のステップ、および振幅 ±10 mm で、0.2△, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0 Hz (△ 印; ピッチのみ) の SINE 波形である。

操縦桿入力実験は ASE (アクチュエータ) 中立の状態状態で空気圧  $P_5$  を設定して、搭乗員が操縦桿入力を与え、ASE 入力実験の計測項目から ASE 入力および操縦桿反力を除いたものを計測した。設定空気圧  $P_5$ ; 0, 0.5, 1.0, 2.0 kg/cm<sup>2</sup>G, 操縦桿入力; 振幅約 ±20 mm, 入力波形, ステップおよび SINE 状 (約 1 Hz)。

実験計測結果はペンレコーダに記録した。一例を図 29 に示す。記録を読取って得られた成果を次に述べる。

〔ASE 入力実験結果〕

操縦桿固定時のステップ入力に対するアクチュエータの応答はロール、ピッチとも時定数平均約 0.03s を有する (図 30)。アクチュエータのステップ状変位に対する空気ジェットノズル開度の応答はロール、ピッチとも過渡的に、約 20～40% の行きすぎが見られる (図 29)。ピッチでは不感帯が最大値の 4% に達する (図 35) ので入力の小さい時は、両者の比例関係がくずれてゲインも小さくなる (図 31) が、ロールではこの傾向は小さい。空気ジェットノズル推力のゲインは設定空気圧に対して概ね直線性を有し (図 25)、ノズル開度に対応して変化するが約 3 Hz (ロール)～4 Hz (ピッチ) の振動波形が重畳してゆるやかに定常値に減衰する。さらにこの上に 60～75 Hz の重畳振動がある (図 29)。

ASE ステップ入力に対する操縦桿反力はほぼ入力

の大きさに比例して増大する (図 32)。この反力は約 15 Hz (ロール)~20 Hz (ピッチ) の急激な振動であるが、約 0.3 s でほとんど零に整定する (図 29)。

操縦桿自由時には、アクチュエータ入力に操縦桿変位をひきおこすが、これは両変位の混合機構以降ノズルまでの間の負荷 (慣性、摩擦) によって生じ、ノズルの動きは操縦桿固定の場合より当然小さくなり、アクチュエータ変位の小さい時は殆んど操縦桿の動きに吸収されて、ノズルの動きは小さい (図 33)。この傾向はロールよりピッチに著しく、また空気圧  $P_0$  の大きいほど著しい。

SINE 入力に対するアクチュエータの周波数特性はロール、ピッチとも約 2 Hz において、僅かに位相の遅れが認められる (図 34)。アクチュエータに対する空気ジェットノズルの周波数特性は機械系であるので理想的にはゲインや位相に変化はないが、アクチュエータ変位波形のピーク付近でノズル開度の不感帯が残る (図 35)。

#### 〔操縦桿入力実験結果〕

本実験は操縦桿固定 ASE 入力実験に対比すべきものであるが、ステップや SINE の入力波形をきれいにすることができないので解析がむずかしい。操縦桿の不感帯はロールでは 7.5 mm まで、ピッチでは 20 mm までの範囲でばらつき (図 36)、これに対するノズル開度の比例関係にもかなりのばらつきがあるが概ね計画値付近にある (図 37)。

#### 〔考察〕

両実験を通じて操縦系統の不感帯およびノズル負荷 (慣性、摩擦) の影響が問題となる。前者は操縦系統のガタや機体フレームの剛性変形にも関連するが、ASE の構成とも併せて検討の必要がある。後者については非可逆装置を装着するのでノズル負荷による操縦桿への反力はなくなる。

### 7.5 テレメータ較正試験

テレメータ計測システムは検知器、機上計測装置、地上計測装置の三者からなる。後二者については、単体試験が行われているので、ここでは検知器を含む計測精度の確認を行なった。本実験ではエンジン関連系統、直線運動、ヨー運動は計測できない。試験は 9 項目実施したが、検知器の種類によって、一連の計測システムが定まっているので計測項目全体の 74% をカバーしたことになる (表 9)。

テレメータによる計測結果は 1 チャンネルずつペンレコーダに記録して、それぞれ別に計測した (「5」参照) 測定値と対応して較正する。

実験の方法、内容および較正結果をつぎに述べる。

#### 〔抽気圧力 (BAP)〕

機体水平固定、空気ジェットノズル中立固定の状態を送気し、リングタンクにテレメータ用検知器および水銀柱マノメータを接続して同時計測を行なった。設定圧力; 0, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5 kg/cm<sup>2</sup>G。両者の関係を図 38 に示すが良好な直線性を与え、ばらつきも少ない。

#### 〔ノズル開度 ( $\delta_{ne}$ )〕

機体水平固定状態で送気を行わずに ASE を作動させてアクチュエータを中立にセットし、搭乗員により操縦桿を操作して左右または前後のノズル開度を設定して、テレメータおよびノギスにより同時計測を行った。両者の関係を図 39 に示すが、良好な直線性を与え、ばらつきも少ない。ロールの場合のデータはないが同様と考えられる。

また操縦桿変位  $\delta_e$  に対するノズル開度  $\delta_{ne}$  の関係を図 40 に示す。図からヒステリシスが認められるが、これは操縦系統のガタによるものと考えられる。

#### 〔アクチュエータ変位 ( $a_a, a_e$ )〕

機体を水平固定状態で送気を行わずに ASE を作動させ、ASE チェッカーより入力信号を与えてアクチュエータを変位させて、テレメータおよび ASE チェッカー側の計測記録と比較した。両者の関係を図 41 に示すが、良好な直線性を与え、ばらつきも少ない。

#### 〔姿勢角 ( $\phi, \theta$ )〕

機体に送気を行わずに ASE を作動させて、人力で機体を傾けて、テレメータおよび回転軸に取り付けた分度器により同時計測を行なった。両者の関係を図 42 に示す。概ね直線性を示すが、ロールではやや SINE カーブ的傾向を有し、また零点の不一致を認めたがこれは調整可能である。

#### 〔操縦桿変位 ( $\delta_a, \delta_e$ )〕

機体を水平固定状態で送気を行わずに ASE を作動させてアクチュエータを中立にセットし、搭乗員により操縦桿を左右または前後に変位させて分度器によって設定し、その時テレメータ計測を行なう。両者の関係を図 43 に示す。ロールでは変位の大きい所でテレメータ計測値が僅かに小さめとなり、また零点の不一致が認められたが後者は調整可能である。ピッチでは良好な直線性を示しばらつきも少ない。

#### 〔非常時信号 (EMS)〕

機体を水平固定状態で送気を行わずに ASE を作動させてアクチュエータを中立にセットし、ASE チェッカーにより異常入力を与えて、テレメータ計測記

表 9 テレメータ校正試験による確認範囲

No.	計測項目	記号	検知器	数	試験項目	機能確認済と認める範囲
1	エンジン回転数	RPM	正弦波発信器	2		↑ ↓
2	非常時信号	EMS	リレー接点	1	○	
3	ピッチ角	$\theta$	パーチカルジャイロ	1	○	
4	ロール角	$\phi$	"	1	○	
5	ヨー角速度	$\dot{\phi}$	レートジャイロ	1		
6	上下方向加速度	$\ddot{z}$	加速度計-ASE	1		
7	操縦桿前後位置	$\delta_e$	回転シンクロ	1	○	
8	操縦桿左右位置	$\delta_a$	"	1	○	
9	アクチュエータ偏位(ピッチ)	$a_e$	リニヤシンクロ	1	○	
10	" (ロール)	$a_a$	"	1	○	
11	" (ヨー)	$a_r$	"	1		
12	" (コレクティブ)	$a_c$	"	1		
13	ペダル位置	$\delta_r$	ポテンシオメータ	1		
14	コレクティブ位置	$\delta_c$	"	1		
15	ノズル開度(ピッチ)	$\delta_{ne}$	"	1	○	
16	" (ロール)	$\delta_{na}$	"	1		
17	" (ヨー)	$\delta_{nr}$	"	1		
18	前後方向加速度	$\ddot{x}$	歪ゲージ型加速度計	1		
19	左右方向加速度	$\ddot{y}$	"	1		
20	抽気圧	BAP	歪ゲージ型圧力計	3	○	
21	コンプレッサ圧力	CDP	"	2		
22	燃料圧力	FDP	"	2		
23	振動, 衝撃, 歪	Vib, $\epsilon$	歪ゲージ	12		
24	排気温度	JPT	熱電対	2		
25	抽気温度	BAT	"	3		
26	温度	Temp	"	3		
27	吸気温度	IAT	抵抗線温度計	2		
	27			49	9	計測項目の 74%

録紙にパルス信号を認めた。これは鋭敏に表示されるので容易に識別できる。

7.6 切換実験

FTB では飛行の安全を確保するために機能補償システム<sup>1)</sup>を姿勢制御系統(ロール, ピッチ, ヨー), 高度制御系統, 燃料制御系統, 補助動力系統に導入している。システムを構成している部品の大部分は実用実績も高いが, ロール, ピッチ, 高度の三制御系統に使用されているクラッチ, および補助動力系統に使用されている空気タービンは, FTB のために特別に製作し, 機能補償システムの要衝にあるので, その前後の諸系統との関連動作や機体運動への影響を知るための実験を行なった。その他の系統は単体実験で機能が確認されている。空気タービンについては「7.2」で述

べた。クラッチについては付録で述べる。

〔実験内容と計測項目〕

クラッチ切換実験は, 空気圧  $P_0$  を約  $2 \text{ kg/cm}^2$  に設定して, ASE 入力または操縦士により機体運動を行なわせた状態で誤差信号(ASE 比較回路作動電圧レベル  $2.8 \text{ V}$ , アクチュエータ片側全変位の 33% 相当)を, 正規系統のサーボ入力として与え(図 44), 姿勢角, 空気ジェットノズル開度, クラッチ切換時間(計測回路は図 45)を計測した。誤差入力波形はステップおよび傾斜状とし, 機体運動は静止 $\Delta$ , ASE 入力による振動 2 ケース $\Delta$ , 操縦( $\Delta$  印; ピッチのみ)の各状態について行なった。

空気タービン切換実験は, 空気圧  $P_0$  を約 1 または  $2 \text{ kg/cm}^2$  に設定して機体固定のまま, および操縦士

により機体運動を行なわせた状態で、空気タービン遮断弁のリレーに信号を与えて空気タービンを停止させ、逆電流リレーにより電池電源に切換え(図46)、その時の遮断弁リレー、逆電流リレー、計器板電圧、アクチュエータ変位、ノズル開度、操縦桿変位(搭乗時)姿勢角(搭乗時)を計測した。

実験計測結果はペンレコーダで記録した。記録を讀取って得られた成果をつぎに述べる。

#### 〔クラッチ切換実験結果〕

誤差信号  $E_S$  (故障した正規系統と正常な待機系統の出力電圧の差) が比較回路作動電圧レベル  $E_L$  を越えてからクラッチ作動ソレノイドに伝達されるまでの時間  $t_1$  と、それ以後クラッチ中央外筒が完全落下するまでの時間  $t_2$  の合計がクラッチ切換時間  $t_3$  である。空気ジェットノズル開度はこの時間中は偏差を生じていて(図47)、機体の余計な運動を伴なう。 $t_1$  は誤差信号ステップ入力  $2.8\text{V}$  以上ならばその値と無関係に  $0.2\sim 0.6\text{s}$  の範囲でばらつく(図48)。 $t_2$  は  $t_1$  の間に生ずる上下筒の喰違い角  $\alpha$  (「付録F5」)とともに増大することが単体試験結果で判っているが、本実験の範囲では喰違い角は  $13^\circ$  以下、 $t_2$  は  $0.14\text{s}$  以下であった(表14)。 $t_3$  は  $0.3\sim 0.8\text{s}$  の範囲でばらつく(図48)。このときのノズル開度偏差は当然誤差信号入力の大きさに比例する。本実験の範囲では誤差

入力の大きさと時間が機体運動におよぼす影響は殆んど認められず(図49)、操縦士の所見もこれを裏書きしている。ただ操縦士は切換時に操縦桿に衝撃を受けると報告しているが、これは非可逆操縦装置が未装備のために生じたもので、全機完成時には問題はなくなる。しかしながら、誤差信号  $E_S$  が極端に大きい場合を仮定すれば、上下筒の喰違い角が  $13^\circ$  以上の大きな場合も想定され、単体試験で見られたように慣性力や摩擦力が多いなどの悪条件が重なった時は、 $t_2$  が  $1\text{s}$  におよんだり作動が不確実になったりすることも考えられる。これに  $t_1$  の最大値が重なって、空気ジェットノズル開度の偏差量と時間が大きくなって、機体に大きな傾きを生じさせることも、皆無とはいえないので、なお今後の問題として対策の検討が必要である。

#### 〔空気タービン切換実験結果〕

空気タービン遮断弁リレーに信号を与えてから、発電機リレーが作動するまでの時間  $t_G$  は  $1.24\sim 1.43\text{s}$  で、設定空気圧  $P_G$  が  $1$  と  $2\text{kg/cm}^2$  では差は認められなかった。発電機リレー作動から油圧モータポンプリレー作動までの時間  $t_M$  は  $1.4\sim 1.8\text{s}$  である。 $t_G$ 、 $t_M$  とも、この程度の時間では機体運動にも影響は認められず(図50)、操縦士の所見もこれを裏付けている。

表 10 回転減衰および慣性モーメント

機体状態	搭乗重量 (kg)	軸受圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	角速度 $\omega$ (r/s)	回転減衰 $\zeta\omega$ (s <sup>-1</sup> )	慣性 モーメント $I$ (kg m s <sup>2</sup> )	備考
ロール自由振動	0	50	0.773	0.0189	180	
ロールバネ振動	53	50	2.16		199.5	
	59	50	2.13		206.8	
	74	50	2.06		220.4	
ピッチバネ振動 $k_1=0.24\text{kg/mm}$ $k_2=7.27\text{kg/mm}$	63.7	50	4.80	0.0408	405	配線なし
	63.7	50	4.84	0.0356	408	
	63.7	60	4.83	0.0534	400	
	63.7	60	4.78	0.033	408	
	63.7	70	4.78	0.0203	408	
	63.7	70	4.86	0.0298	396	
基準とすべき設定値						
ロール機体単独	0	50			180	
ロール搭乗時	64	50			210	
ピッチ機体単独	0	50			366	
ピッチ搭乗時	64	50			407	



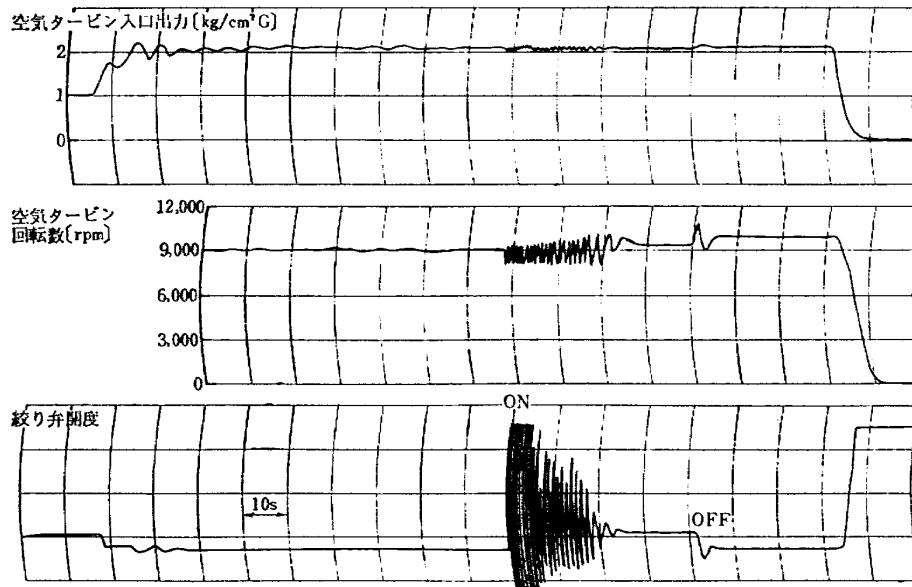


図 14 空気タービンハンチングの一例

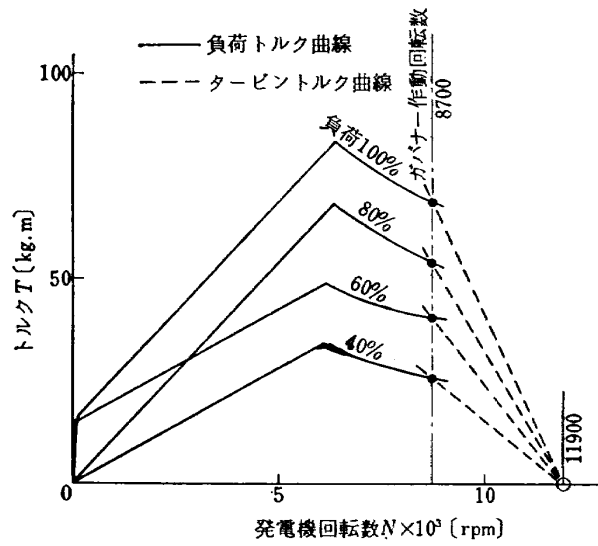
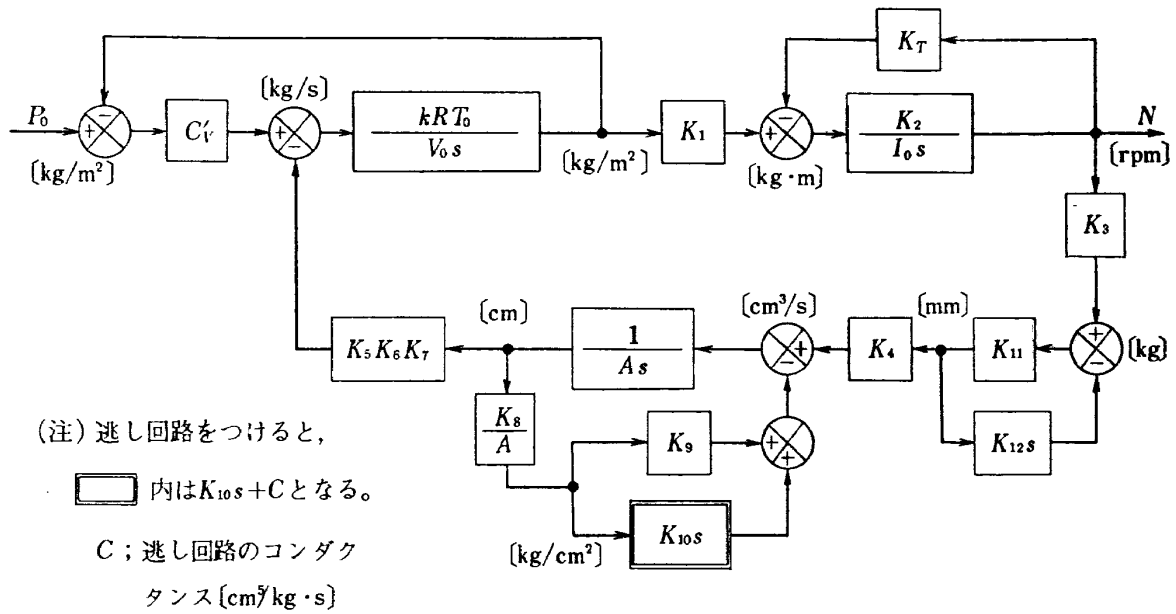


図 15 空気タービンの負荷トルク曲線とタービントルク曲線



- $P_0$  ; 空気タービン入口空気圧  $[kg/m^2]$
- $N$  ; 空気タービン回転数  $[rpm]$
- $C_v$  ; 線型化した絞り弁の流量係数  $[m^2/s]$
- $k, R$  ; 定数「2」参照
- $T_0$  ; タービン入口温度  $[^{\circ}K]$
- $V_0$  ; 絞り弁後、タービンノズル前までの容積  $[m^3]$
- $s$  ; ラプラス演算子  $[1/s]$
- $K_1$  ; タービンの入口圧力によるトルクの変化係数  $[m^3]$
- $K_2$  ;  $rad/s \rightarrow rpm$  の変換係数  $[rpm \cdot s / rad]$
- $I_0$  ; 回転体の慣性モーメント  $[kg \cdot m^2]$
- $K_T$  ; タービントルク  $\rightarrow$  回転数係数  $[m \cdot kg / rpm]$
- $K_3$  ; ガバナ感度  $[kg / rpm]$
- $K_{11}$  ; スプール変位  $[mm / kg]$
- $K_{12}$  ; サーボバルブダンパ  $[kg \cdot s / mm]$
- $K_4$  ; サーボバルブ流量係数  $[cm^3 / mm \cdot s]$
- $A$  ; 絞り弁アクチュエータ受圧面積  $[cm^2]$
- $K_8$  ; バネ定数  $[kg / cm]$
- $K_9$  ; サーボバルブ負荷圧力に対する流量係数  $[cm^3 / kg \cdot s]$
- $K_{10}$  ; 作動油の圧縮係数  $[cm^3 / kg]$
- $K_5$  ; アクチュエータ変位 — バルブ開度の係数  $[deg / cm]$
- $K_6$  ; バルブ開度 — バルブ流量の係数  $[kg / s \cdot (kg / m^2)^{1/2} \cdot deg]$
- $K_7$  ; バルブ流量 — 空気流量の係数  $[(kg / m^2)^{1/2}]$

図 16 空気タービン回転数制御ブロック図

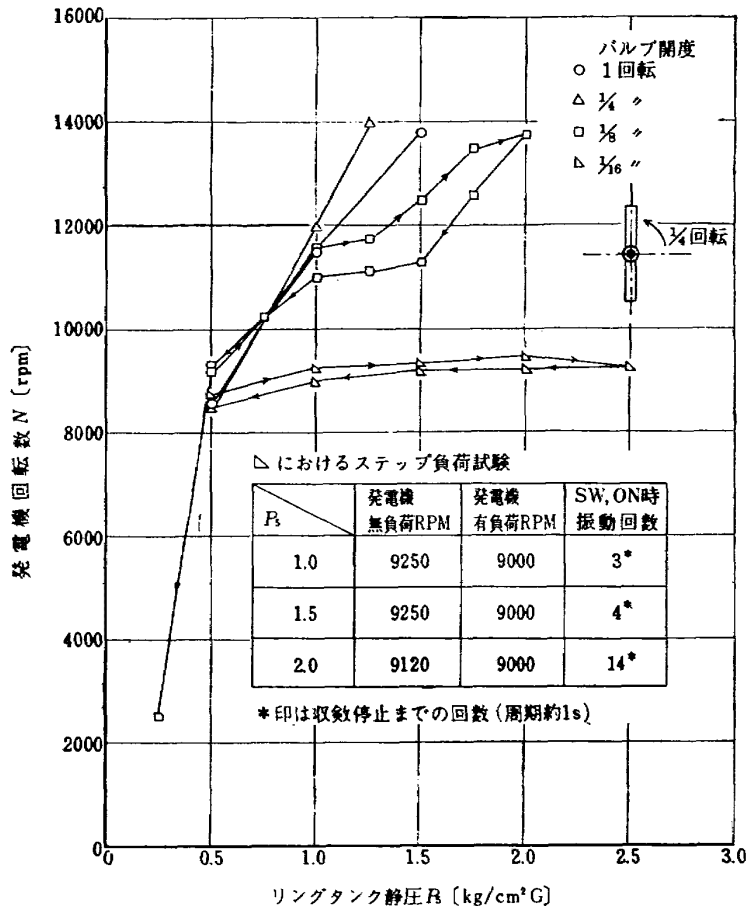


図 17 空気タービン回転数制御実験 (逃し回路のバルブ開度の効果)

表11 空気タービン改修試験結果の一例

設定条件			負荷	作動状況		回転数波形
オリフィス径	絞弁アクチュエータ弁定数			回転数	ハンテイング	
	外側	内側				
0.7mmφ	0.87 kg/mm	1kg/mm	ASE30% OFF-ON	1~2kg/cm²G 8100~8400rpm	OFF-良好 ON-5サイクル	OFF ON
0.7	〃	〃	100% ON-OFF	1~1.5 7950~8400	ON-持続	
0.8	〃	〃	〃	1~2.1 約8550	ON-7サイクル OFF-2サイクル	ON OFF
0.9	〃	〃	〃	1~2.1 8700~8800	ON-7サイクル OFF-2サイクル	ON OFF

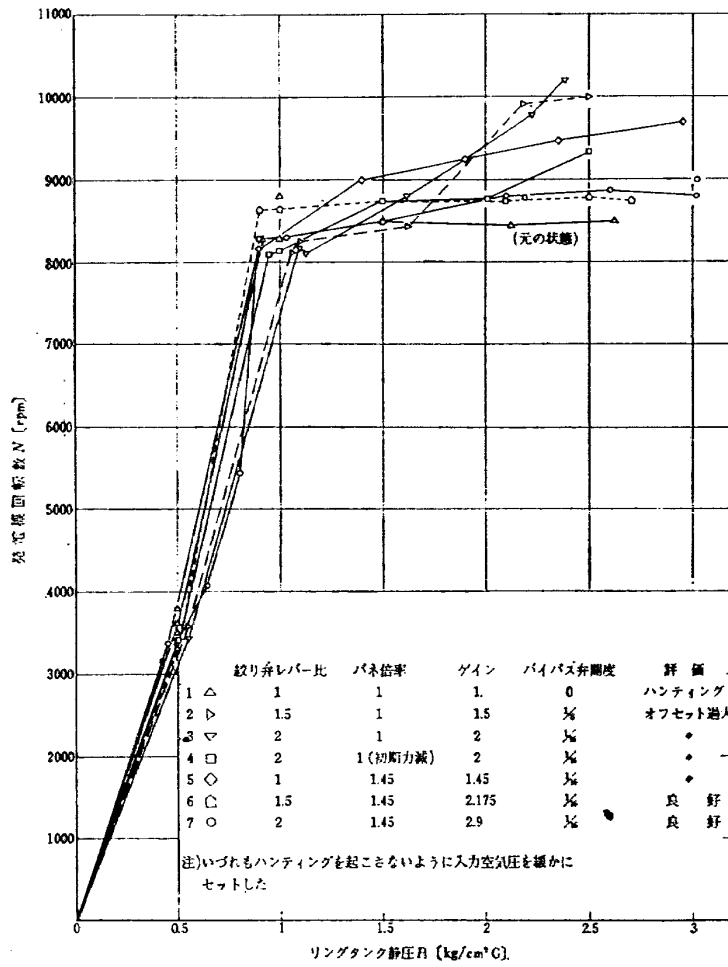


図 18 空気タービン回転数制御実験 (絞り弁レバー比, バネの効果)

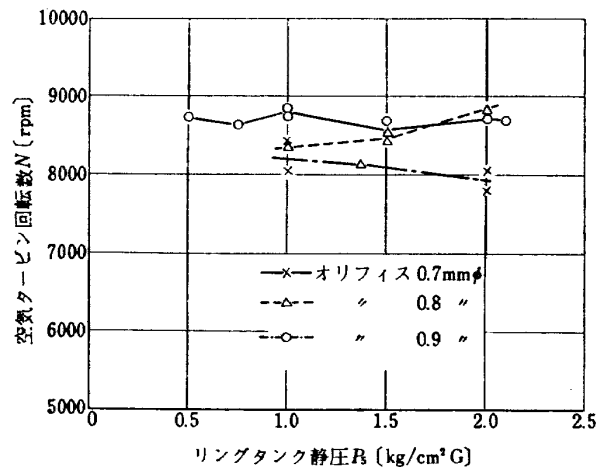


図 19 空気タービン回転数制御実験の一例 (逃し回路のオリフィスの効果)

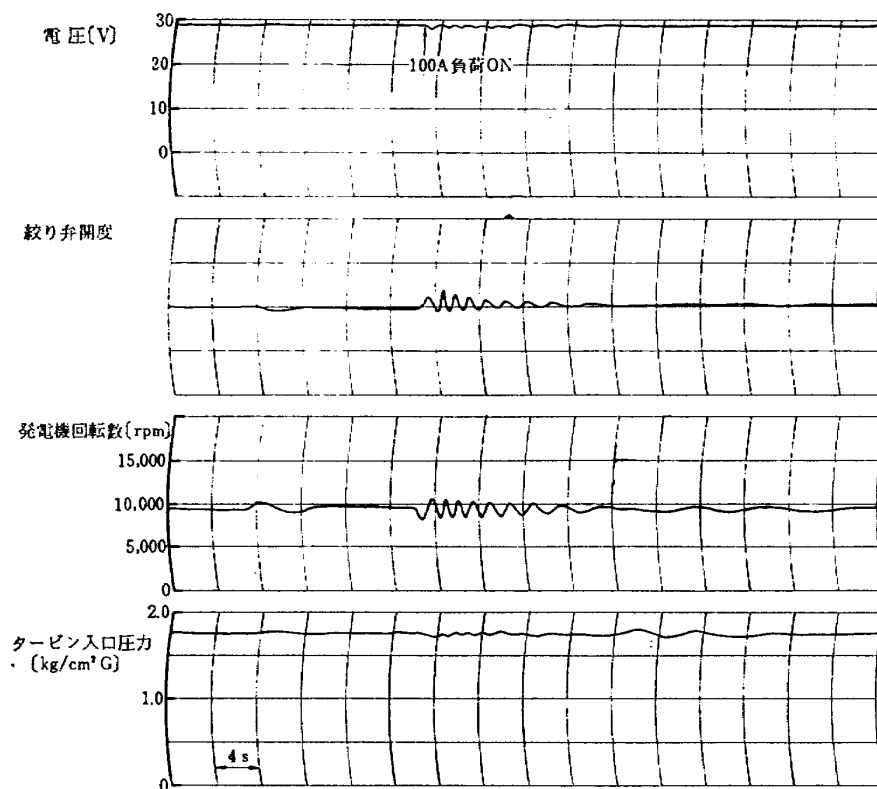


図 20 空気タービン最大負荷耐用実験例

表 12 空気タービン制御開始入力試験結果

実験種類	負荷条件			空気圧 $P_5$ [kg/cm <sup>2</sup> ]/回転数 $N$ [rpm]			
	発電機	A S E	ロード* [%]	電源リレー ON	28 V 到達	タービン制御 ON	最大
空気圧	ON	OFF	0	0.32/4780	0.35/5580	0.48/8820	0.65/9620
	〃	〃	100	0.31/4890	0.75/6680	0.76/8110	
緩上昇	〃	ON	$50 \times \alpha$	0.32/4850	0.65/7300	0.65/?	0.85/9400
	〃	〃	100	0.32/4880	0.75/7380	0.77/8100	
空気圧急上昇	ON	OFF	0	0.32/4500	0.48/?	0.52/8450	0.9/9480
	〃	ON	50	0.32/4040	0.68/?	0.71/6850	
	〃	〃	100	0.32/5000	0.8/?	0.82/7480	
空気圧下降上昇繰返	ON	ON	50	0.32/?	0.5/?	0.62/?	
	この状態でロード 100%にしてもタービン制御そのまま。 つぎに空気 $P_5$ を下降させて制御を OFF とし、 再び $P_5$ を上昇させて制御を ON とする実験を繰返して左の結果を得。			制御 OFF となる $P_5/N$		制御 ON となる $P_5/N$	
				0.6/?		0.72/?	
				0.68/?		0.75/?	
				0.68/6300		0.75/8100	
			0.68/6150		0.75/8100		
			0.68/6450				

[注] \* ロード 100%は、28 V DC 100 A に相当する。

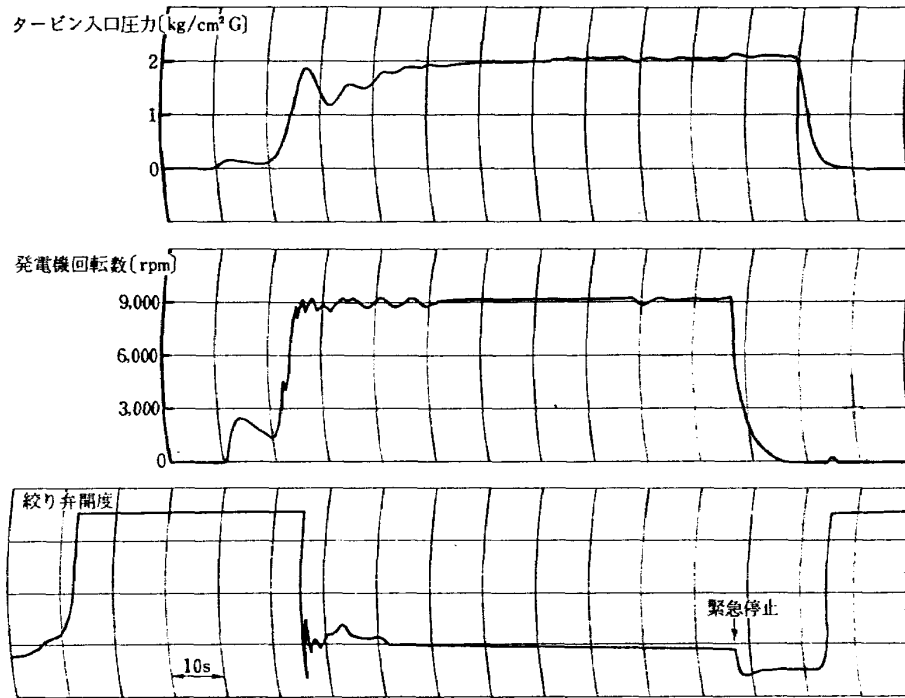
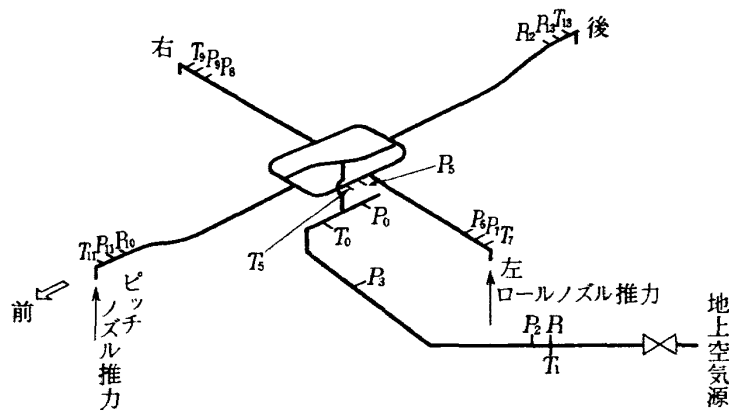


図 21 空気タービン緊急停止実験例



記号 添字	P	T
1, 2, 3	地上配管圧力 (設定用)	地上配管温度(1)
0	バッファタンク全圧	バッファタンク温度
5	リングタンク静圧	リングタンク温度
6	左舷ノズル前静圧	
7	左舷ノズル前全圧	左舷ノズル前温度
8	右舷ノズル前静圧	
9	右舷ノズル前全圧	右舷ノズル前温度
10	前部ノズル前静圧	
11	前部ノズル前全圧	前部ノズル前温度
12	後部ノズル前静圧	
13	後部ノズル前全圧	後部ノズル前温度

図 22 固定定常通風実験計測位置

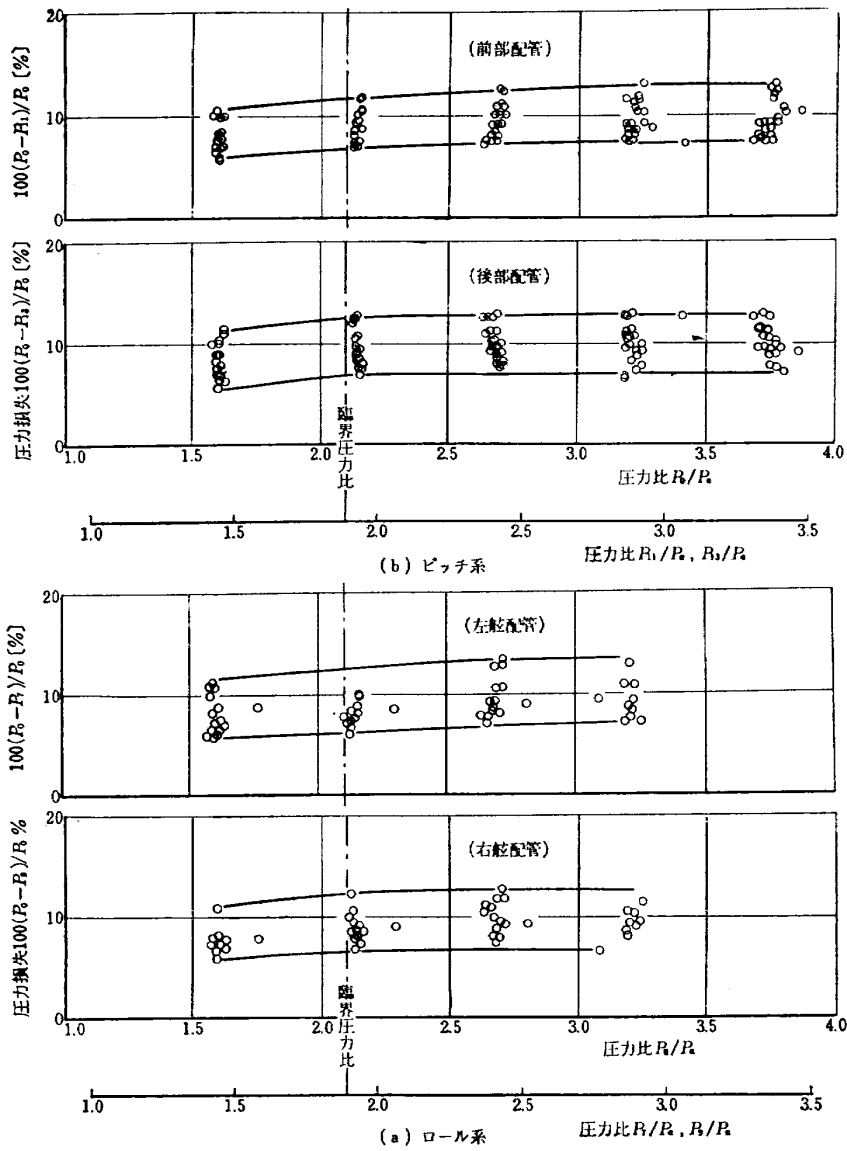


図 23 配管系圧力損失—圧力比

表 13 タービン緊急停止試験結果

圧 力 [kg/cm <sup>2</sup> ]	回 転 数 [rpm]	停 止 要 時 間 [s]	正 否
1.05	9250	約 5	OK
2.0	9300	6	OK
1.0	9120	4	OK
2.0	9100	7	OK

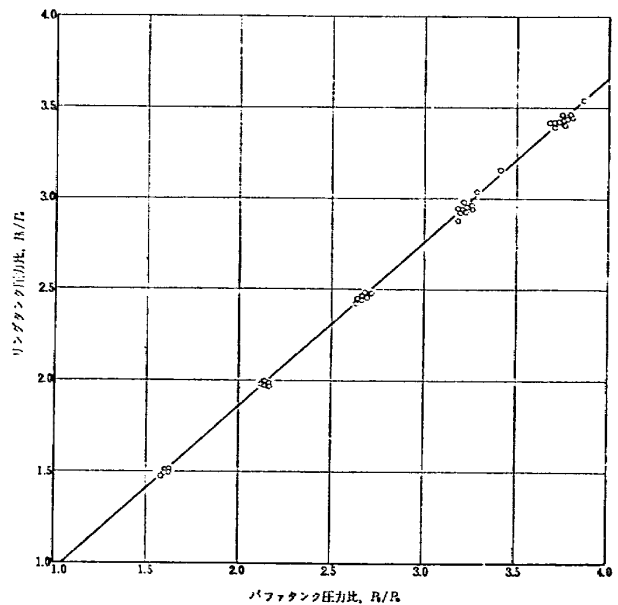


図 24 パフタンク圧力比—リングタンク圧力比

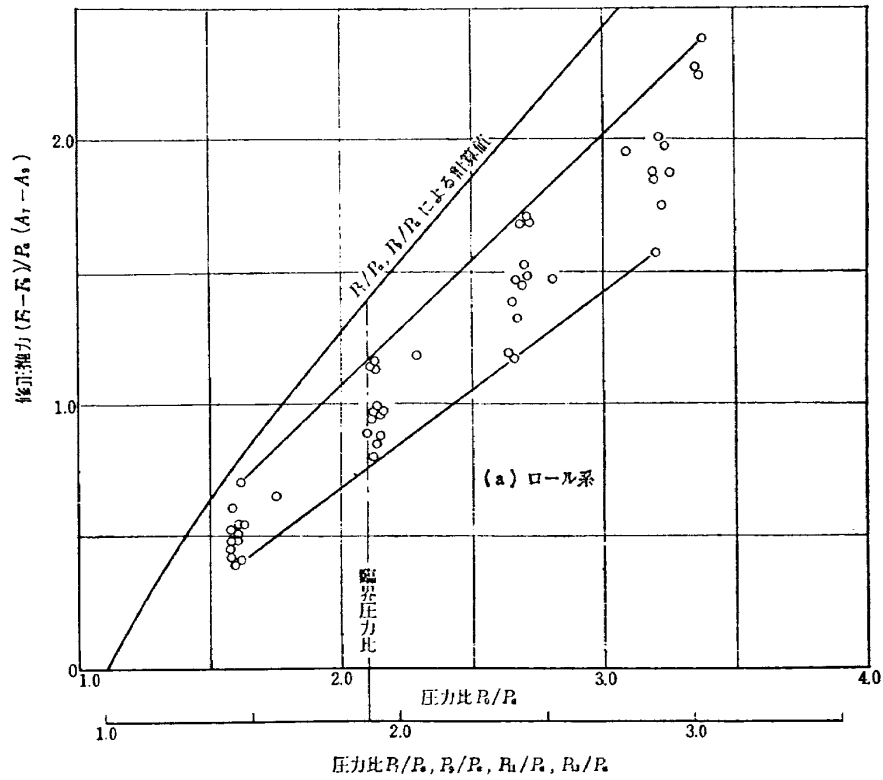
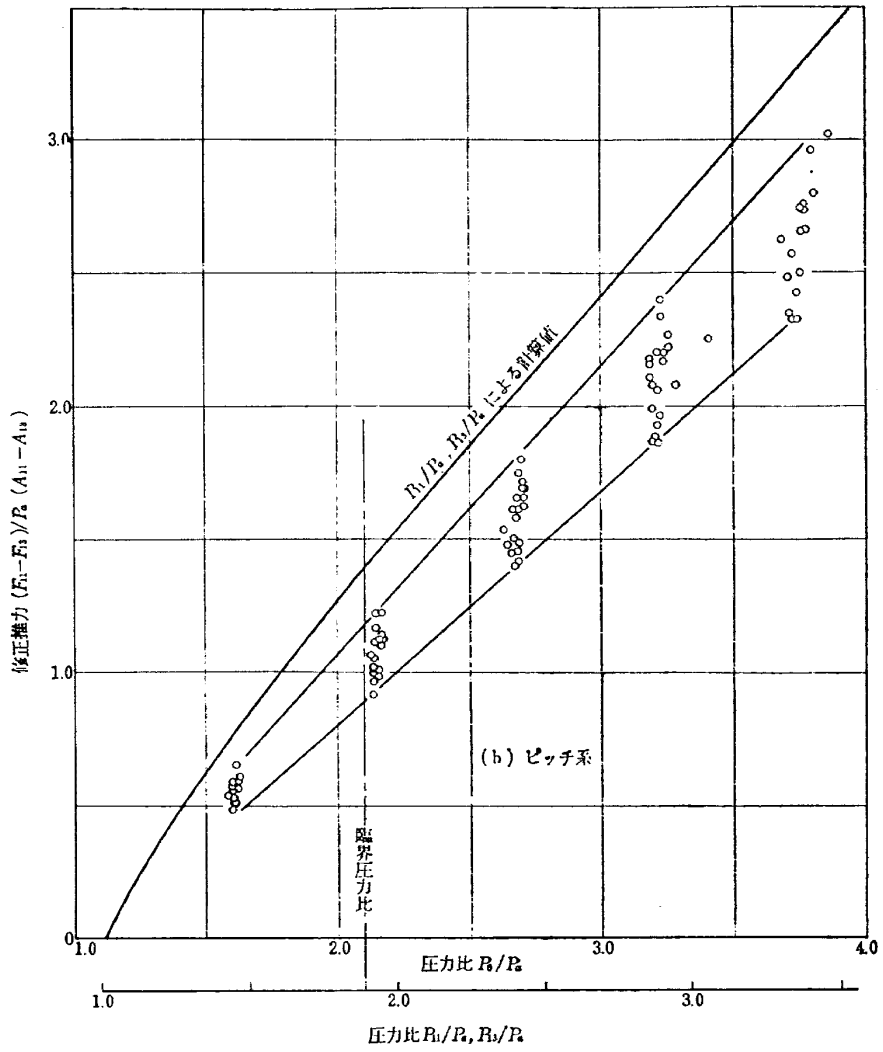


図 25 修正推力—圧力比



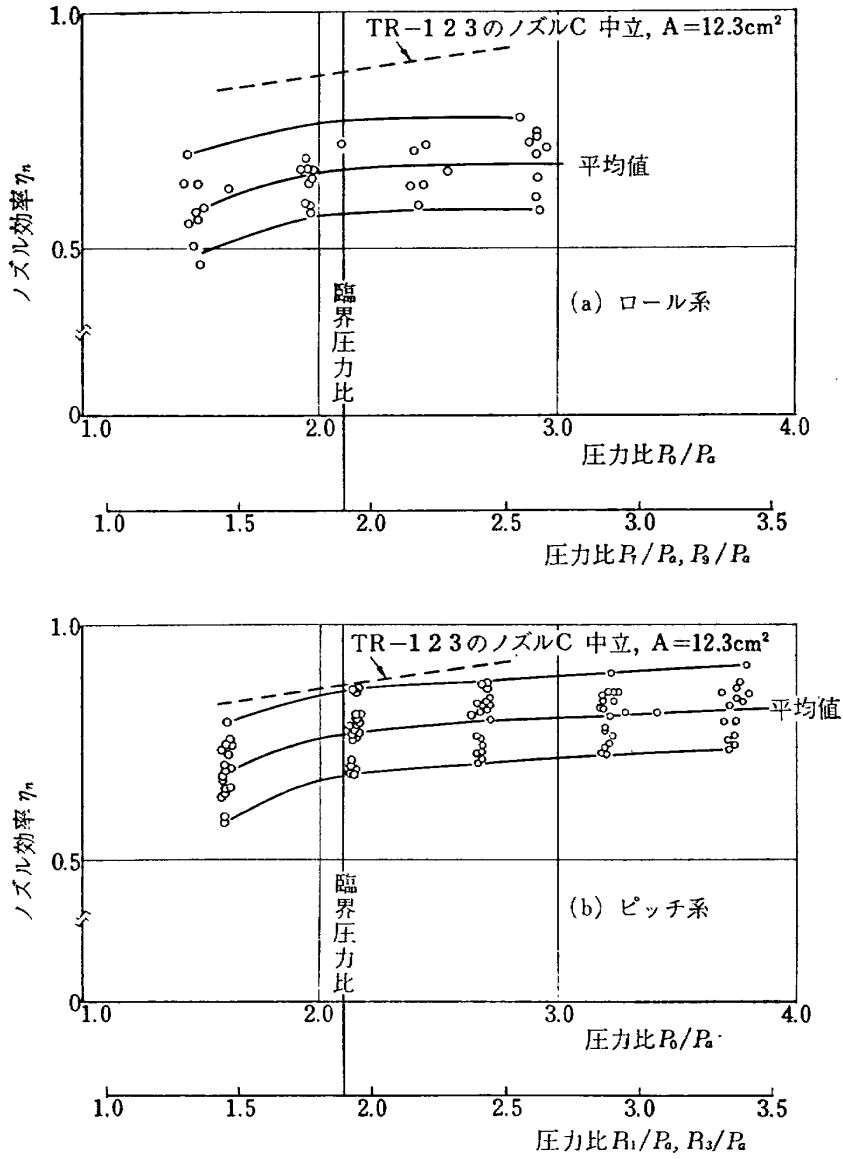


図 26 ノズル効率—圧力比

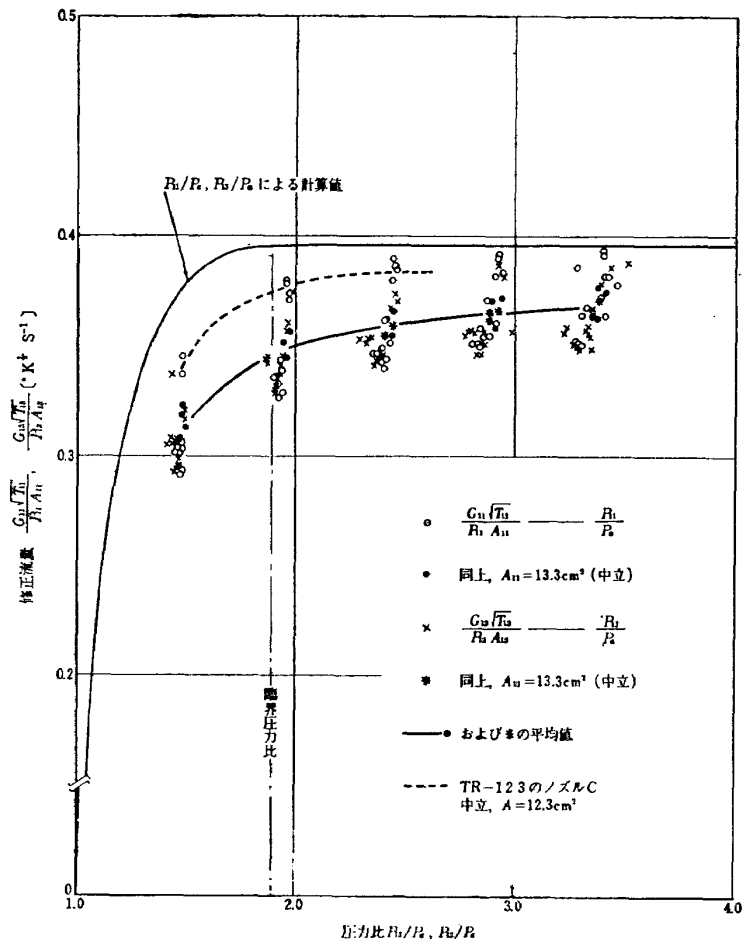
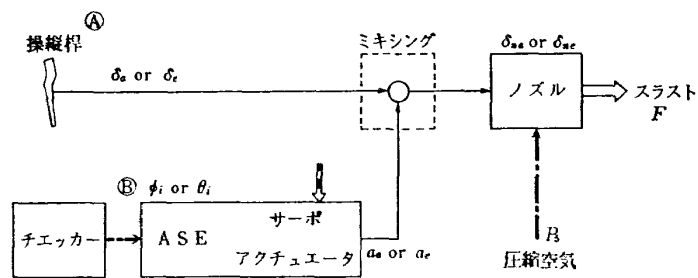


図 27 ノズル前圧力比—修正流量 (ピッチ配管)



- ④ 操縦桿入力実験時：ステップまたはサイクル操舵
- ASE入力実験時：固定または自由
- ⑤ ASE入力実験時：ステップまたはSINE入力
- 操縦桿入力実験時：中立保持(アクチュエータ中立)
- - - 電気経路
- 機械経路
- - - 空気経路
- ⇨ 油圧経路

図 28 応答性実験ブロック図

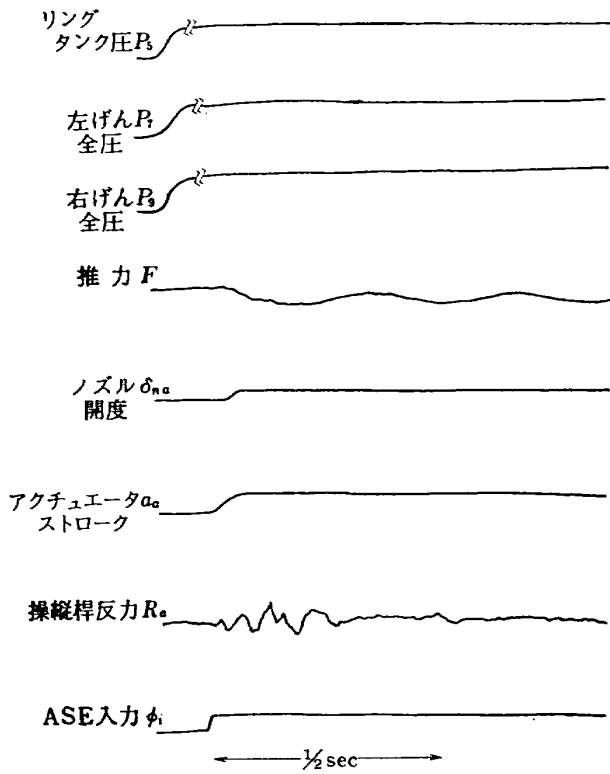


図 29 ASE 入力実験結果の一例

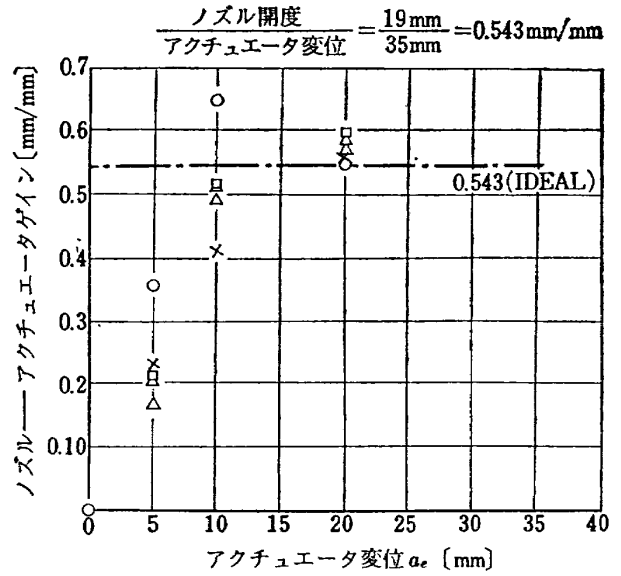


図 31 ピッチ操縦系ゲイン

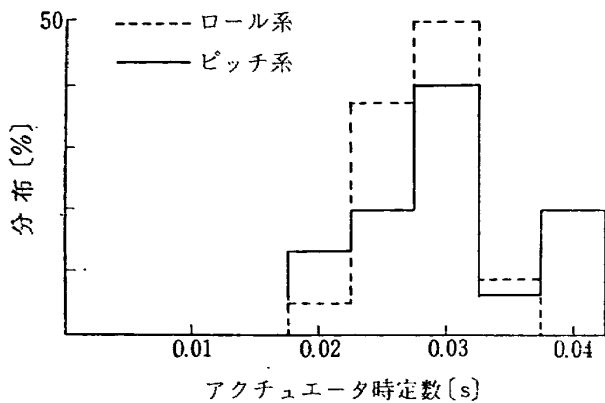


図 30 サーボアクチュエータ応答特性

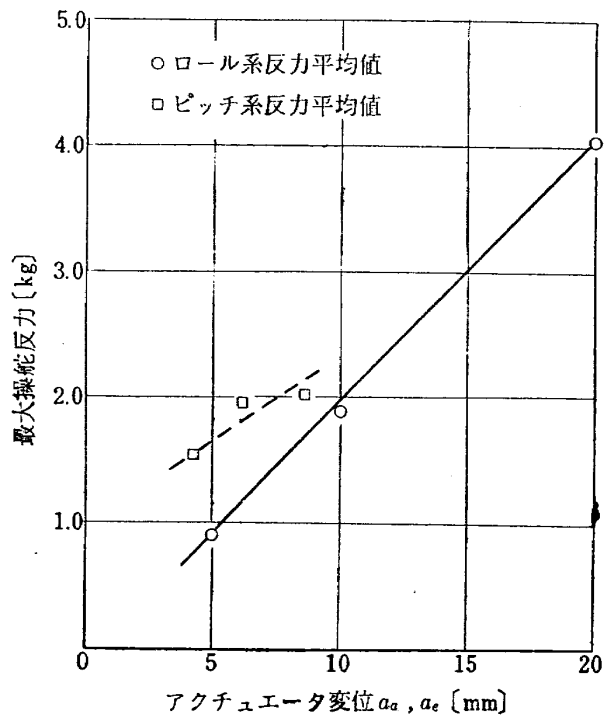


図 32 アクチュエータ変位と操縦桿反力

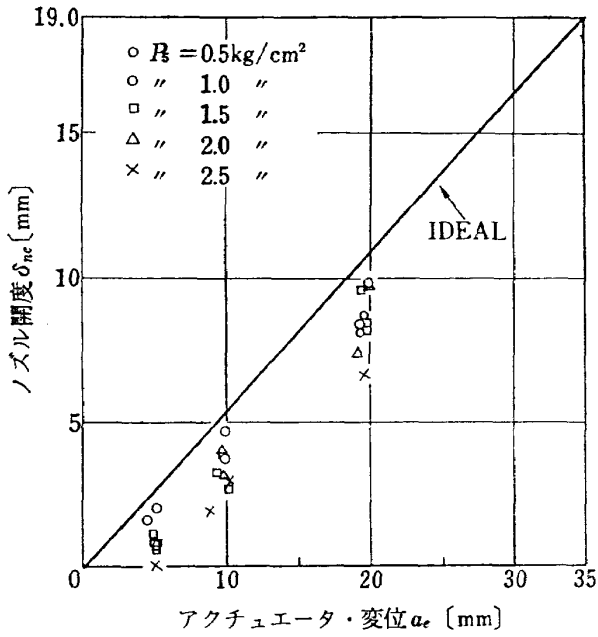


図 33 ピッチ操縦桿自由時の操縦桿変位とノズル開度

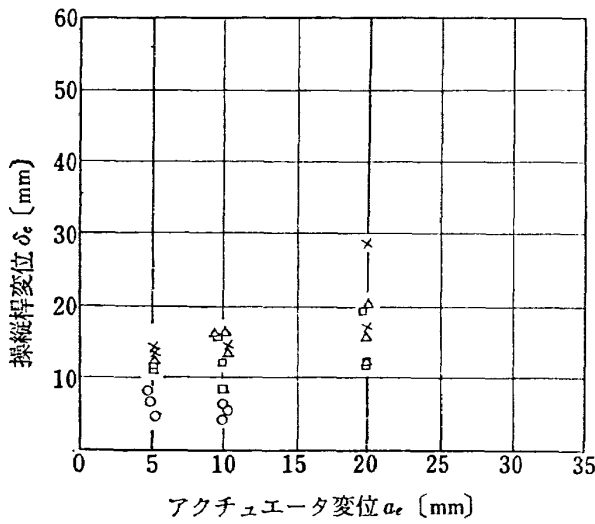


図 34 ASE アクチュエータの周波数特性

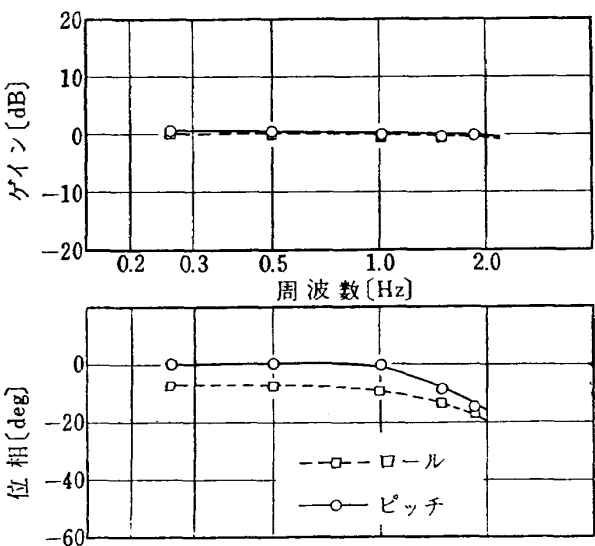


図 35 周波数応答によるアクチュエーターノズル間不感帯

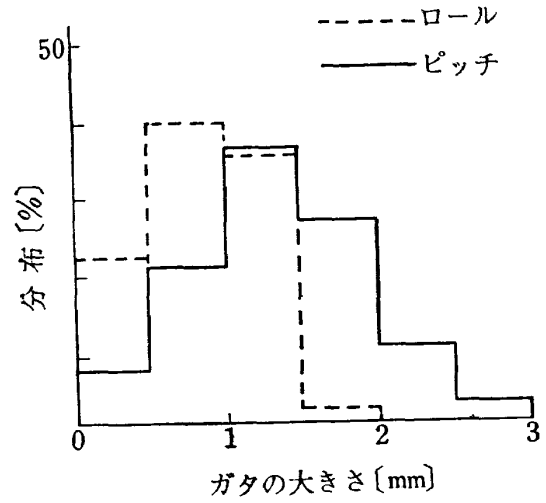


図 36 操縦桿—ノズル間の不感帯

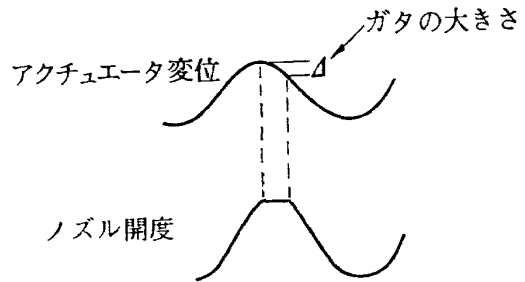


図 37 周波数特性

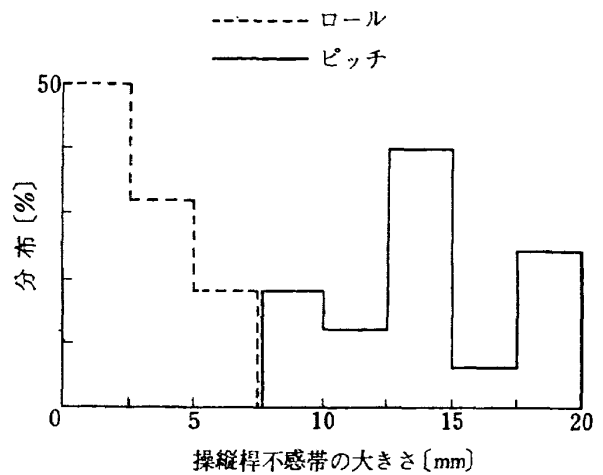


図 38 操縦桿—ノズル間の不感帯

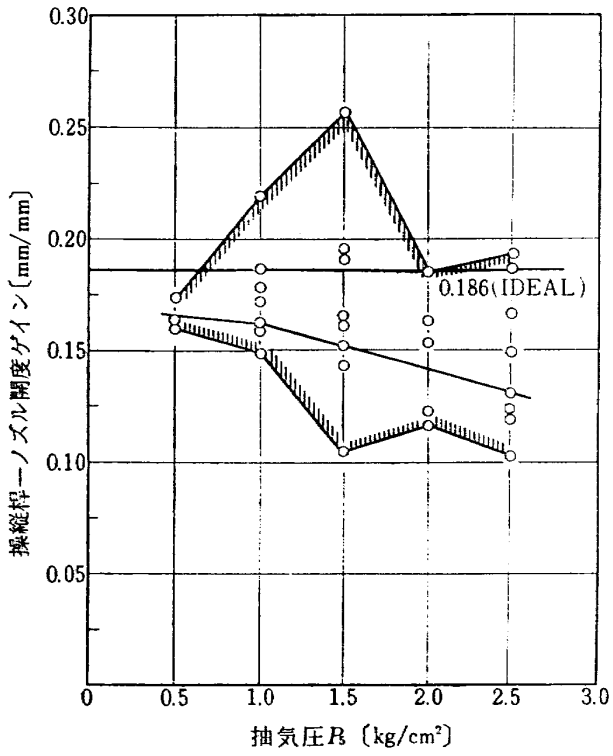


図 37 ピッチ操縦桿ゲイン

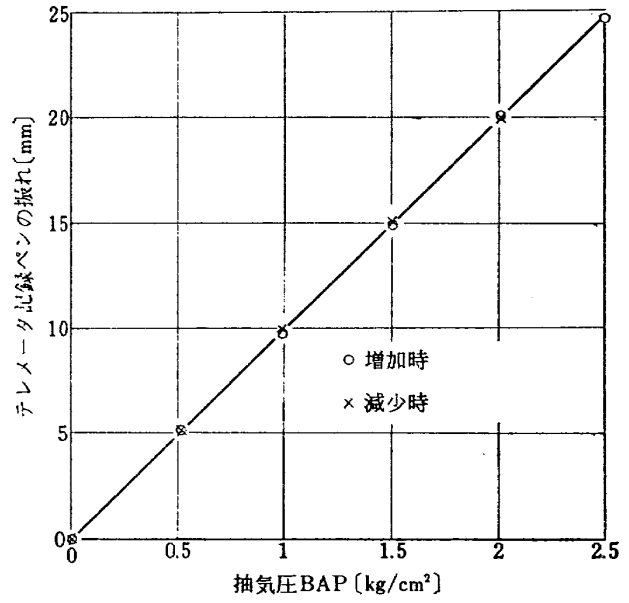


図 38 抽気圧テレメータ較正

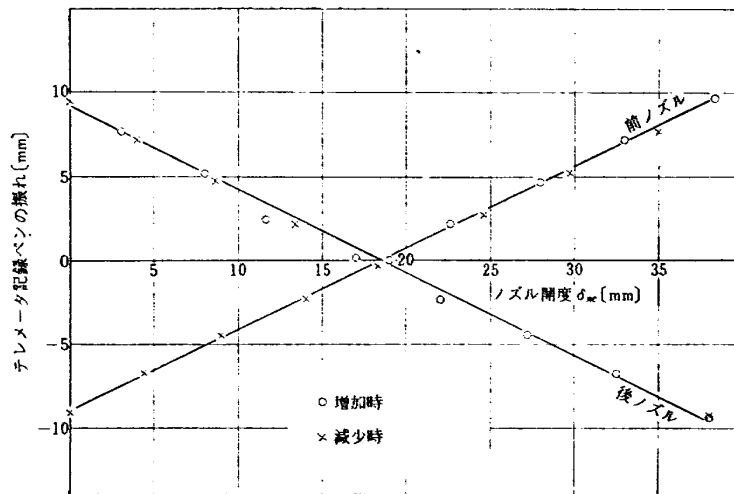


図 39 ピッチノズル開度テレメータ較正

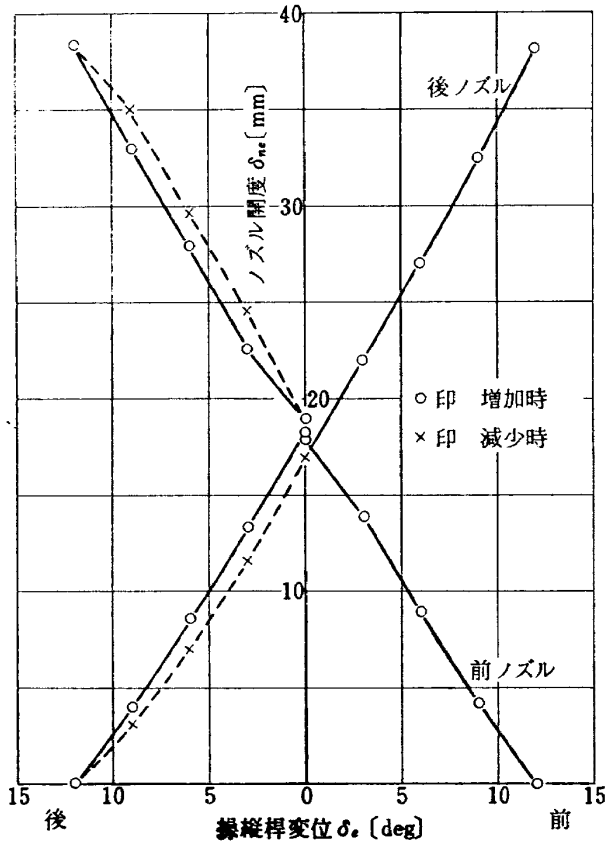


図 40 ピッチ操縦桿変位とノズル開度

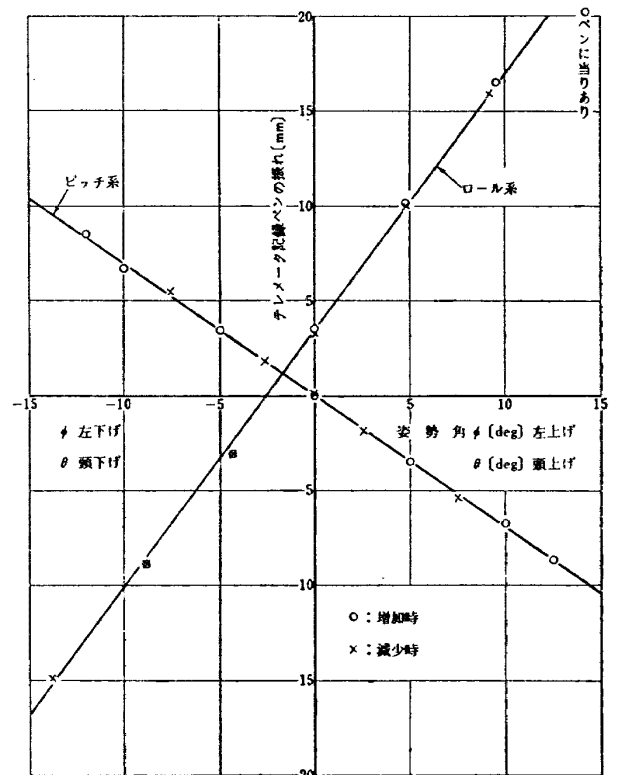


図 42 姿勢角のテレメータ較正

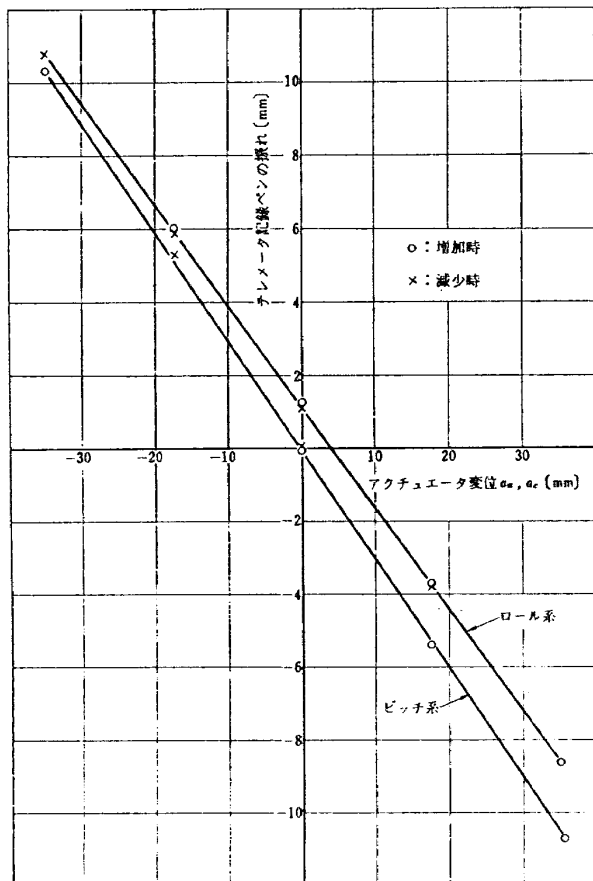


図 41 アクチュエータ変位較正

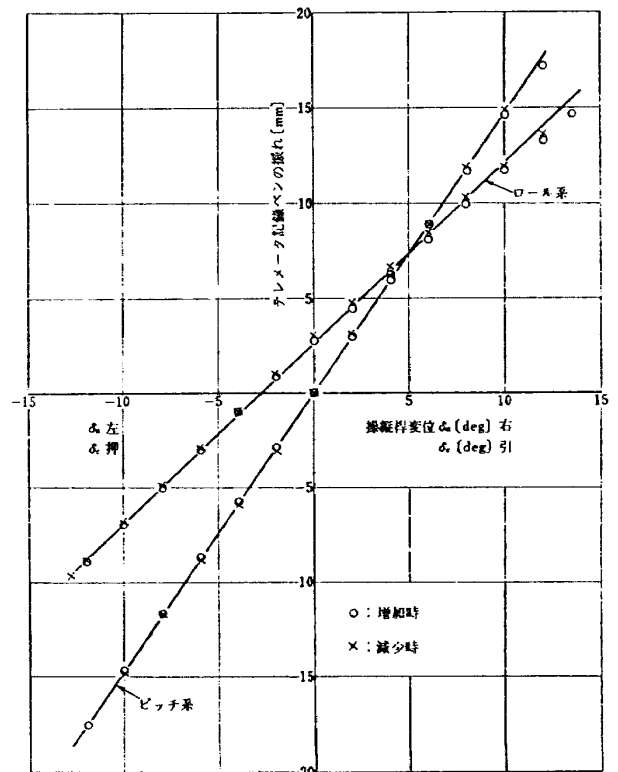


図 43 操縦桿変位テレメータ較正

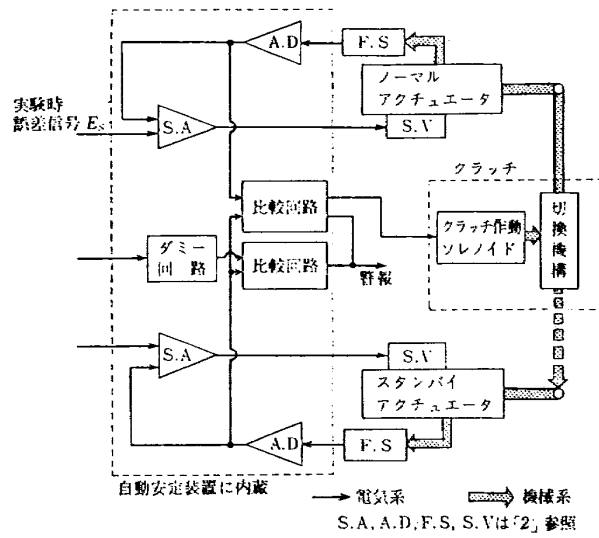


図 44 クラッチ切換実験ブロック図

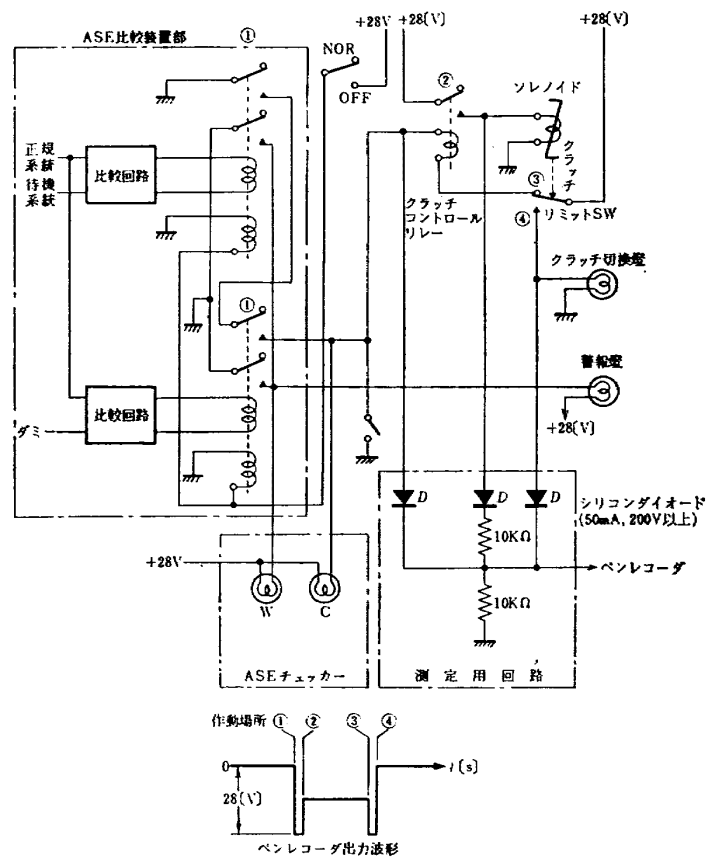


図 45 クラッチ作動時間測定回路

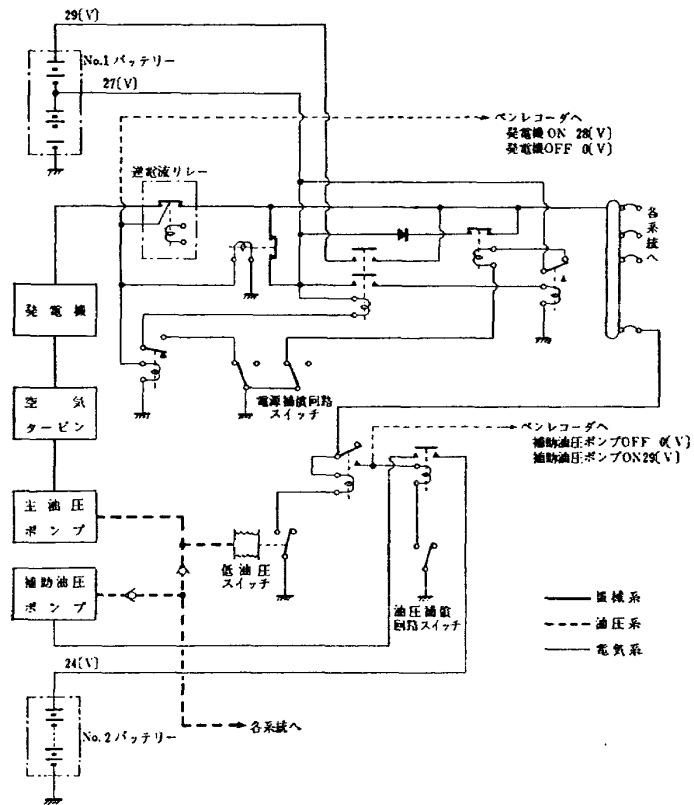


図 46 電源切換回路

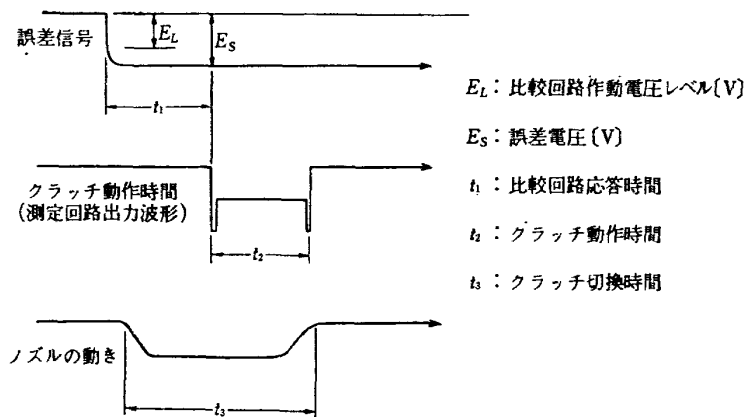


図 47 クラッチ切替特の記録波形



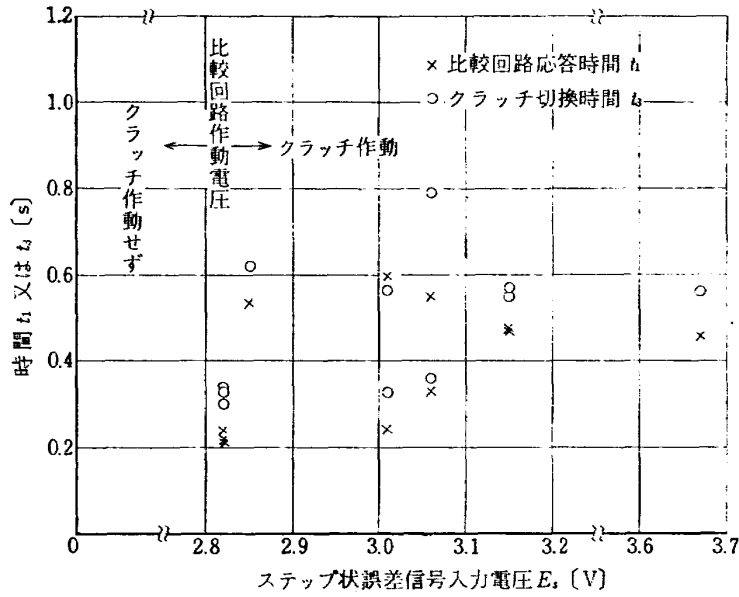


図 48 誤差信号入力に対する比較回路の応答時間

表 14 クラッチの動作時間 (t2)

機体運動	入力波形	動作時間	備考
静 止	ステップ	0.086	
		0.094	
		0.124	
		0.12	
静 止	傾斜状	0.08	
		0.108	
		0.102	
$\omega=1$ [rad/s] ( $f \approx 0.16$ c/s)	ステップ	0.134	
		0.092	
		0.100	
$\omega \approx 1$	傾斜状	0.084	
		0.08	
$\omega \approx 1.8$ [rad/s] $f \approx 0.286$ [c/s]	ステップ	0.08	
		0.092	
		0.12	
$\omega=1.8$	傾斜状	0.14	
		0.08	
		0.08	

【注】 クラッチアームの相互角度 13° 以下  
 比較回路動作電圧 2.8[V]  
 ノズル空気圧 2.0[kg/cm<sup>2</sup>]  
 (ゲージ)

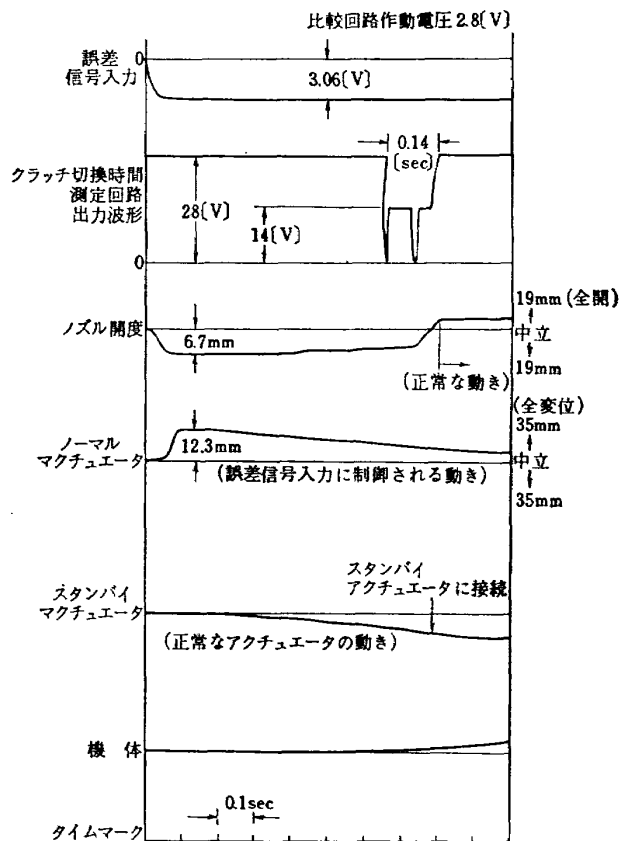


図 49 クラッチ切換実験結果の一例

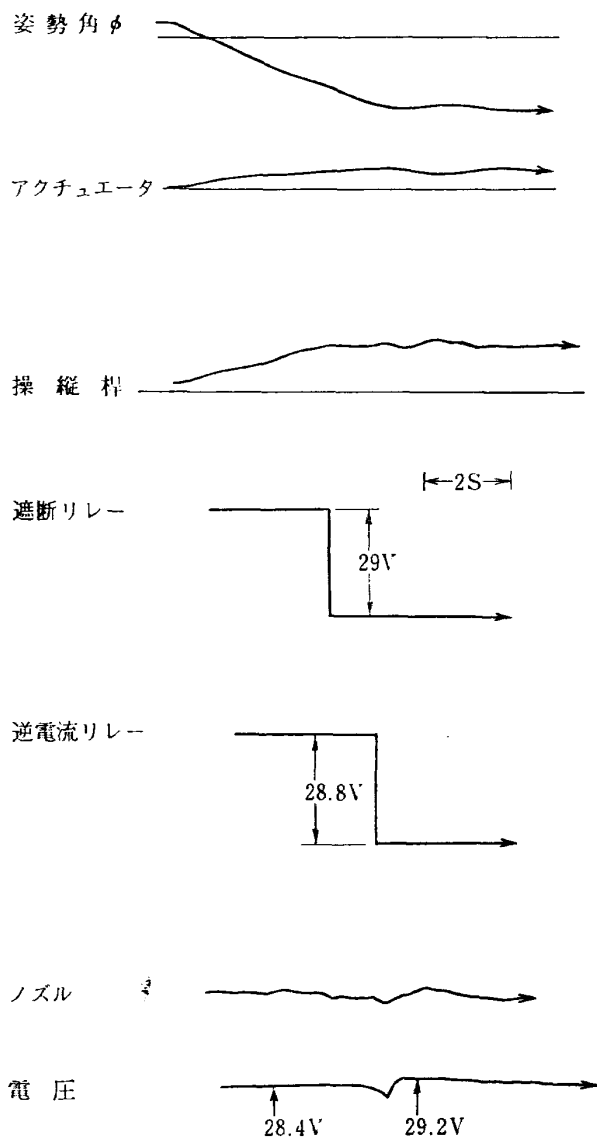


図 50 空気タービン切換実験結果の一例

## 8. 姿勢制御実験

FTB では、ホバリング時の姿勢制御は研究課題の重要な部分を占める。姿勢制御にはエンジンを含む全システムが関与するが、姿勢制御システムもエンジンも新規に製作したものであるため、両者を組み合わせる前にエンジンを除いた状態で姿勢制御の研究を行なうことは一つの重要な段階と言える。エンジンを除いた場合には、エンジン回転にもとづくジャイロ効果がなく、また FTB では空気力学的カップリングもないので、ロール、ピッチ、ヨー相互の影響は、研究対象として意義が薄くなり、一自由度の場合のみが研究対象として重要になる。また一自由度の場合ではロール系とピッチ系はヨー系に比して重要度の高いことが指摘されている<sup>4),8)</sup>。

本実験ではロールおよびピッチの一自由度姿勢制御を対象とし、それぞれ応答性実験と手動操縦実験を行なった。

応答性実験は操縦士を除いた自動制御系の応答性を評価するために実施し、ASE のステップ入力に対する系の入出力の差の出力整定時間内での積分値で良否を判定する<sup>7)</sup>。

手動操縦実験は、応答性実験によって得られた ASE ゲインの最適値と、手動操縦感覚の関係を知るために実施し、操縦士の感覚で良否を判定する。

機体の状態は「7」と同様である。

機能実験の場合と同様、アイアンバードを使用して地上から送気を行なった。したがって回転摩擦、慣性モーメントの相違、機体重心と回転中心のずれ、送気温度の相違などが自由飛行状態と異なるが、FTB の基本的特性を知るためには十分と考えられる。

一般的始動手順を表 15 に示す。

本実験における FTB のロールおよびピッチの運動

表 15 FTB 姿勢制御実験運転手順表  
始動手順

1	サーキットブレーカ	IN
2	バッテリー SW	ON
	27~28 V	確認
3	電気系統非常回路 SW	ON
	30 V 以上	確認
4	バッテリー SW	OFF
5	電気系統非常回路 SW	OFF
6	ASE 用インバータ SW(地上)	ON
7	計器用インバータ SW	ON
8	リングタンク圧計	零位置
9	油圧計	零位置
10	空気タービン SW	ON
11	送気	開始
12	リングタンク圧計	1 kg/cm <sup>2</sup> G
13	油圧計	規定値
14	発電機 SW	ON
15	電圧計	28.5±0.5V
16	バッテリー SW	ON
17	電流計	約 0.5
18	電気系統非常回路 SW	ON
19	比較装置出力 SW	NOR
20	警報灯	消灯
21	クラッチ灯	消灯
22	機体ロック	解除確認
停止手順		
1	機体ロック	確認
2	送気	停止
3	全 SW	OFF

表 16 運動方程式係数諸数値

系	条件	諸数値										備考		
ロール系	$I_x$	180 (210)										表 9		
	係数	$L_p$ 又は $L_\phi$					$l_p$ 又は $l_\phi$					$L_\delta$	$l_\delta$	付録
	$P_6$ 空気圧	$\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$												
	[kg/cm <sup>2</sup> ]G	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5			
	0.5	41	82	123	164	205	0.23 (0.20)	0.46 (0.39)	0.68 (0.59)	0.91 (0.78)	1.14 (0.98)	3.62	0.020 (0.017)	
	1.0	82	163	245	326	408	0.46 (0.39)	0.91 (0.78)	1.36 (1.17)	1.81 (1.55)	2.27 (1.94)	7.22	0.040 (0.034)	
	1.5	118	237	355	474	592	0.66 (0.56)	1.32 (1.13)	1.97 (1.69)	2.63 (2.26)	3.29 (2.82)	10.47	0.058 (0.050)	
2.0	151	302	454	605	756	0.84 (0.72)	1.68 (1.44)	2.52 (2.16)	3.36 (2.88)	4.20 (3.60)	13.37	0.074 (0.064)		
2.5	178	357	535	714	892	0.99 (0.85)	1.98 (1.70)	2.97 (2.55)	3.97 (3.40)	4.96 (4.25)	15.77	0.088 (0.075)		
ピッチ系	$I_y$	366 (407)										表 9		
	係数	$M_q$ 又は $M_\theta$					$m_q$ 又は $m_\theta$					$M_\delta$	$m_\delta$	付録
	$P_6$ 空気圧	$\bar{M}_q, \bar{M}_\theta$												
	[kg/cm <sup>2</sup> ]G	1	2	3	4	5	1	2	3	4	5			
	0.5	96	192	288	384	480	0.26 (0.24)	0.52 (0.47)	0.79 (0.71)	1.05 (0.94)	1.31 (1.18)	6.24	0.017 (0.015)	
	1.0	193	386	579	772	965	0.53 (0.47)	1.05 (0.95)	1.58 (1.42)	2.11 (1.90)	2.64 (2.37)	12.54	0.034 (0.030)	
	1.5	291	582	873	1164	1455	0.80 (0.71)	1.59 (1.43)	2.39 (2.14)	3.18 (2.86)	3.98 (3.57)	18.92	0.052 (0.046)	
2.0	390	780	1170	1560	1950	1.07 (0.96)	2.13 (1.92)	3.20 (2.87)	4.26 (3.83)	5.33 (4.79)	25.36	0.070 (0.062)		
2.5	485	970	1455	1940	2425	1.33 (1.19)	2.65 (2.38)	3.98 (3.57)	5.30 (4.77)	6.63 (5.96)	31.53	0.086 (0.077)		

(注1)  $I_x, I_y$ ; 慣性モーメント [kg・m・s<sup>2</sup>]

$\bar{L}_p, \bar{L}_\phi, \bar{M}_q, \bar{M}_\theta$ ; ASE ゲイン切換スイッチの目盛 (1~5)

$L_p$ ; ロール系減衰モーメント係数 [kg・m/rad/s]       $l_p = L_p / I_x$ ; ロール系減衰頂ゲイン  $\left[ \frac{1}{\text{rad} \cdot \text{s}} \right]$

$L_\phi$ ; ロール系復元モーメント係数 [kg・m/rad]       $l_\phi = L_\phi / I_x$ ; ロール系復元頂ゲイン  $\left[ \frac{1}{\text{rad} \cdot \text{s}^2} \right]$

$L_\delta$ ; ロール系単位操舵当りモーメント [kg・m/cm]       $l_\delta = L_\delta / I_x$ ; ロール操縦桿感度  $\left[ \frac{1}{\text{cm} \cdot \text{s}^2} \right]$

$M_q$ ; ピッチ系減衰モーメント係数 [kg・m/rad/s]       $m_q = M_q / I_y$ ; ピッチ系減衰頂ゲイン  $\left[ \frac{1}{\text{rad} \cdot \text{s}} \right]$

$M_\theta$ ; ピッチ系復元モーメント係数 [kg・m/rad]       $m_\theta = M_\theta / I_y$ ; ピッチ系復元頂ゲイン  $\left[ \frac{1}{\text{rad} \cdot \text{s}^2} \right]$

$M_\delta$ ; ピッチ系単位操舵当りモーメント [kg・m/cm]       $m_\delta = M_\delta / I_y$ ; ピッチ操縦桿感度  $\left[ \frac{1}{\text{cm} \cdot \text{s}^2} \right]$

(注2) ( ) 外の値は搭乗者なしの場合, ( ) 内の値は操縦士 (64 kg) 搭乗の場合である。

方程式は、空力ダンピング、エンジンジャイロ効果、突風による項を省略できるので、文献(1)により、それぞれ次式で表わせる。ただし、FTB と回転軸との摩擦は無視する。

$$I_x \ddot{\phi} = L_p \dot{\phi} + L_\phi \phi + L_\delta \delta_a \quad (8.1)$$

$$I_y \ddot{\theta} = M_q \dot{\theta} + M_\theta \theta + M_\delta \delta_e \quad (8.2)$$

上式における諸数値を表 16 に示す。

### 8.1 ロール応答性実験

ロール制御系は、ピッチ系、ヨー系に比較して、慣性モーメントが小さくて、その割合に空気ジェットノズルによる推力が大きく、また操縦系統が短くてガタも小さい、という特徴があるので、応答性も良好と期

待される。この制御系の特性をピッチに先がけて実験し、FTB の姿勢制御システムの特徴を知ることにした。

実験は、ASE チェッカーによりバンク角  $\phi_i = \pm 5^\circ$  相当のステップ入力電圧を ASE サーボに入れ、そのときの実際の姿勢角  $\phi_0$  を計測し、 $\phi_0$  の整定時間内での  $\int |\phi_i - \phi_0| dt$  を評価関数としてアナコンで取り出した。

空気圧  $P_5$  の直読およびテレメータによる計測チェックを同時に実施した。実験のブロック図を図 51 に示す。

実験内容は、 $P_5$ ; 1.2 kg/cm<sup>2</sup>G, 角度の不完全微分時定数  $\tau$ ; 0.1 s, ASE ゲイン切換係数 ( $\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$ ); (4,5), (5,4), (4,4), (3,4), (5,3), (4,3), (3,3), (2,3), (4,2), (3,2), (2,2), (3,1), (2,1), (1,1) の 28 ケースに、 $P_5$ ; 0.5, 1, 1.5, 2, 2.5 kg/cm<sup>2</sup>G,  $\tau$ ; 0.1 s, ( $\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$ ); (4,3) の 5 ケースを加えて、合計 33 ケースを実施した。

本実験結果の記録の一例を図 52 に示す。記録を読取って得られた成果をつぎに述べる。

評価関数  $\int |\phi_i - \phi_0| dt$  が小さくて、ASE ゲイン切換係数  $\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$  の組合わせが良好と判断される範囲を図 53 の破線内に示す。図 (a) は減衰項ゲイン  $l_p$  と復元項ゲイン  $l_\phi$  の組合わせの関係で示し、図 (b) は、全系 (図 51) の伝達函数を 2 次系とみなした場合の系の固有振動数  $\omega_n (= \sqrt{l_\phi})$  とダンピング係数  $\zeta (= l_p / 2\sqrt{l_\phi})$  の関係で示した。両図から  $l_\phi$  が大きく、 $l_p$  がこれに適した値のとき応答性がよくなり、2 次系としての特性をよく示している。

なお本実験結果を、自由飛行に適用するときには、慣性モーメントや空気圧等がことなるので、ゲインを慎重に検討することが必要である。

最終値の 5% 以内におさまる整定時間と評価関数の値の間係を図 54 に示す。同じ評価関数の値であれば整定時間が短い方が系の応答性はよいと考える。

空気圧  $P_5$  が高いほど、評価関数の値も整定時間も小さくなり、応答性は向上する (図 55)。これは  $P_5$  が上昇すると制御モーメントが増加し、 $l_\phi (= \omega_n^2)$  が大きくなるためである。整定時間はばらつきが多い。

## 8.2 ロール手動操縦実験

ロール手動操縦実験は、操縦席が回転軸上にあること、左右先端が操縦士の視界に入ること、慣性モーメントが小さくて、限界角度における衝撃が少ないことなどの理由により、操作が容易で安全性が高いと期待される。ASE ゲインと操縦感覚の関係の特性を、ま

ずロール系で知ることにした。

実験は、航空機の飛行手順に準じて次のように実施した。1. 点検, 2. 搭乗, 3. 始動 (表 15), 4.  $P_5 = 1 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  設定, ロックピン解除, 5.  $P_5 = 2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  設定, 6. 中立保持, 7.  $\phi = \text{左 } 5^\circ$  ステップ, 8. 中立保持, 9. 右  $5^\circ$  ステップ, 10. 中立保持, 11. 左  $5^\circ$  保持, 12. 中立保持, 13. 右  $5^\circ$  保持, 14. 中立保持, 15.  $\delta_a = \pm 20 \text{ mm}$ , 1 Hz, 16. 中立保持, 17. ロックピン固定, 18. 停止 (表 15), 19. 下乗, 20. 点検。実験のブロック図を図 56 に示す。

計測は直読によるもの空気圧  $P_5, P_{11}, P_{13}$ , 空気温度  $T_0$ , テレメータによるもの  $\phi, \delta_a, a_a, a_e, \delta_{na}, P_5$ , 直接計測記録,  $\phi$  (回転軸ポテンシオメータによる) である。

実験内容は、 $P_5 = 2 \text{ kg/cm}^2$  (設計常用値相当),  $\bar{L}_p$ ; 5, 3, 1,  $\bar{L}_\phi$ ; 5, 3, 1 の組合せによる 9 ケースを実施した (微分時定数は 0.1 s)。実験は  $\bar{L}_\phi$  一定で  $\bar{L}_p$  3 種を 1 段階とし、都合 3 段階に分けて行ない、各段階毎に操縦士所見を求めた。

操縦士 (レシプロ 5,000 h, ヘリコプタ 100 h) の所見を次に述べる。

1. 操縦桿感度は、( $\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$ ) が (5,5), (5,3) および (3,3) のとき良好である。
2.  $\bar{L}_p$  が小さすぎるとき (1,5), および  $\bar{L}_p$  が大きくて  $\bar{L}_\phi$  が小さいとき (5,3), (5,1), (3,1) には操縦桿の動きに対する姿勢のつきが遅れる。
3. 当て舵は必要ないが  $\bar{L}_\phi$  の大きい所では、押し舵が必要である。
4. ヘリコプタとの比較は、 $\bar{L}_\phi$  が小さい程似て来る。
5. 振動的な感じは  $\bar{L}_p$  が小さい程また  $\bar{L}_\phi$  が大きい程大きくなり、(1,5) (1,3) (1,1) の順で目立ったが、全般的に小さい。
6. ダンピングは  $\bar{L}_p$  の大きいとき、(5,5) (5,3) オーバー気味であった。(5,1) については所見記録がない。
7. 操縦系統のガタは感じられなかった。
8. 操舵反力は操縦桿を左にとると前へ反力が来て、同方向には来ない。この傾向は (5,3) (5,1) で目立った。
9. 操縦桿を繰返し操舵した時、操縦桿と姿勢角との位相のずれは (1,5) が一番大きく  $120^\circ$  位の感じであった。
10. 全般的には (1,5) (1,3) が悪く、(1,1) (5,1) も良くなかった。これらの所見は実験順序、 $\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$  の比率等によっても、上記意見と若干異なる場合もあると考えられ、また一軸だけでは実機との比較はむずかしいとの操縦士の意見もある。

本実験結果の記録の一例を図 57 に示す。記録を読取って得られた成果を次に述べる。

$\bar{L}_\phi$  に対する操縦桿感度を図 58 に示す。

$\bar{L}_p, \bar{L}_\phi$  に対して  $\phi=5^\circ$  をとるときの操舵と戻し舵の操縦桿変位 (操縦桿感度を規準化した変位) を図 59 に示す。 $\bar{L}_\phi$  が小さくなると、操舵幅が広がって操縦がむずかしくなり、 $\bar{L}_p$  が小さくなると戻し舵が大きくなる。

この図を角速度と実際の操縦桿変位の関係に書きなおすと図 60 となる。これは操縦士が角速度を感じて操舵する場合の操縦桿変位量と角速度の関係を示していると考えられる。オーバーダンピングの場合 ( $\bar{L}_\phi=0.67, \bar{L}_p=3.3$ ) は小さな角速度の割合に大きな操縦桿変位を使用することが判る。ダンピング不足の場合 ( $\bar{L}_\phi=3.3, \bar{L}_p=0.67$ ) は小さな初期操舵で大きな角速度を生じ、それを制御するのに大きな戻しかじを使っていることが判る。

左右に繰返し操舵を行なった場合の、操縦桿の動きに対する姿勢角の位相の遅れを図 61 に示す。 $(\bar{L}_p, \bar{L}_\phi)$  が (5, 3) (3, 5) (3, 1) では位相が約  $90^\circ$  遅れ、 $\phi$  が操縦桿の動きによく追従することを示し、 $\bar{L}_p=1$  では約  $150^\circ$  遅れている (操縦士所見の 2, 9 と一致する)。

以上総合して、次の結論を得る。

1.  $\bar{L}_p\bar{L}_\phi$  の組み合わせ良否について、操縦士所見と記録解析結果は一致している。
2.  $\bar{L}_p=1$  は位相が  $150^\circ$  近く遅れ、振動的で操縦困難である。
3.  $\bar{L}_p$  小のとき、操縦士は操縦桿感度が上つたと感じやすい。
4.  $\bar{L}_p$  大のとき、操縦桿のはじめの変位は、かなり大きくなり、 $\bar{L}_p$  小のときは戻し舵が大きくなる (図 59)。
5.  $\bar{L}_p$  大にすると外乱による振動は小さくなり、操縦士への影響も小さくなる。
6.  $\bar{L}_p=1$  で操縦桿感度が高いと、操縦士による振動を誘起しやすい。
7.  $\bar{L}_p\bar{L}_\phi$  の組み合わせは、両者の値の近い方が良いようであり「8.1」の結果と一致する。
8. 操縦桿に対する姿勢角の位相が  $90^\circ$  を越えて遅れると操縦士の評価は、極めて悪くなる。

### 8.3 ピッチ応答性実験

ピッチ制御系は、ロール系に比較して、制御パワー (制御モーメント/慣性モーメント) が小さく、また操縦系も複雑で不感帯も大きくなりやすい。「8.1」でロール応答性実験により、姿勢制御システムの基本特性を知ることができたが、ここでは基本特性よりは、むしろ、実際の運用面における問題点をとりあげること

に主眼をおいた。

実験手順 ブロック図 (図 51)、計測および記録は「8.1」と全く同様である。

実験内容は、空気圧  $P_0$ ;  $2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ , 角度の不完全微分時定数  $\tau$ ;  $0.1 \text{ s}$  で、ASE 切換係数  $\bar{M}_q, \bar{M}_\theta$  とも、5, 4, 3, 2, 1 の全部の組み合わせ 25 ケース、 $P_0$ ;  $2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ,  $\tau$ ;  $0.06 \text{ s}$ ,  $\bar{M}_\theta$ ; 3 で  $\bar{M}_q$ ; 5, 4, 3, 2, 1 の 5 ケース、 $\tau$ ;  $0.1 \text{ s}$  ( $\bar{M}_q, \bar{M}_\theta$ ); (4, 3) で  $P_0$ ; 0.5, 1.0, 1.5, 2.0,  $2.5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  の 5 ケース、合計 35 ケースを実施した。

本実験結果の記録の一例を図 62 に示す。記録を読取って得られた成果を次に述べる。

評価関数  $\int |\theta_i - \theta_0| dt$  の値の小さい範囲、すなわち ASE ゲイン切換係数  $\bar{M}_q, \bar{M}_\theta$  の組み合わせの良好な範囲を図 63 の破線内に示す。図 53 の場合と同様、図 (a) は  $m_q$  と  $m_\theta$ 、図 (b) は全系を 2 次系とみなした場合の  $\omega_n$  と  $\zeta$  の関係で示す。図 (a) から  $\bar{M}_q, \bar{M}_\theta$  とも 2 以上で、両者が同じ値か、もしくは、 $\bar{M}_q+1=\bar{M}_\theta$  となる付近が応答性良好と判断される。図 (b) から、 $\omega_n > 1.4$ ,  $\zeta \approx 0.8$  に最適組み合わせのあることが判る。

一般に整定時間  $T_s$  が長いと評価関数の値も大きく、 $\bar{M}_q$  または  $\bar{M}_\theta$  が 1 の場合は評価関数、整定時間のいずれかまたは、両方が大きくなる (図 64)。その他の場合は図 54 の結果と同じである。

応答時間<sup>9)</sup>  $T_r$  (目標値にはじめて達する時間) は、 $m_\theta$  が大きく、 $m_q$  が小さいほど短くなる (図 65)。

空気圧  $P_0$  が高いほど、応答時間  $T_r$ 、評価関数の値、整定時間  $T_s$  は小さくなり、応答性は向上する (図 66)。然し乍ら  $P_0$  が高くなるほど、機体の動きはなめらかでなくなる (図 67)。これは空気圧  $P_0$  の増大につれて  $m_\theta, m_q$  とも大きくなるが、その結果ダンピング  $\zeta (=m_q/2\sqrt{m_\theta})$  が過大となるためと考えられる (図 68)。

以上の結果は、ロール系の結果 (「8.1」) と一致している。

時定数  $\tau$ ;  $0.1 \text{ s}$  と  $0.06 \text{ s}$  では、ほとんど差異が認められなかった。

$\bar{M}_q$ ; 1 の場合は、 $\bar{M}_\theta$  に拘らず振動が大きくなり、 $\bar{M}_q$ ; 2 の場合は  $\bar{M}_\theta$ ; 4, 5 で振動が大きい。総じてロール系に比較して振動が大きい。この点に関する検討は「8.5」で述べる。

### 8.4 ピッチ手動操縦実験

ピッチ手動操縦実験は、操縦席が回転軸の前方にあること、制御パワーが小さいこと、操縦系の不感帯がロール系に比較して大きくなりやすいこと、などの理

由により、操縦のむずかしいことが予想される。また本実験では、FTB の片発停止の場合には、ピッチ角が大きくなることを想定して、大きなピッチ角における操縦感覚も問題とした。

実験手順は、1. 点検、2. 搭乗、3. 始動 (表 15)、4.  $P_5=1 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  設定、5. 操縦桿固定ピン解除、6. 機体固定ピン解除、7.  $P_6=2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  設定、8. 実験、9.  $P_5=1 \text{ kg/cm}^2$  設定、10. 機体固定、11. 操縦桿固定、12. 停止 (表 15)、13. 下乗、14. 点検である。8. の実験手順は通常操舵の場合 ( $\theta$ ; 約  $5^\circ$ 、[8.2]と同様)は、中立、慣熟操作、中立、頭上げ  $5^\circ$  ステップ、中立、頭下げ  $5^\circ$  ステップ、中立、頭上げ  $5^\circ$  保持、中立、頭下げ  $5^\circ$  保持、中立、 $\pm 20 \text{ mm}$ 、 $1 \text{ Hz}$ 、中立であり、大迎角操舵の場合 ( $\theta$ ; 約  $15^\circ$ 、片発停止相当)は中立、慣熟操作、中立、頭上げ  $15^\circ$  ステップ状、中立、頭下げ  $15^\circ$  ステップ状、中立である。実験ブロック図はロールの場合 (図 56)と同様である。

計測は直読によるもの、空気圧  $P_6$ 、 $P_7$ 、 $P_9$ 、空気温度  $T_{00}$ 。テレメータによるもの、 $\theta$ 、 $\delta_e$ 、 $a_e$ 、 $a_a$ 、 $\delta_{ne}$ 、 $P_6$ 。直接計測記録、 $\theta$  (回転軸ポテンシオメータによる)、 $\theta$  (アナログ計算)、 $a_e$  (正規)、 $a_e$  (待機)、 $\delta_{ne}$  (ポテンシオメータによる)、 $\delta_e$ 、 $a_a$  (正規)。

実験内容は、通常操舵の場合は  $P_6$ ;  $2 \text{ kg/cm}^2$ 、 $\bar{M}_q$ ; 5, 3, 1,  $\bar{M}_\theta$ ; 5, 3, 1 の 9 ケース、大迎角操舵の場合は、 $P_6$ ;  $2 \text{ kg/cm}^2$ 、 $\bar{M}_\theta$ ; 3,  $\bar{M}_q$ ; 5, 3, 1 の 3 ケースを実施した (角度の不完全微分時定数は  $0.1 \text{ s}$ )。いずれの場合も  $\bar{M}_\theta$ 一定で  $\bar{M}_q$  3種を 1 グループとして実験を行って、操縦士所見を求めた。

操縦士 (レシプロ 5,000 h, ヘリコプタ 100 h) の所見を次に述べる。 $\bar{M}_\theta$ ; 5 の通常操舵では、姿勢の追従が遅く、追従につれて舵が重くなるので、オーバーコントロール気味になり、舵の見込量がつかめない。この傾向は  $\bar{M}_q$  が小さい程強くなる。 $\bar{M}_\theta$ ; 3 の通常操舵では、前述の傾向は幾分緩和された感じであるが、機体の自励振動を止めるように操舵しても効果が認められない。 $\bar{M}_\theta$ ; 1 になると自励振動が減少する (図 70) ので操舵は、前 2 者に比べると相当素直になったが、中でも、 $(\bar{M}_q, \bar{M}_\theta)$ ; (3, 1) の組み合わせがよいようである。しかし、このケースは図 63 ではダンピング過大で応答性不良域にある。このことは操縦士が大き過ぎる振動に対しては、その減少をまず強く望むことを示すと考えられる。以上の通常操舵では、機体の自励振動 (約  $0.3 \text{ Hz}$ ) を止めることがむずかしく、不感帯、操縦桿反力を感じ、[8.2] のロール

系に比較して、全般に操縦はむずかしい。大迎角操舵では、姿勢のつきが悪く、特に長時間、傾きを保持するときに困難を感じ、僅かではあるが、 $\bar{M}_q$  が小さくなるとこの傾向は助長される。

本実験結果の記録の一例を図 69 に示す。ピッチ系では、ロール系に比較して自励振動 (約  $0.3 \text{ Hz}$ ) が顕著に認められる。

### 8.5 姿勢制御系の調整に関する考察

FTB 姿勢制御実験では、ASE ゲイン最適の範囲と程度を知ること、および ASE を含む姿勢制御系における操縦士の反応と所見を知ることが、主眼であって、これによって FTB の姿勢制御系の調整基準を得るとともに、飛行の可否判断の資料を得ようとした。

[8.1]~[8.4] で得られた成果を要約すると、ロール制御系は ASE ゲインを適当に選定することにより、概ね良好な操縦安定性を得られると判断されたが、ピッチ制御系では、自励振動があって、ASE ゲインの選定によって、多少の差はあるが、総じて操縦性がよくないと判断された (図 70)。

この結果から、姿勢制御系の基本特性としては、一応合格であるが、リンク機構、ASE を含む系の設計にはなお検討の余地があると考えられる。然しながら、ここでは、現在の制御系を大幅に変更する必要もないと考えられるので、この系の調整の範囲とその程度に対する要求事項と可能限度を検討して、基準を得るための検討を行なって対策とすることにした。

この観点に立ってまずロール系とピッチ系の相違から得られる調整の問題、つぎに特性の良好なロール系から得られる問題点を検討する。

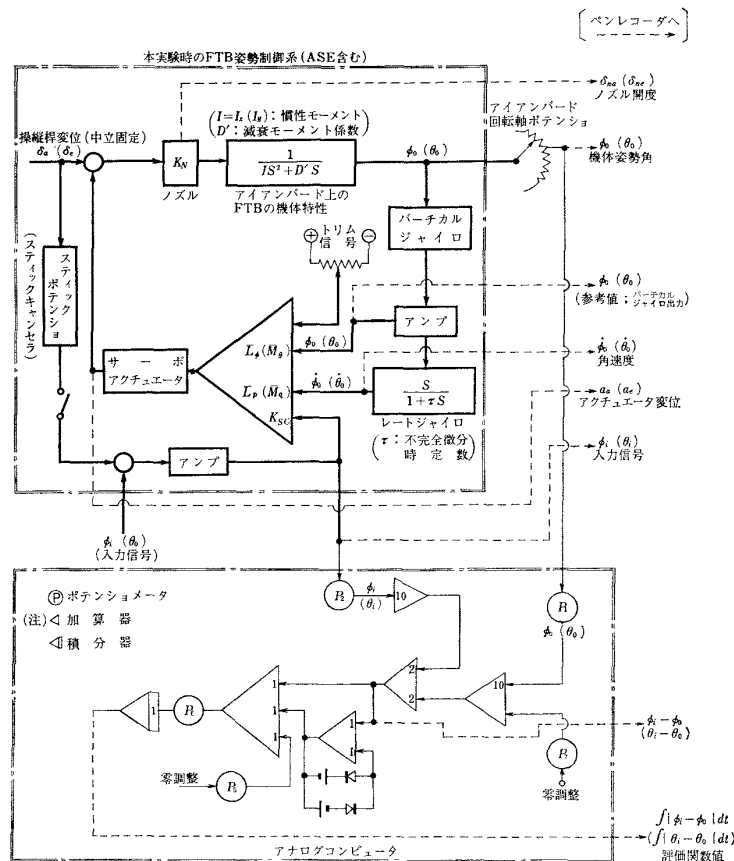
ロール系とピッチ系の相違は制御パワーと、操縦系の不感帯に代表されるが、調整対象としては後者が挙げられる。まず操縦桿および ASE より、空気ジェットノズルまでの間の作動特性を検討する。ピッチ系の操縦桿—ノズル間ヒステリシスの大きさ (ASE 中立時) は、 $P_6$ ; 0 では、全行程の約  $2.5\%$  (図 71(a)) であるが、 $P_6$ ;  $2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  では約  $7\%$  に増大する (図 71(b))。また、ピッチ系 ASE アクチュエータノズル間ヒステリシスの大きさ (操縦桿中立時) は  $P_6$ ; 0 では、全行程の約  $7\%$  (図 72(a)) であるが、 $P_6$ ;  $2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  では、約  $10\%$  に増大する (図 72(a))。このヒステリシスの大きさは、 $1\sim 3\%$  であれば基準内といわれている<sup>8)</sup>。 $P_6$ ; 0 では操縦桿の遊びは合格であるが、ノズル推力が発生している場合には不合格で、またアクチュエータの遊びは  $P_6$  の値にかかわらず不合格である。基準値  $1\sim 3\%$  以下という値は、一応製作時

の基準と考えられるが、FTB のような場合には、上記4つの場合すべてに、これを適用することが望ましい。ただし、基準<sup>6)</sup>では、正常時1%以下、非常時3%以下とあるが、前者を満足させることは、本機のような複雑な操縦系統をもつ機体の場合にはむずかしいが、少なくとも遊びを2%程度に押えるべきと考える。

ロール系は概ね、良好な特性を有すが、調整に注意を要する問題としては、次のことがあげられる。1. ASE ウォームアップが十分でないと、ASE 入力によるアクチュエータの中立復帰が遅い。2. 振幅 0.06°で 0.2~0.4 Hz の自励振動を生じ、操縦士も、1 Hz 程度の振動として感ずるが、特に問題はない。3. 検知機のパーティカルジャイロは外部振動を忠実に拾うの

で、特に機体固定ないし拘束の場合、共振に注意を要する。4. 最初に送気したとき、姿勢角、正規アクチュエータ、操縦桿、ノズル開度等に、振動を発生し、約 5s 持続するが、一旦送気停止後、再び送気するときは起らないという現象がある。これらロール系に対する問題は、ピッチ系にも多少の差はあれ、そのまま適用できる。

なお、回転中心位置や慣性モーメントは、本実験と実際の飛行とは異なるが、これが機体の応答性に与える影響、および運動が一自由度であること、特に姿勢変化が位置変化を生じないことが、操縦感覚に与える影響は無視できないので、本実験から自由飛行性能を推定するには慎重検討を要する。



- 注1 ( )内はピッチ応答性実験の場合の諸値  
 注2  $L_p, \bar{M}_p$  : ASEによる復元モーメント係数の切換係数 (1, 2, 3, 4, 5 および 0 が可能)  
 $L_r, \bar{M}_r$  : ASEによる減衰モーメント係数の切換係数 (同上)  
 $K_{SC}$  : スティックキャンセラゲインの切換係数 (同上) (但し本実験時は 0 で一定)  
 $K_N$  : コントロールモーメント ( $\frac{kg \cdot m}{mm}$ ) ( $R$  空気圧にて変化する。)

図 51 ロール及びピッチ応答性実験ブロック図

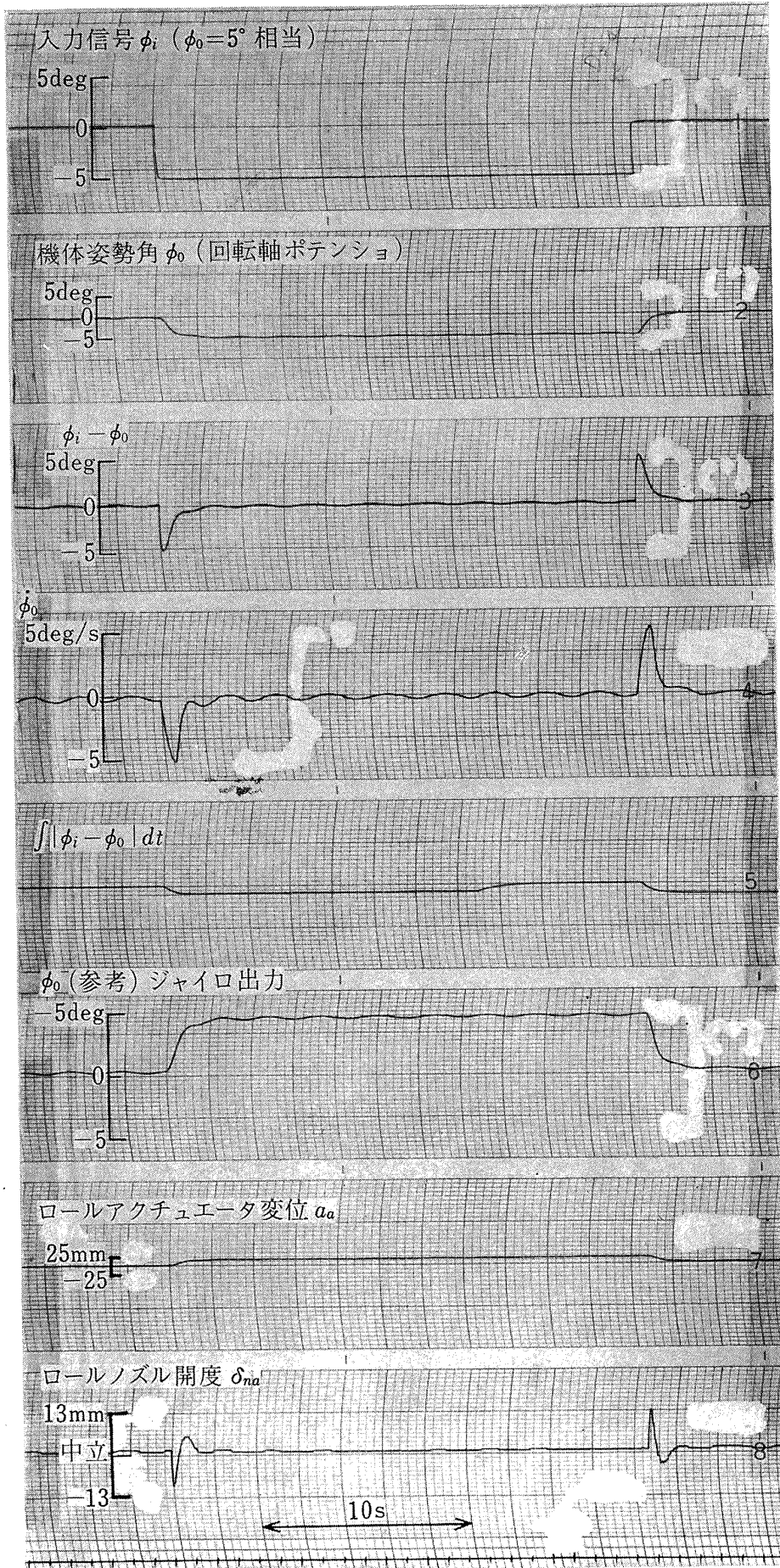


図 52 ロール応答性実験結果の一例



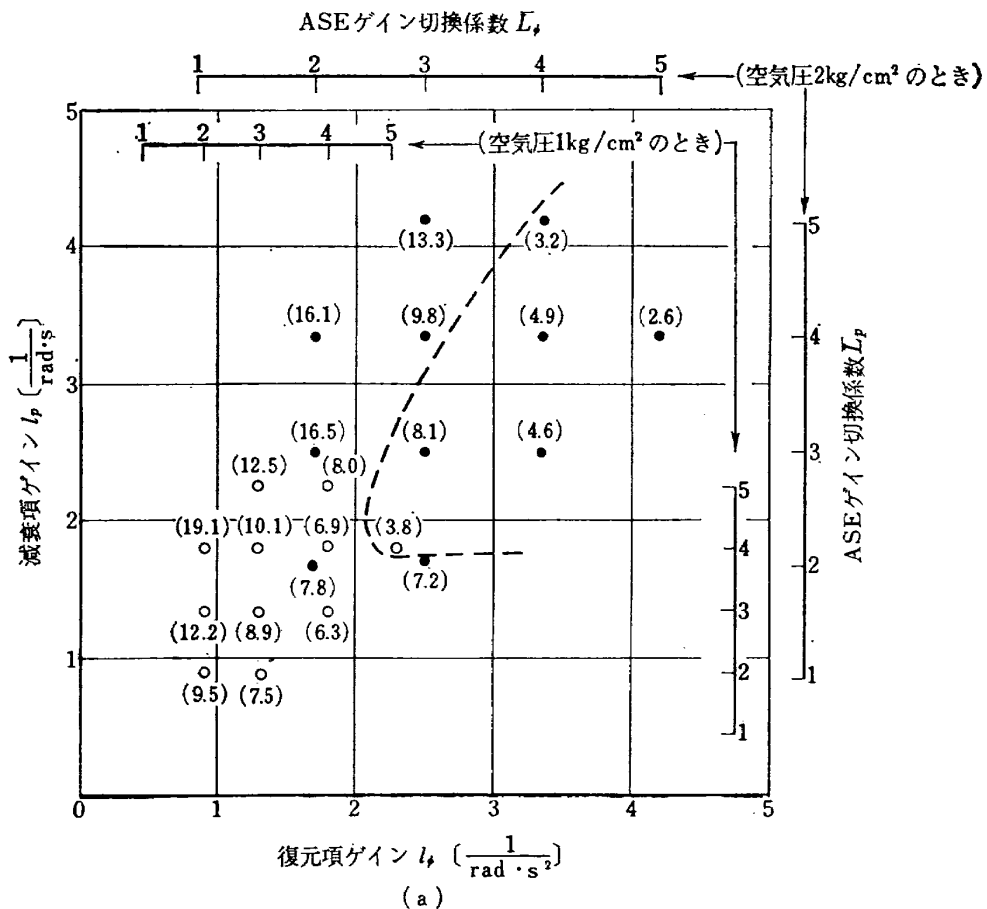
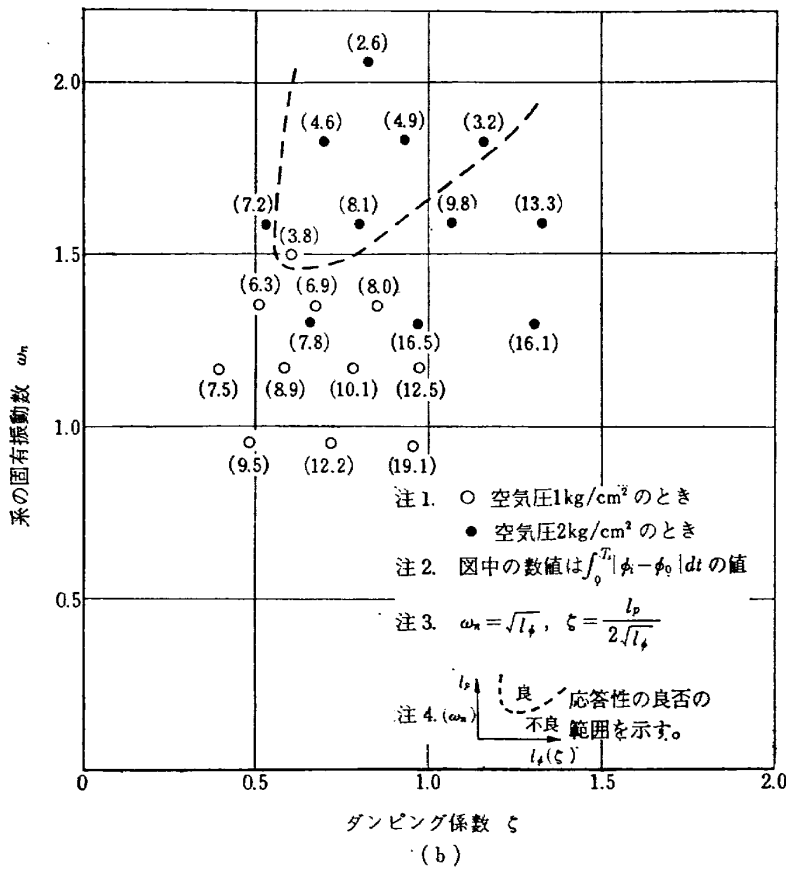


図 53 ロール応答性実験結果(実験ケース 1,2)

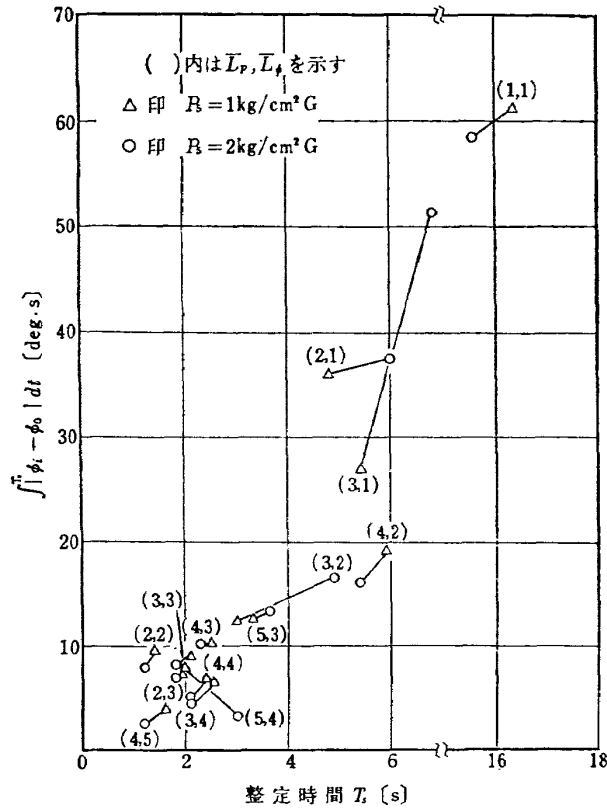


図 54 ロール系整定時間と評価函数

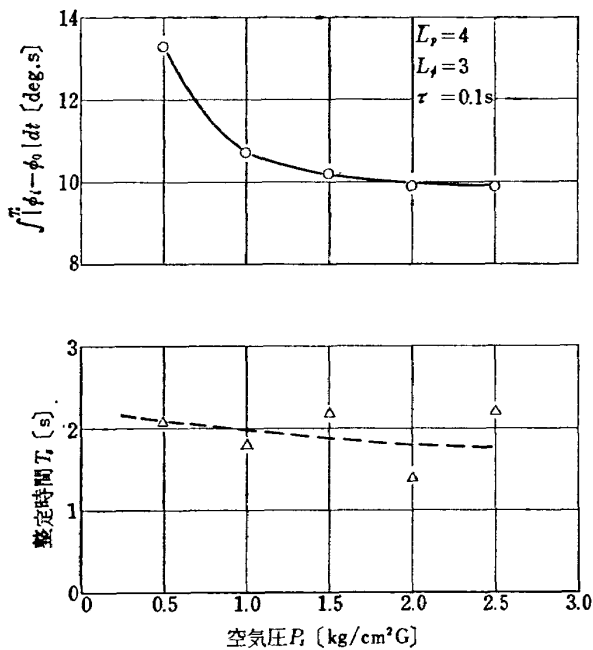
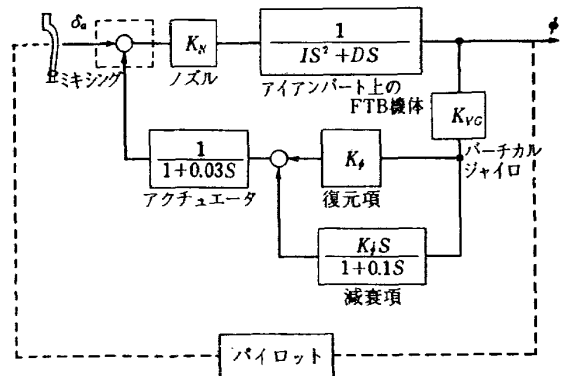


図 55 空気圧に対するロール応答性



			ロール	ピッチ
$I$	慣性モーメント	kgms <sup>2</sup>	210	(407)
$D$	減衰モーメント	kgms	8.0	—
$K_{VG} K_\phi K_N$	ASE復元項ゲイン	kgm	756	(1950)
$K_{VG} K_J K_N$	ASE減衰項ゲイン	kgms	756	(1950)
$\frac{K_N}{I}$	操縦桿感度	rad/s <sup>2</sup> /cm	0.064	(0.062)
$\delta_a$	ロール操縦桿変位	cm	±7.6 (±10.2)	
$\phi$	ロール角	rad, deg		

図 56 パイロット搭乗実験 ロール (ピッチ) のブロック図

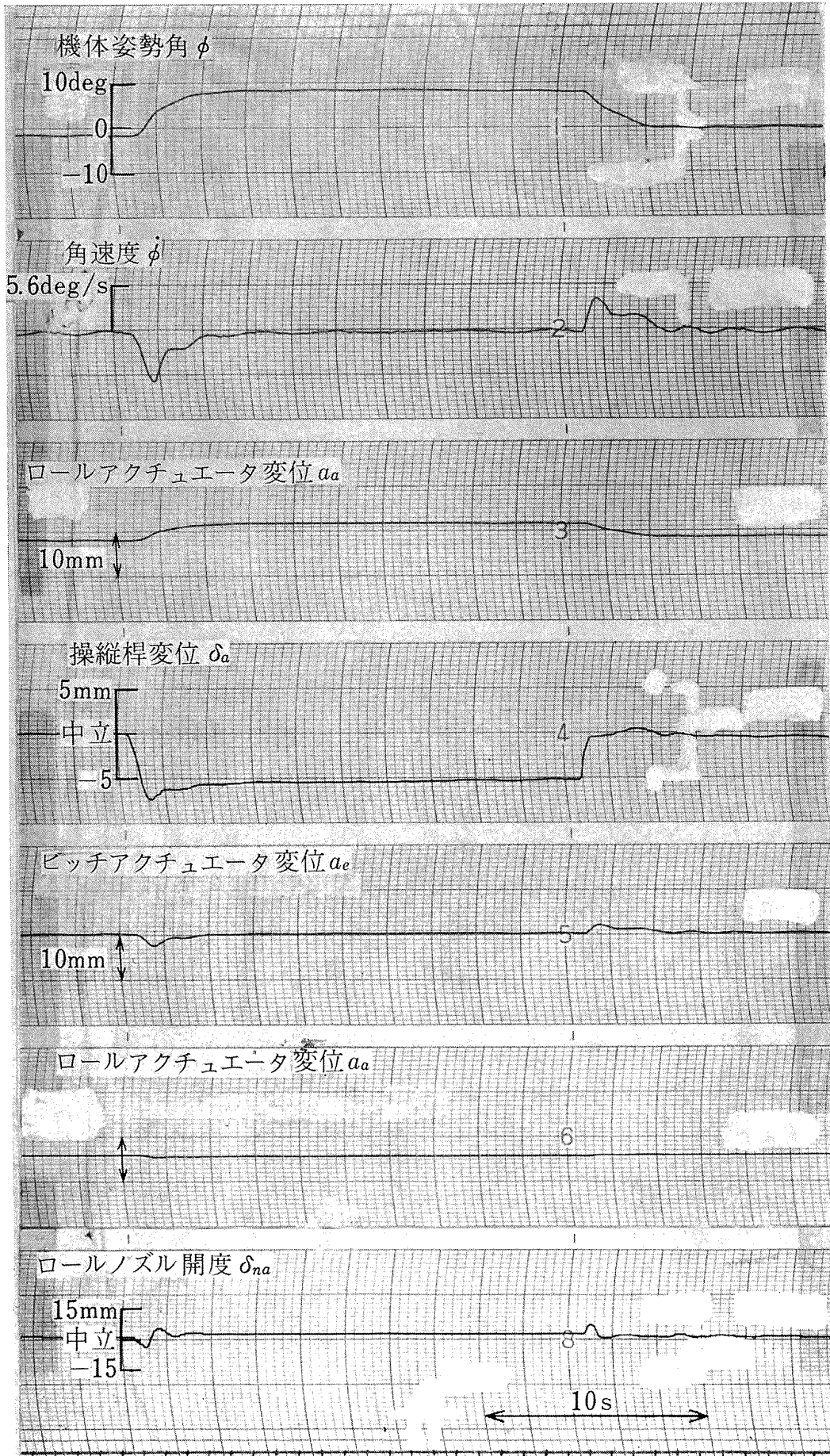


図 57 ロール手動操縦実験の一例

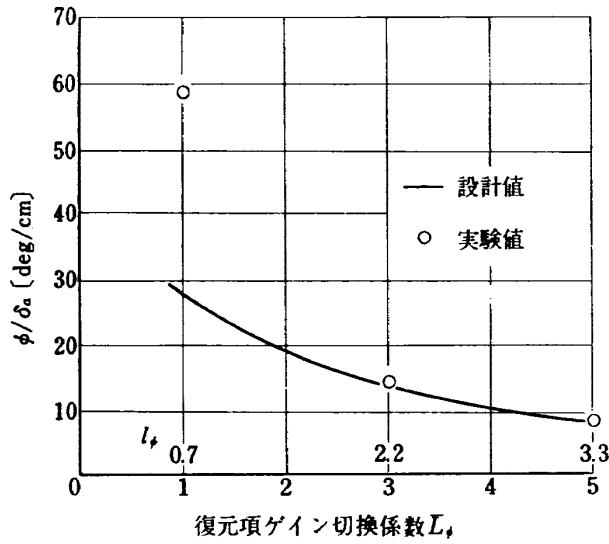


図 58 単位操縦桿変位当りロール角変化

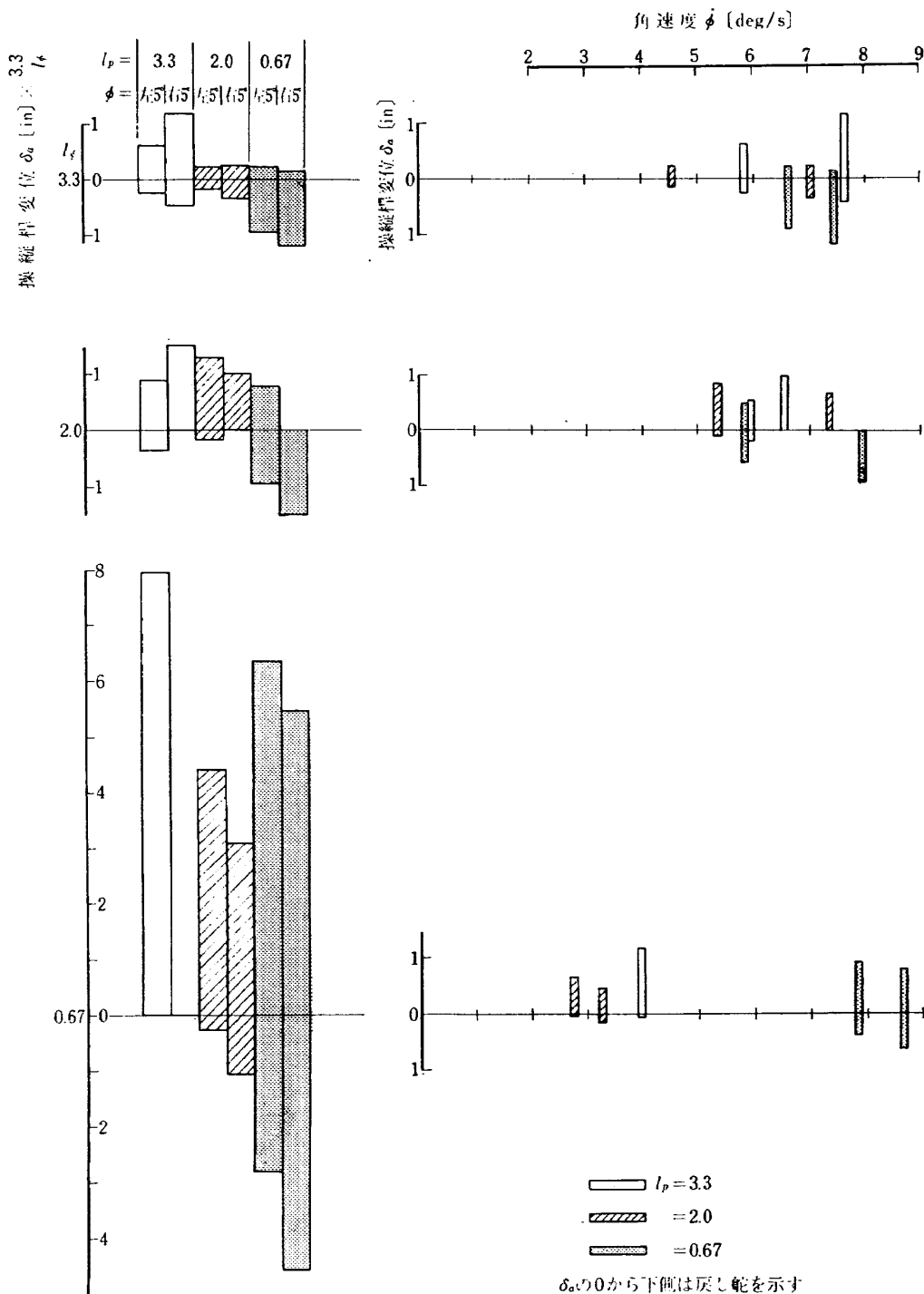


図 59:  $\phi=5^\circ$  をとる時の操舵と戻し舵

図 60  $\dot{\phi}$  の制御に必要な操舵幅

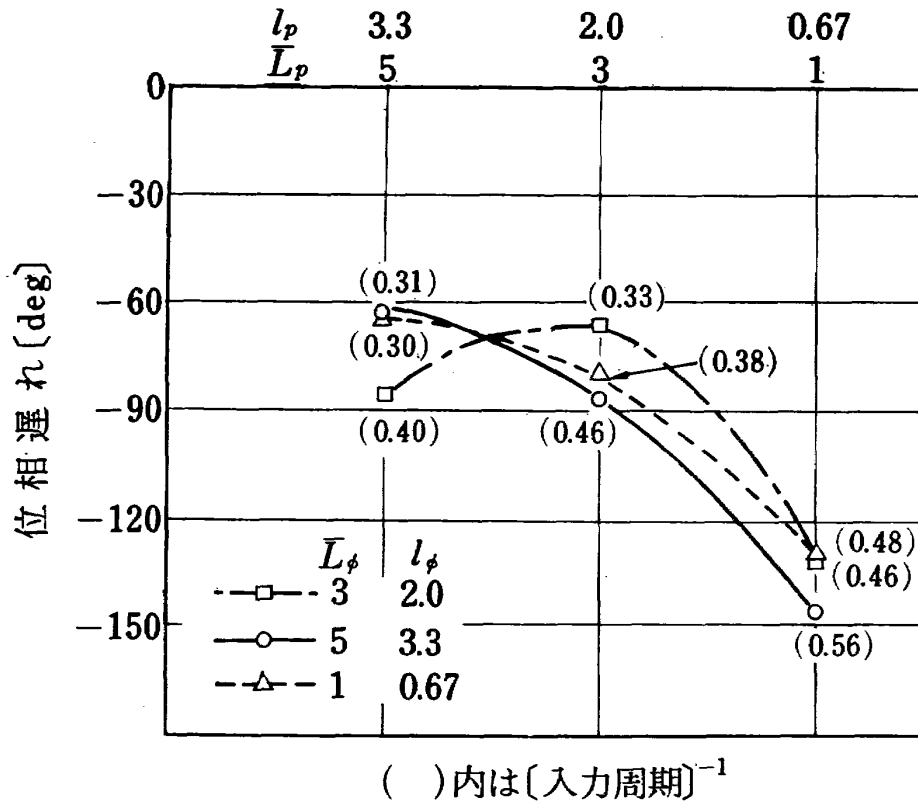


図 61 サイクル操舵とロール角の位相遅れ

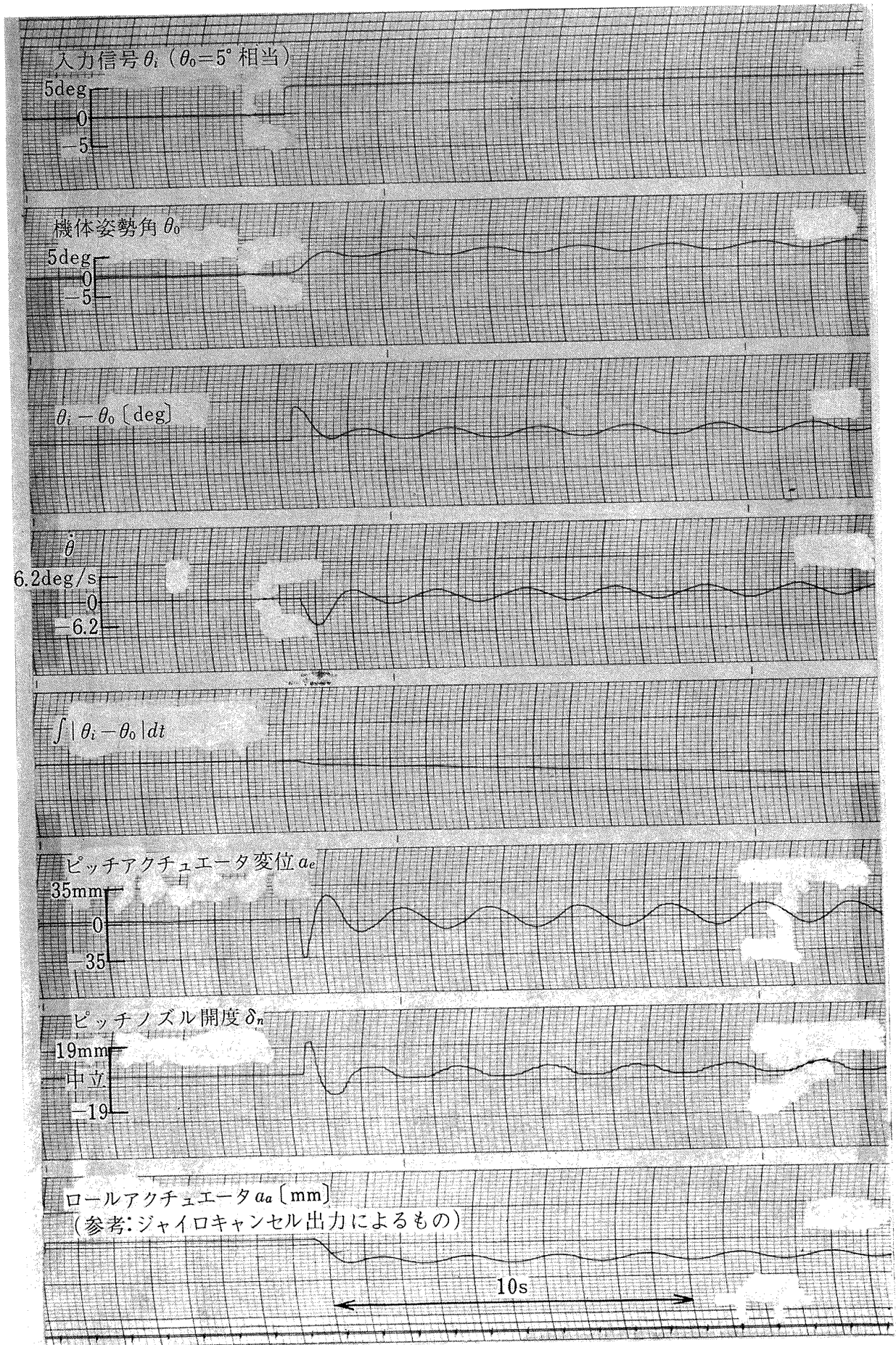


図 62 ピッチ応答性実験結果の一例

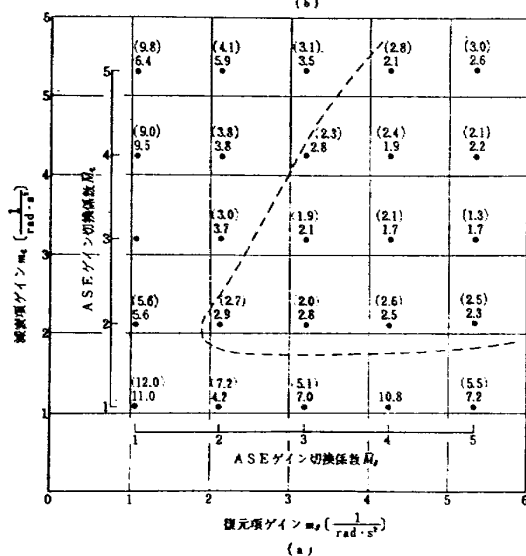
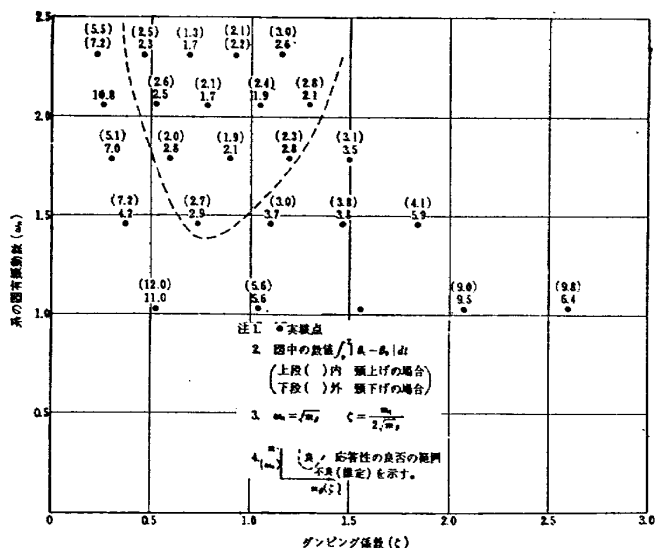


図 63 ピッチ応答性実験結果

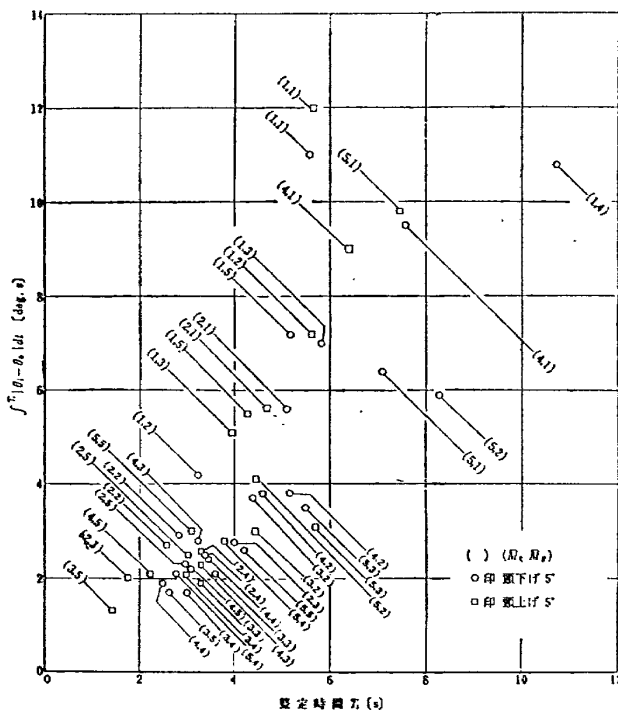


図 64 ピッチ系整定時間と評価関数

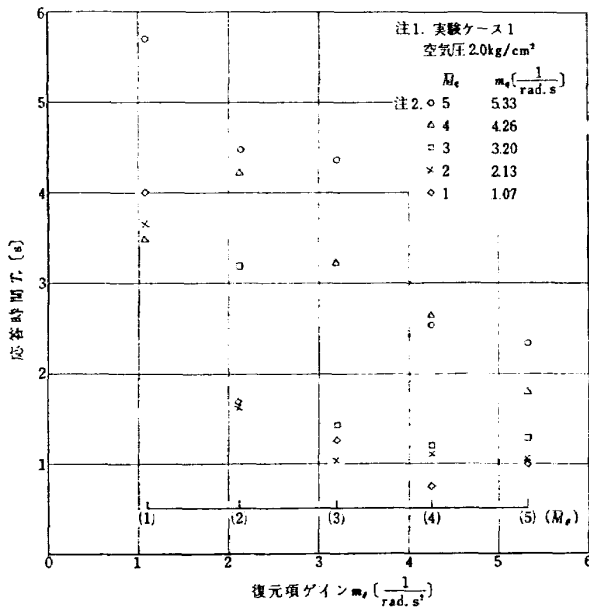


図 65 ループゲイン ( $m_q, m_\theta$ ) に対する応答時間

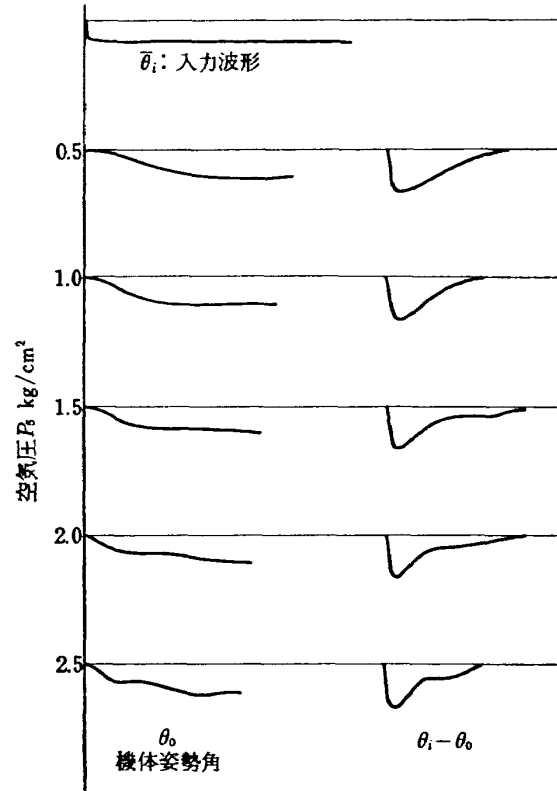


図 67 ステップ入力に対する機体の応答波形

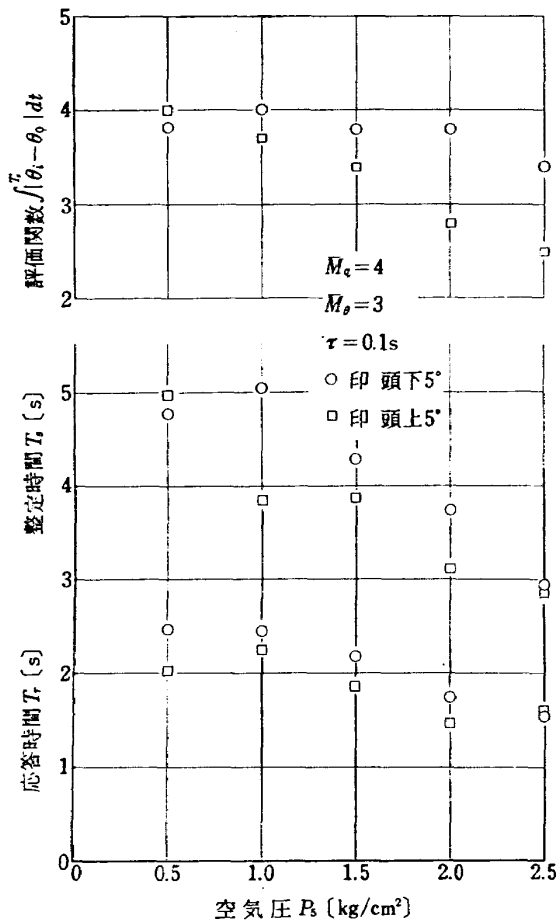


図 66 空気圧に対するピッチ応答性

(注) ( ) 内の値は  $E = \int_0^T |\theta_i - \theta_0| dt$  の平均値であり、この値の小さい程応答性の良好性を示す。

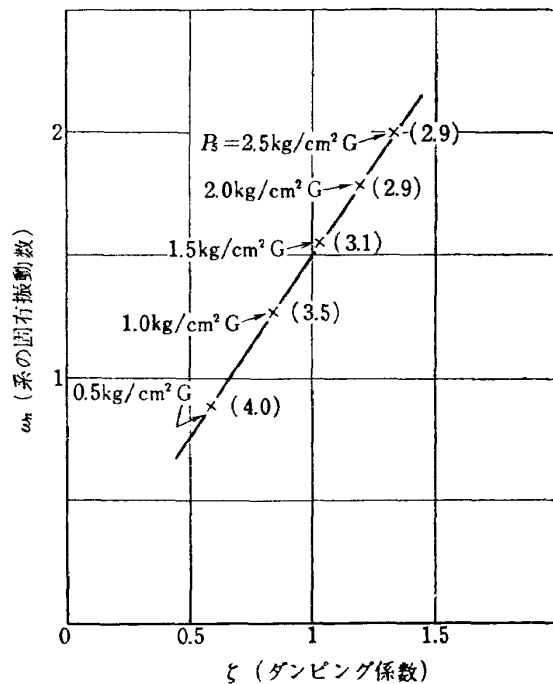


図 68 空気圧に対する  $\omega_n, \zeta$  の関係



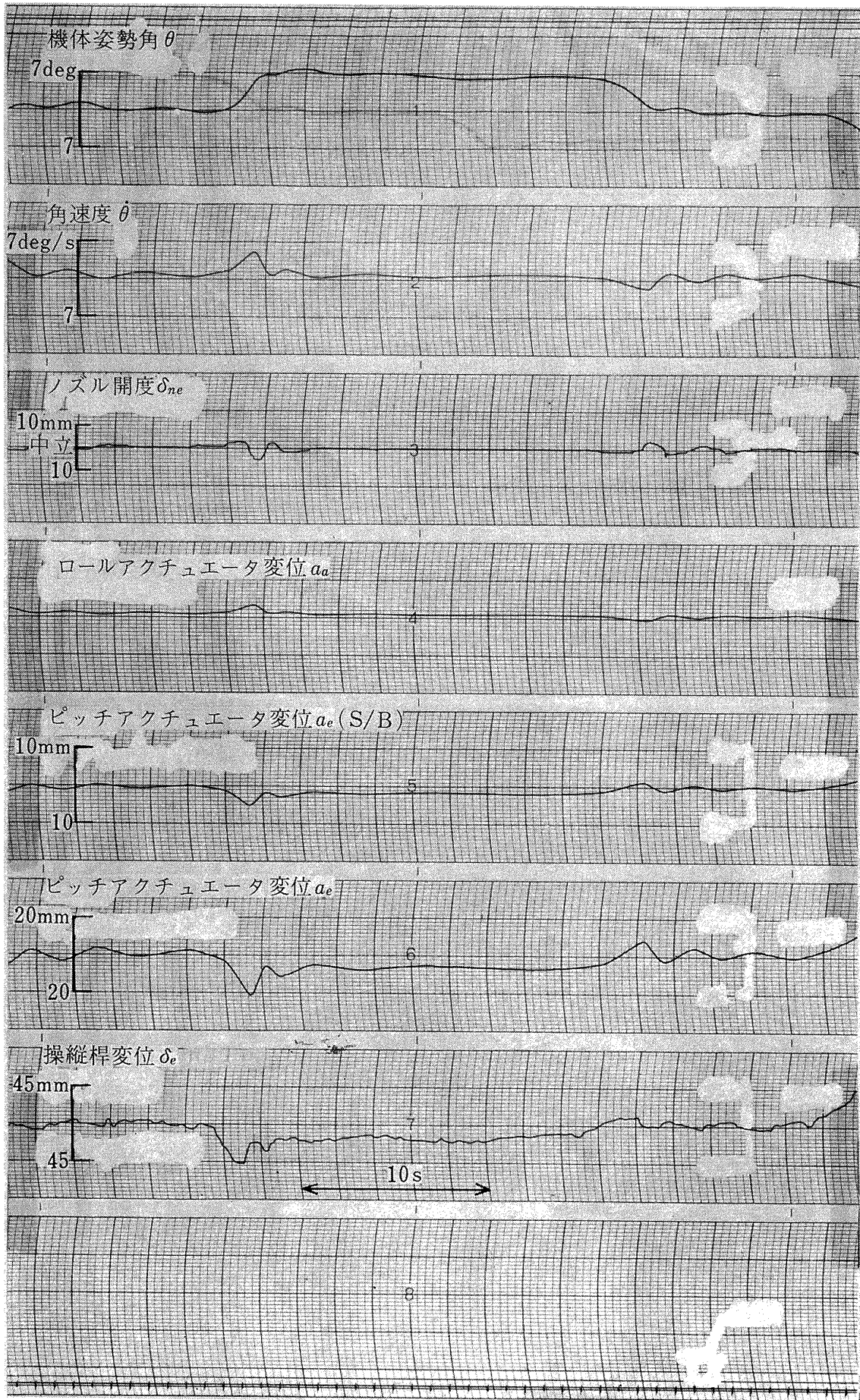


図 69 ピッチ手動操縦実験結果の一例

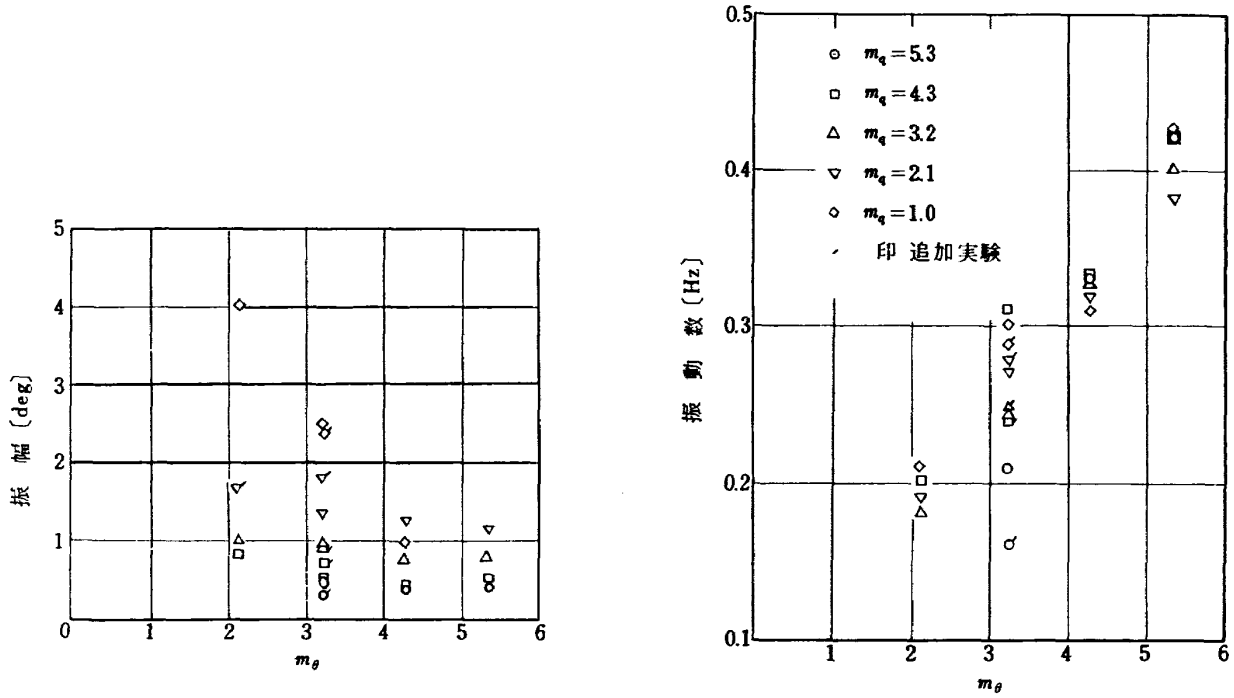


図 70 ピッチ系自動振動

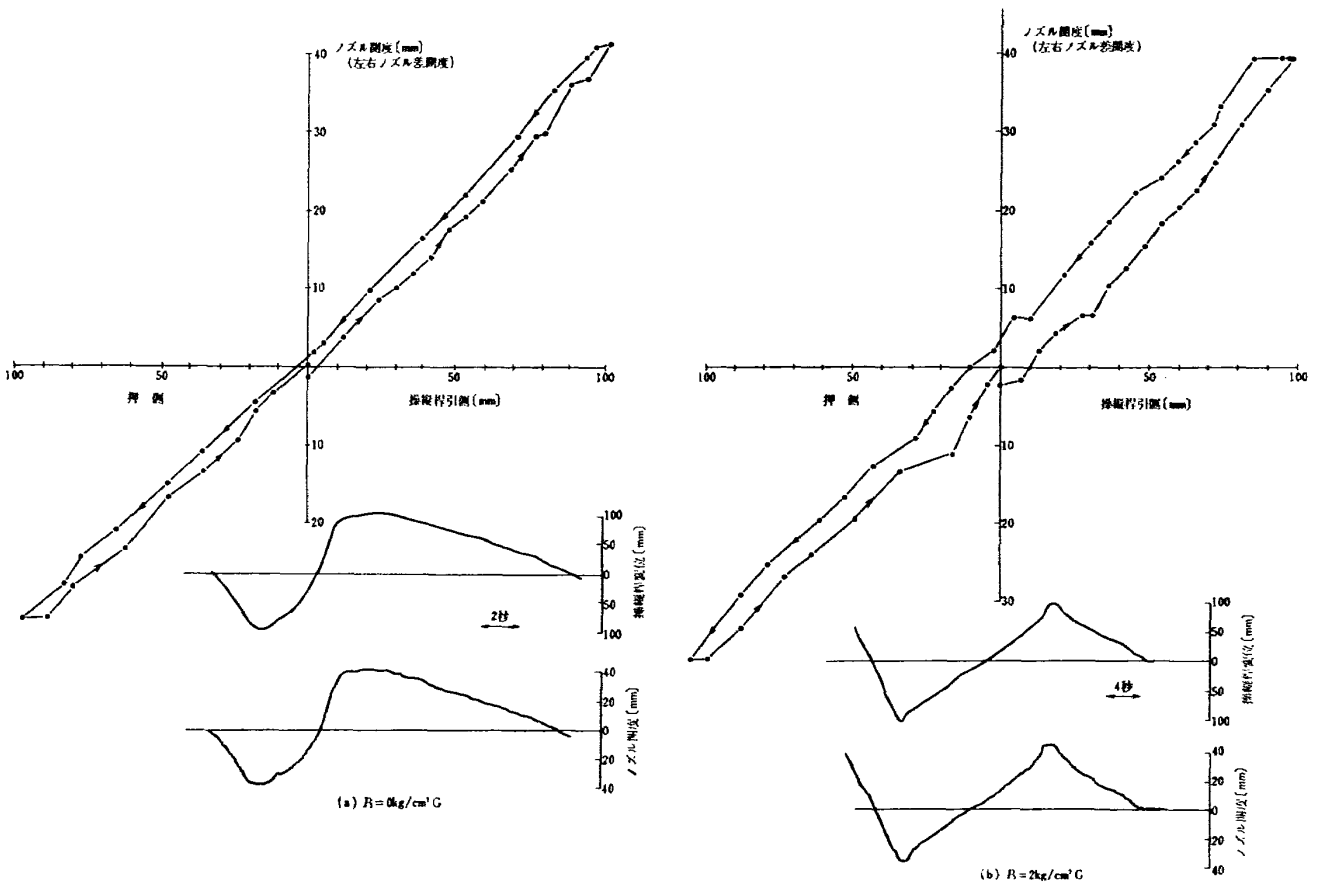


図 71 ピッチ系操縦桿—ノズル特性

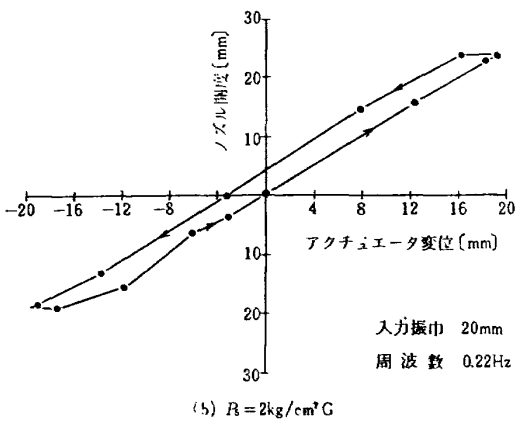
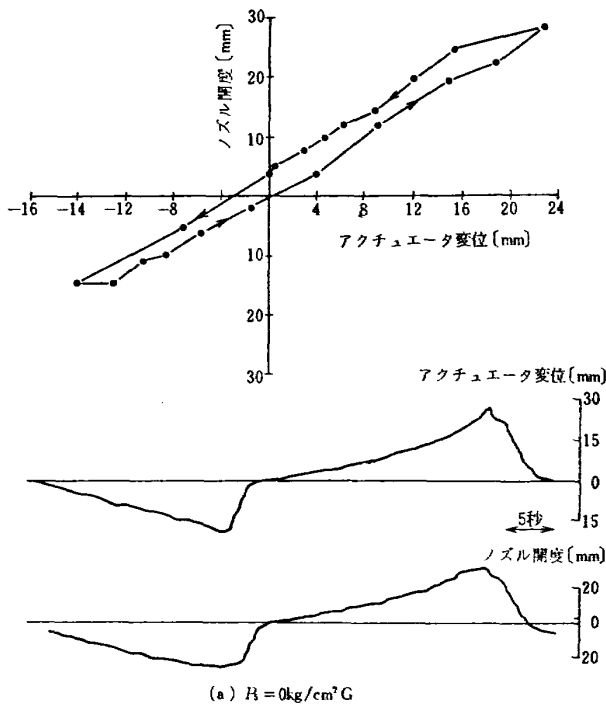


図 72 ピッチ系アクチュエーターノズル開度特性 (左右差開度)

### 9. 機体振動試験

FTB は十字平面形を有する鋼管骨組構造で、縦フレーム中央に2つの上下に吹抜ける大きなエンジン、ベイがあって、そのまわりは主要装備品を搭載するために剛性を高くしてある。このように、通常機と異なる構造の FTB の振動特性を早期に確認することは、機体上および運動解析上重要である。ここでは振動特性として、機体各部の固有振動数、振動モード、減衰値、位相を対象とした。この振動特性の要検討事項としては、計器および機能部品の性能低下、搭乗員の不快感、操縦系統、空気ジェットノズル、ASE を含む制御系の周波数特性に対する悪い連成作用があげられる。

表 17 FTB 機体振動試験手順表

1.	計器電源 オン 電子管式振動計, 圧電型加速度計, X-Yレコーダ, ペンレコーダ, ブラウン管オシロスコープ, エレクトロニックカウンタ
2.	10 分間 待機
3.	計器校正
4.	加振機制御装置電源 オン
5.	10 分間 待機
6.	加振開始 ( $\pm 0.1 \text{ mm}$ , $2 \sim 20 \text{ c/s}$ )
7.	加振中計測 (共振曲線)
8.	加振終了
9.	加振開始 (共振振動数にセット)
10.	加振中計測 (振動モード) 圧電型加速度計ピックアップを移動計測
11.	加振終了
12.	電源 オフ

本実験では、フレーム先端を加振点とする横フレーム試験、および縦フレーム試験を主眼とし、上下対称曲げ、上下非対称曲げ、水平対称曲げ $\Delta$ 、水平非対称曲げ $\Delta$ 、振り $\Delta$  ( $\Delta$ 印は横のみ) の5種類を行なった。この外に制御系統および計器板の共振点を求めた。

供試体は FTB 本体からエンジン、燃料、操縦士を除いたもので設置状態は、6.1(3) に示す地上状態である。

本実験の標準手順を表 17 に示す。

試験で得られた共振特性を表 18 に示す。

#### 9.1 横フレーム試験

横フレームは、機装品を殆んど搭載しておらず、単にロール用空気ジェットノズルの支持腕として存在するので、剛性も殆んど、要求されず、構造も単純である。したがって、横フレームの振動試験は成果を得易いので、まずこれを実施することにした。

試験は、機体を所定のとおりに設定 (6.1(3)) 後、表 17 の手順に従って実施した。試験は上下曲げ、前後曲げ、振りについて行ない、前2者については同相、逆相の場合があるので、都合5種類の試験を行なった。それぞれの試験の加振点および、計測点を図 73 に示す。

本試験によって得られた共振曲線を図 74~76 に示し、図から読取った共振振動数、減衰値、および位相を表 18 に示す。同相、逆相の上下曲げ、および同相の前後曲げでは、鋭い共振点が認められた。逆相の前後曲げと振りとは、見掛け上、共振点が、それぞれ2つあるが、これは、それぞれの加振力によって、逆相前

後曲げと、振りの振動が同時に生じたものと判断し、ピークの高い方を、それぞれの共振点とした。

また、曲げの共振点における振幅分布を、図 77, 78 に示す。いずれも対称性を有する。

### 9.2 縦フレーム試験

縦フレームは、多くの機装品を搭載し、中央部の剛性が高く、途中から急に低くなっている。また前後は必ずしも対称ではない。したがって縦フレームの振動試験によって、これらの局部的特徴が他に及ぼす影響を知ることは、重要である。

機体の設定、試験手順、試験の種類は、9.1 と同様である。試験は 5 種類行ない、それぞれの試験の共振点、および計測点を、図 79 に示す。

上下曲げの共振線を図 80 に示し、図から読取った共振振動数減衰値、および位相を表 18 に示す。同相、逆相、いずれの場合も、ピークが 2 つ出る。図から判断すると、同相加振の場合には逆相の共振が現われるが、逆相加振の場合には同相の共振は現われない

で、高次の共振が現われるものと考えられる。

また、上下曲げの共振点における振幅分布を、図 81 に示す。同相の場合は、後より前、逆相の場合は、前より後の振幅が大きい。

### 9.3 部分試験

機体の振動特性は、機体構造を基調とするので、機体構造が、振動試験の主たる対象となることは勿論であるが、FTB では、推力/重量比が 1 以上となって出力が、通常機よりも相対的に大きく、また操縦におよぼす系統の変形や、ガタが機体運動に敏感に反映するので、機能部品（特に計器）や操縦系統の共振特性に注意を要する。

実験は、9.1, 9.2 と同様の手順で行なった。

計器板では、16.5 Hz に、共振点が認められた（表 18）。

ASE、操縦系統では、試験範囲の 4~20 Hz 内では、共振が認められなかった。

表 18 FTB 機体振動試験結果

区 分	振 動 モ ー ド			固有振動数	減 衰 値	縦横位相差
横フレーム	上下曲げ	対 称	一次	17.6 Hz	0.0216	—
"	"	非対称	"	8.1	0.0815	-30°
"	前後曲げ	対 称	"	10.0	0.044	-90
"	"	非対称	"	12.0	0.040	0
"	振 り			13.4	0.041	—
縦フレーム	上下曲げ	対 称	一次	13.9	0.038	-180
"	"	非対称	"	6.3	0.0715	0
"	左右曲げ	対 称	"	} 機体の剛体運動大きく、測定不能		
"	"	非対称	"			
"	振 り					
A S E 操 縦 系 統 計 器 板				4 以下, 20 以上 " 16.5		

(注) 位相差は横フレーム左先端と縦フレーム後先端の差の概略値

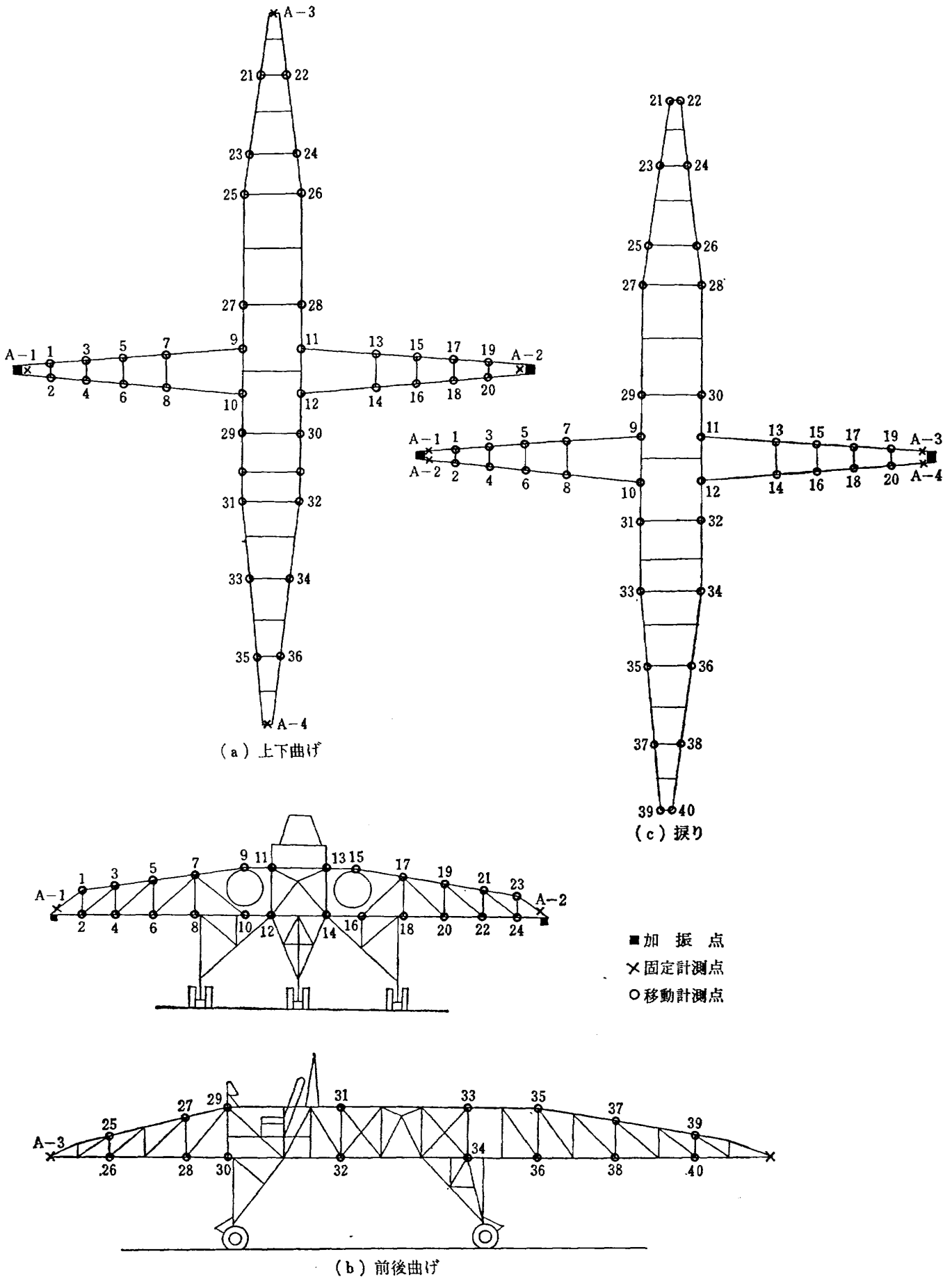


図 73 横フレーム試験の加振点と計測点

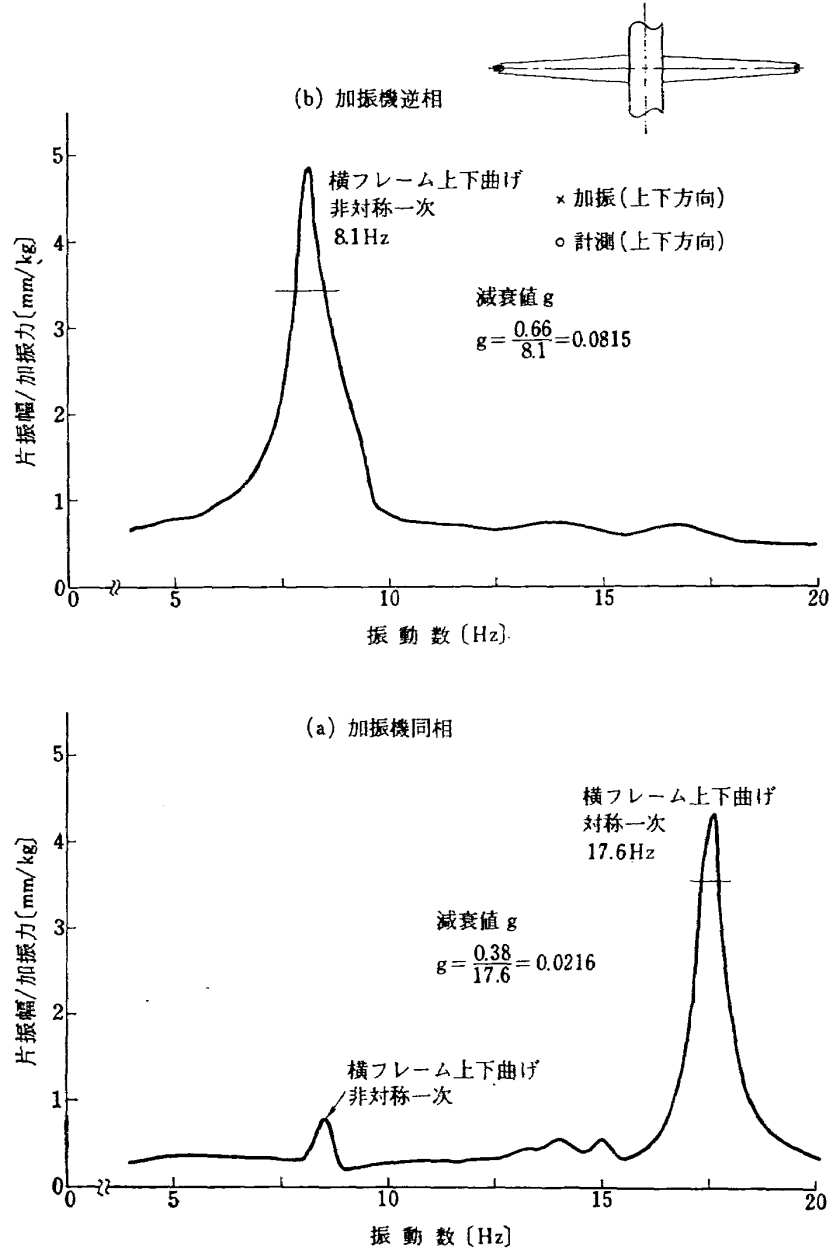


図 74 横フレーム上下曲げ共振曲線

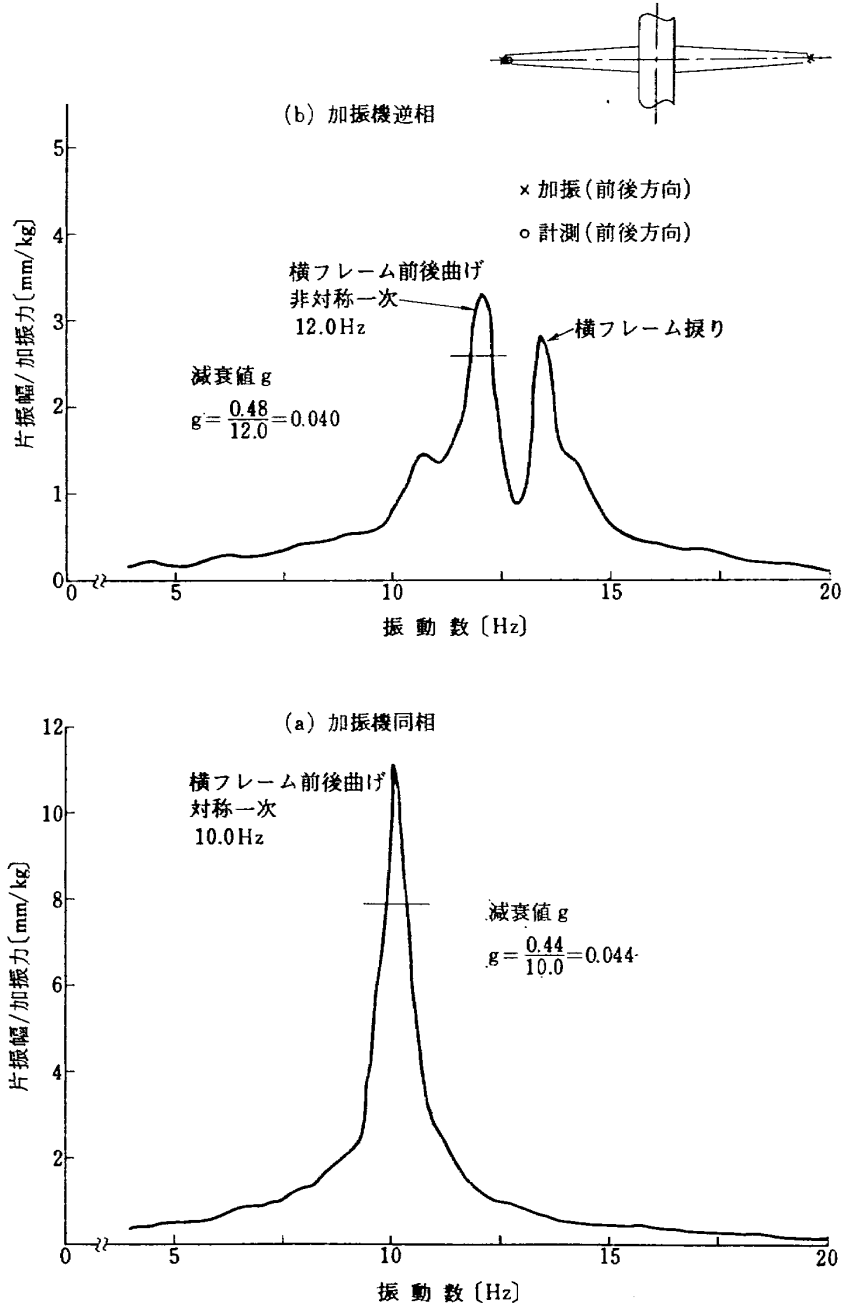


図 75 横フレーム前後曲げ共振曲線

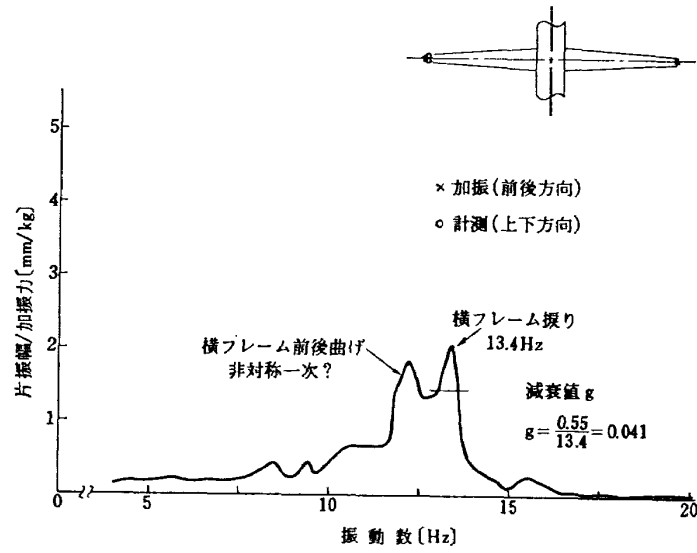


図 76 横フレーム振り共振曲線 (加振機逆相)

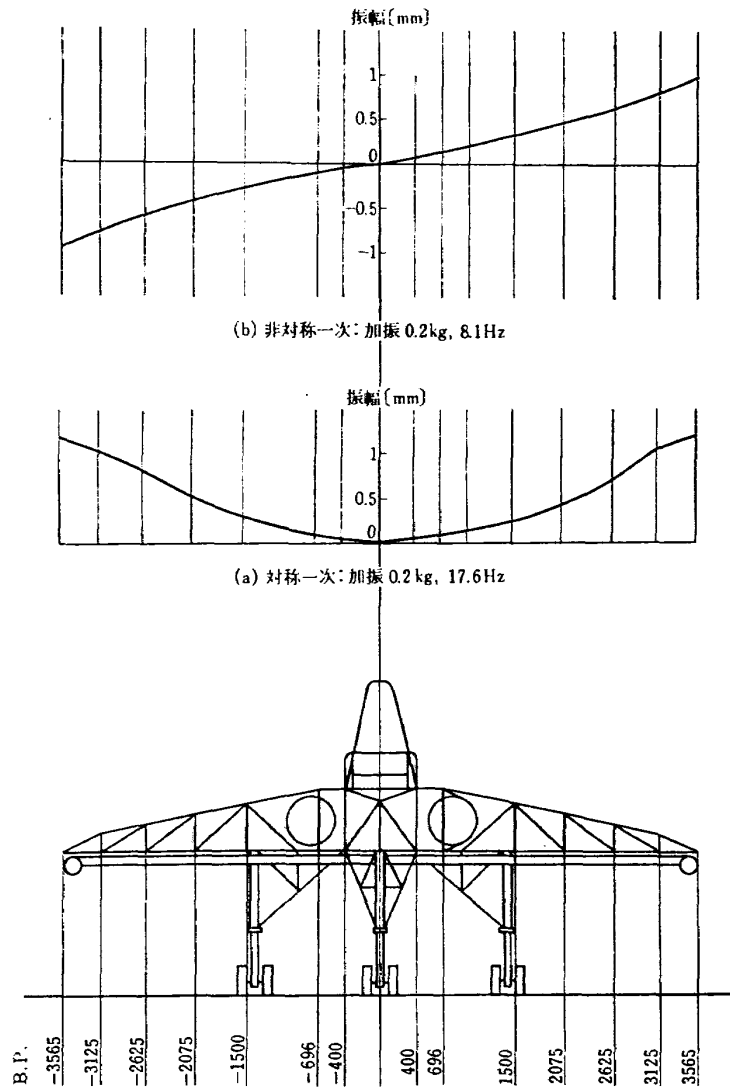


図 77 横フレーム上下曲げ振幅分布



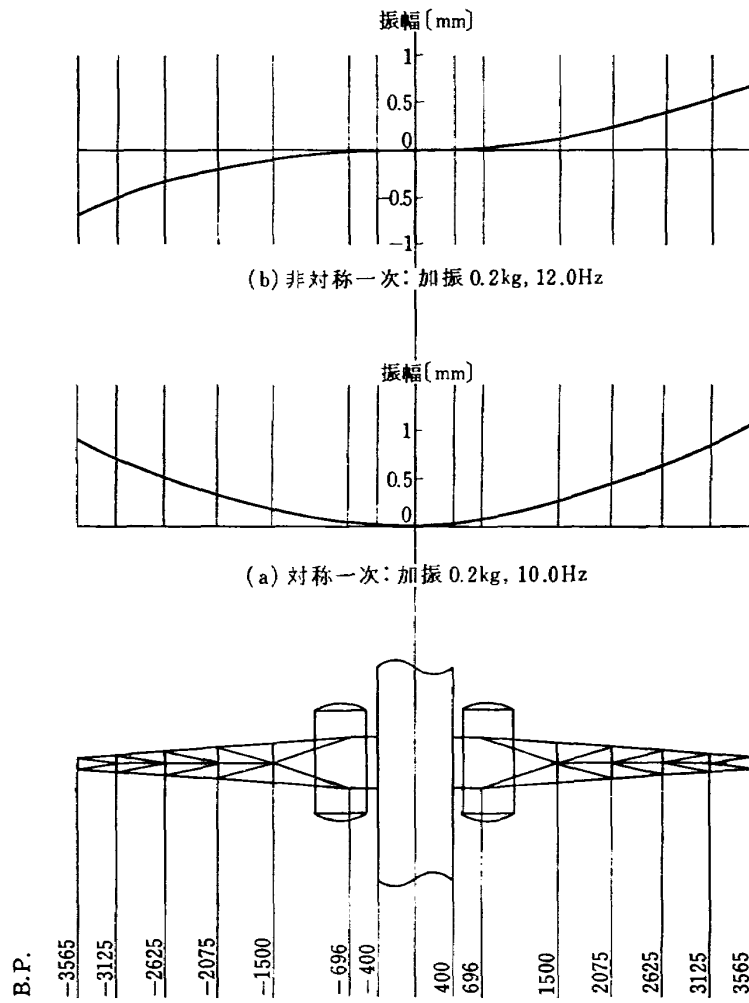


図 78 横フレーム前後曲げ振幅分布

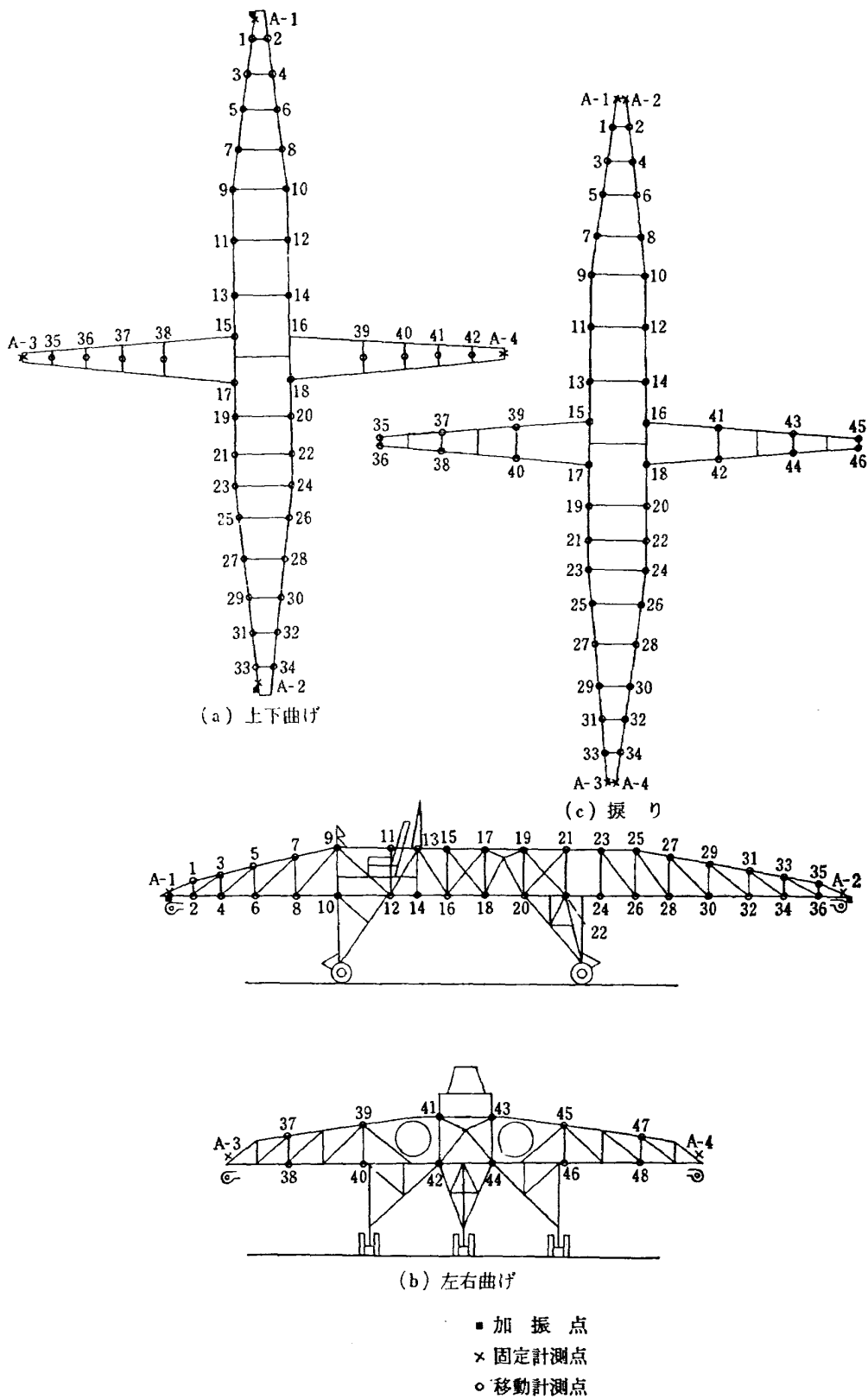


図 79 縦フレーム試験の加振点と計測点

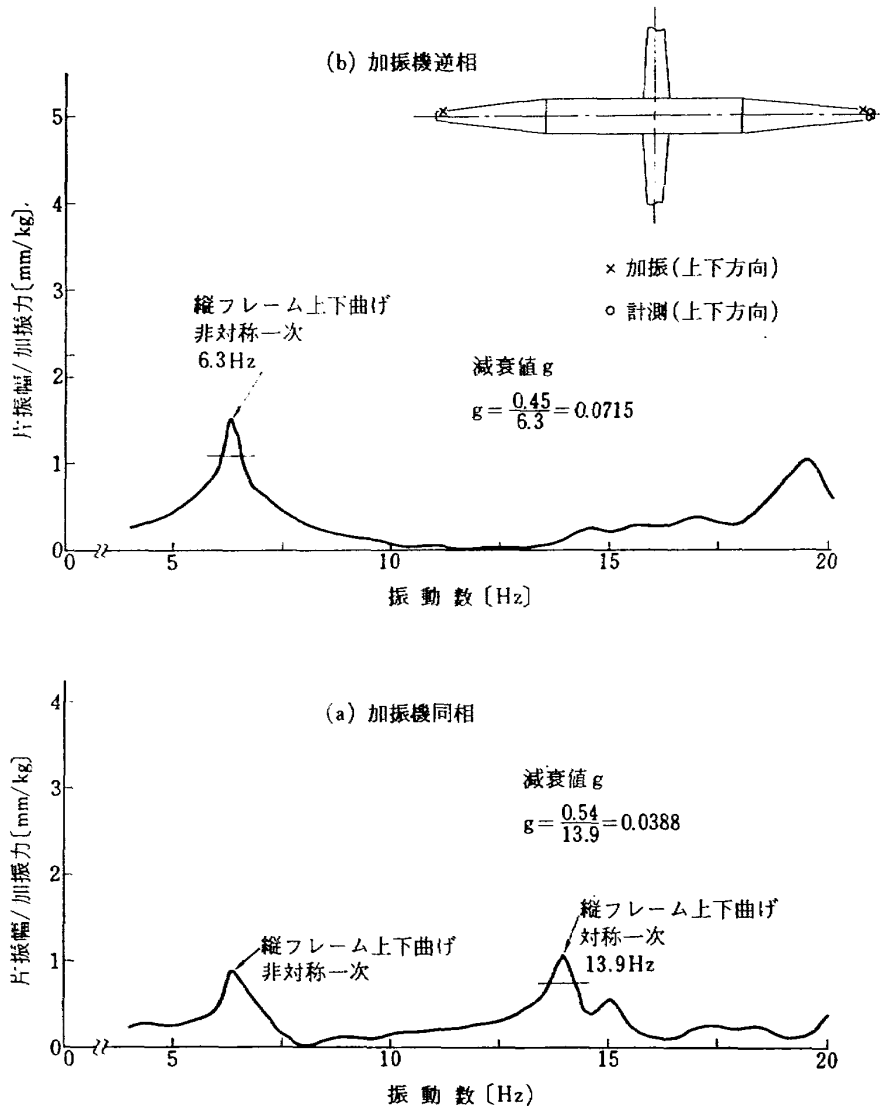


図 80 縦フレーム上下曲げ共振曲線

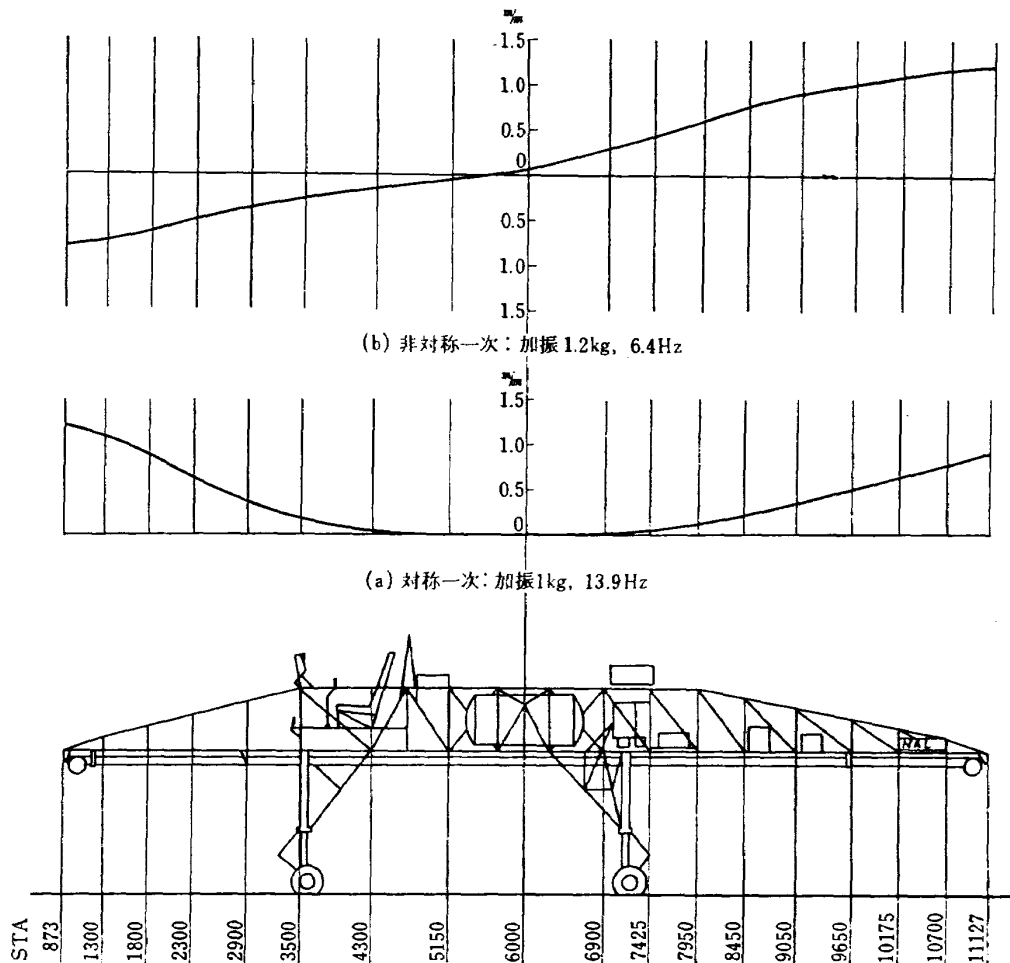


図 81 縦フレーム上下曲げ振幅分布

## 10. むすび

以上、FTB 本体のエンジン搭載前における総合実験について、述べた。

機体各部の機能、ロールとピッチの姿勢制御特性、機体振動特性に関するこれらの実験は、いずれも予期の成果を収めた。

実験は、昭和42年5月から12月にかけて、本所空力2号館内で実施した。

本実験に際して、富士重工業(株)、日本電気(株)、三菱重工業(株)の御協力に負うところが大きく、ここに深甚なる謝意を表す。特に富士重工業(株)より交替で、派遣常駐された、十河弘、境野正一、茨城祐二、古橋一郎、加藤孔二、戸村元英、村岡武夫、先崎孝雄の諸氏、ならびに三菱重工業(株)の馬渡典雄氏には、厚く御礼申上げる。また、本所空力力学第2部萩原秀徳遷音速風洞制御第一研究室長、ならびに同室員の方々には、実験区画および高圧空気の供給に関して、

御骨折を頂いた。実験には、新型航空機第一研究室、中田功、金井充、鳥塚邦明の三君の協力を得、また図および原稿の整理には岡田典秋、三塚純子両技官の協力を得た。

FTB は、本実験終了後、エンジンを搭載して艤装を完了し、調整を行なった後全機作動試験の手順に入ることになる。

## 文 献

- 1) 新型航空機部; フライングテストベッドの計画, 航技研報告 TR-154 (1968/5)
- 2) 滝沢直人; フライングテストベッド (FTB) について, 日本機械学会誌 71 巻 598 号 (1968/11)
- 3) 松本正勝, 鳥崎忠雄; リフトジェットエンジン JR 100 の概要, 日本機械学会誌 70 巻 581 号 (1967/6)
- 4) 機体第一部, 計測部, 原動機部; 可動アイアンボードの構造および機能, 航技研資料 TM-71 (1965/12)

- 5) 航空技術研究所; 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-25 (1962/3)
- 6) 滝沢直人, 西村博史, 藤枝郭俊, 田辺義一, 渋谷昭義; 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究, 航技研報告 TR-123 (1966/12)
- 7) 西村博史, 藤枝郭俊; 可動アイアンバードによる姿勢制御の実験, 航技研資料 TM-159 (1969/5)
- 8) NATO; Recommendation for V/STOL Handling Qualities, AGARD Rept 408 (1962/10)

付録 フライングテストベッド系統別特性一覧  
——エンジンを除く——

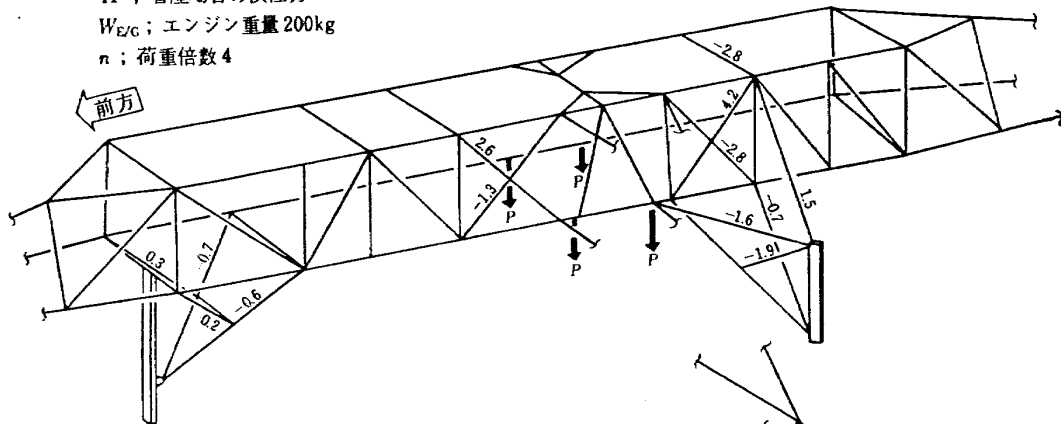
目 次

- A 1 機体構造 (フレーム強度剛性)
- A 2 機体構造 (エンジン取付部強度剛性)
- B 脚 (性能)
- C 全機振動 (共振)
- D 1 燃料系統 (全系統)
- D 2 燃料系統 (燃料吐出能力)
- E 1 空気系統 (全系統)
- E 2 空気系統 (最大ノズル推力)
- F 1 操縦系統 (ロール系統)
- F 2 操縦系統 (ピッチ系統)
- F 3 操縦系統 (ヨー系統)
- F 4 操縦系統 (ハイト系統)
- F 5 操縦系統 (クラッチ単体)
- G 1 ASE (全系統)
- G 2 ASE (ステップ応答)
- G 3 ASE (周波数応答)
- H 1 油圧系統 (全系統)
- H 2 油圧系統 (空気タービン部)
- H 3 油圧系統 (油圧源部)
- H 4 油圧系統 (サーボアクチュエータ部)
- I 電源系統
- J 計器装備
- K テレメータ

A 1 機体構造 (フレーム強度剛性)

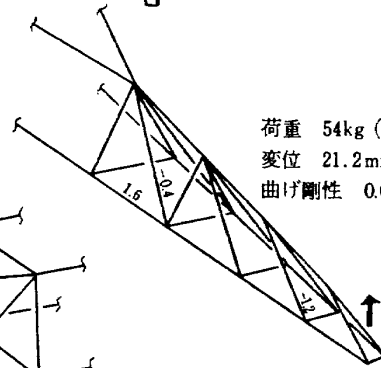
1. 中央フレームおよび脚支柱

荷重  $4P = W_{EG} \times 2 \times n = 1600\text{kg}$   
 $4P$  ; 着陸場合の慣性力  
 $W_{EG}$  ; エンジン重量  $200\text{kg}$   
 $n$  ; 荷重倍数  $4$



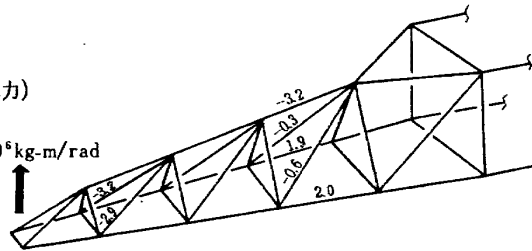
2. 横フレーム

荷重  $54\text{kg}$  (ノズル推力)  
 変位  $21.2\text{mm}$   
 曲げ剛性  $0.00245\text{kg-m/rad}$



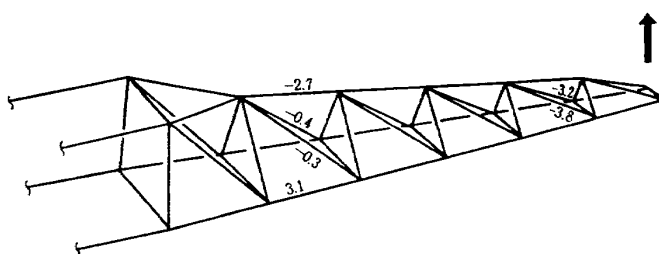
3. 縦フレーム (前方)

荷重  $82\text{kg}$  (ノズル推力)  
 変位  $10.16\text{mm}$   
 曲げ剛性  $0.0505 \times 10^6\text{kg-m/rad}$



4. 縦フレーム (後方)

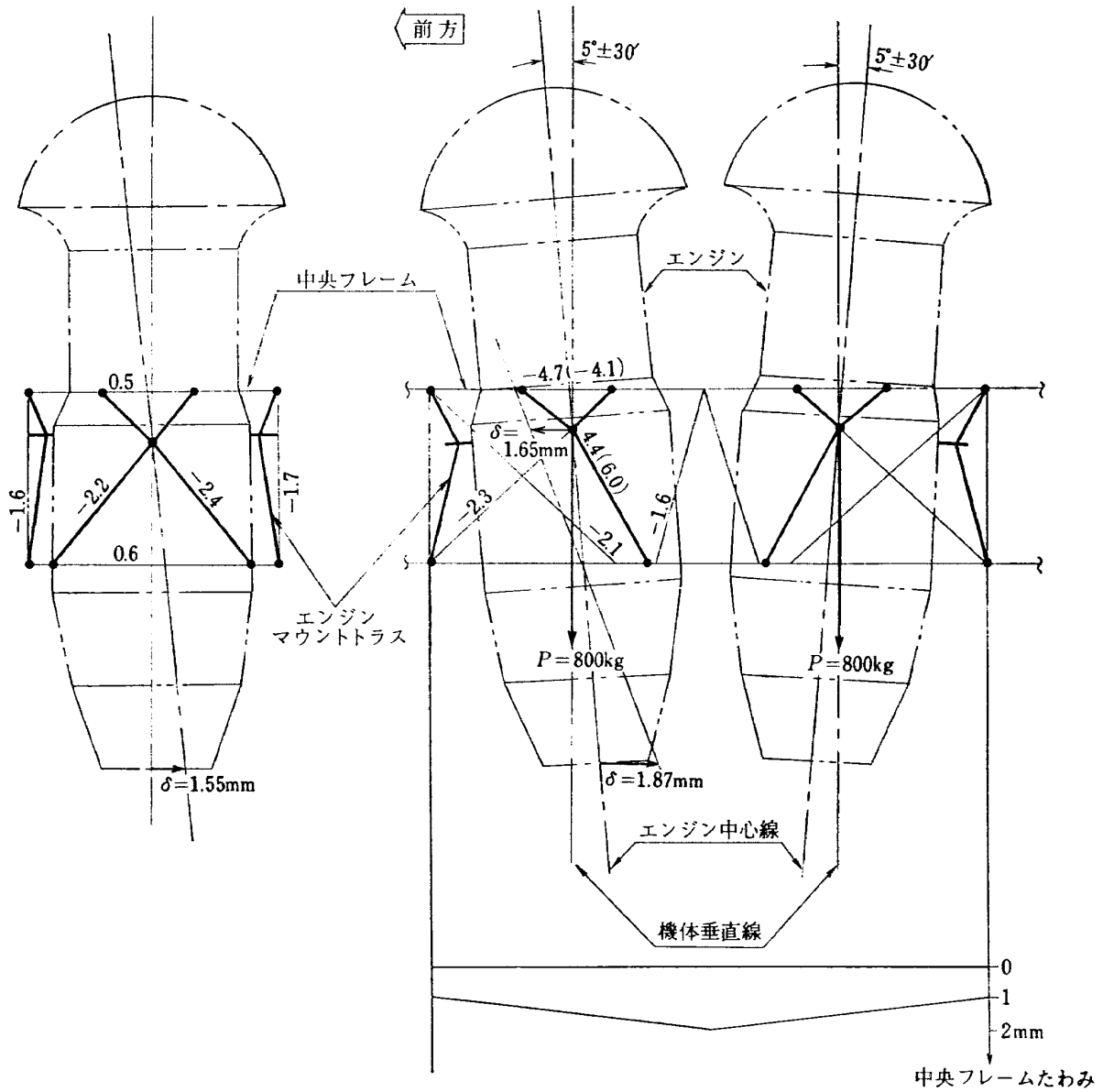
荷重  $82\text{kg}$  (ノズル推力)  
 変位  $12.7\text{mm}$   
 曲げ剛性  $0.0662\text{kg-m/rad}$



[注] (1) 線上的数値は応力 ( $\text{kg/mm}^2$ ) を示す ーは圧縮

(2) 供試体は改修前のもの

## A 2 機体構造 (エンジン取付部強度剛性)



- [注] (1) 荷重はエンジンダミーを取付け、エンジン重心部に各  $P = 800\text{kg}$  を負荷した  
 (2)  $\delta$  は飛行場合の変位を示す  
 (3) 線上の数値は応力 ( $\text{kg}/\text{mm}^2$ ) を示す。— は圧縮



B 脚 (性 能)

1. 脚単独落下<sup>1)</sup>

試 験 名 称	落下高	落下速	等価重量 <sup>2)</sup>	オレオストローク	タイヤストローク	オレオ荷重倍数	オレオ効 率
	<i>h</i> (mm)	<i>v</i> (m/s)	<i>W<sub>e</sub></i> (kg)	<i>s</i> (mm)	<i>δ</i> (mm)	ng	(%)
制限尾部下げ	1270	5.0	600	460.4	71.2	3.22	71.7
制限水平	1270	5.0	605	443.7	70.7	2.82	75.8
エネルギー余裕吸収能力	1450 <sup>3)</sup>	5.33	626	442.2	74.3	3.68	—
横 す べ り <sup>4)</sup>	50	0.995	53.2 (552)	66.2	232.8	0.163 (2.6)	—

2. 漏洩・耐圧<sup>1)</sup>

試 験 名 称	オレオ空気圧 (psi)		タイヤ空気圧 (psi)		垂直荷重 (kg)	姿勢	試験時間 (hr)	オレオストローク	漏洩結果
	試験前	試験後	試験前	試験後					
伸 長 漏 洩	185	185	34	34 (左右)	—	垂直	1	—	空気, 油 漏れなし
垂 直 漏 洩	185	185	34	33 (左右)	850	同上	24	386.5	同 上
耐 圧	260	242	68	64(左) 66(右)	282.0	同上	0.25	405.5	同 上

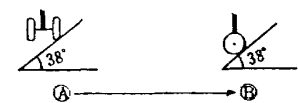
[注] 1) 試験時の脚の諸元は次のとおりである。

オリフィス面積	30.251mm <sup>2</sup>	全容量	2589.2 cm <sup>3</sup>	圧縮比	11
オレオ圧	185 psi	空気容量	1053.6 cm <sup>3</sup>	分担荷重	850 kg
タイヤ圧	34 psi	油容量	1536.6 cm <sup>3</sup>	オレオ最大ストローク	479.2 mm

2) 等価重量  $W_e = W_g \frac{h + (1 - \frac{L}{W})d}{h + d}$  ここに  $W_g$ =分担荷重,  $d$ =脚の全ストローク(= $s + \delta$ ),  $h$ =落下高,  $L/W$ =揚力重量比。この試験では  $L/W=1$  とした。

3) エネルギー余裕吸収能力試験における落下速は  $5.0 \times 1.2 = 6.0$ m であり, これに対応する落下高は 1830mm であるが, 試験搭の高度不足のため, この高度で試験を中止した。

4) この試験は脚の緩衝機能よりも強度を問題にしている。( )内は治具重量  $W_j$  と治具荷重倍数  $n_j$  である。この場合には垂直荷重  $F = W_j \times n_j$ , 横荷重  $S = 0.6F$ 。タイヤストロークは右図の如く④から⑤へ移るための位置差を含んでいる。



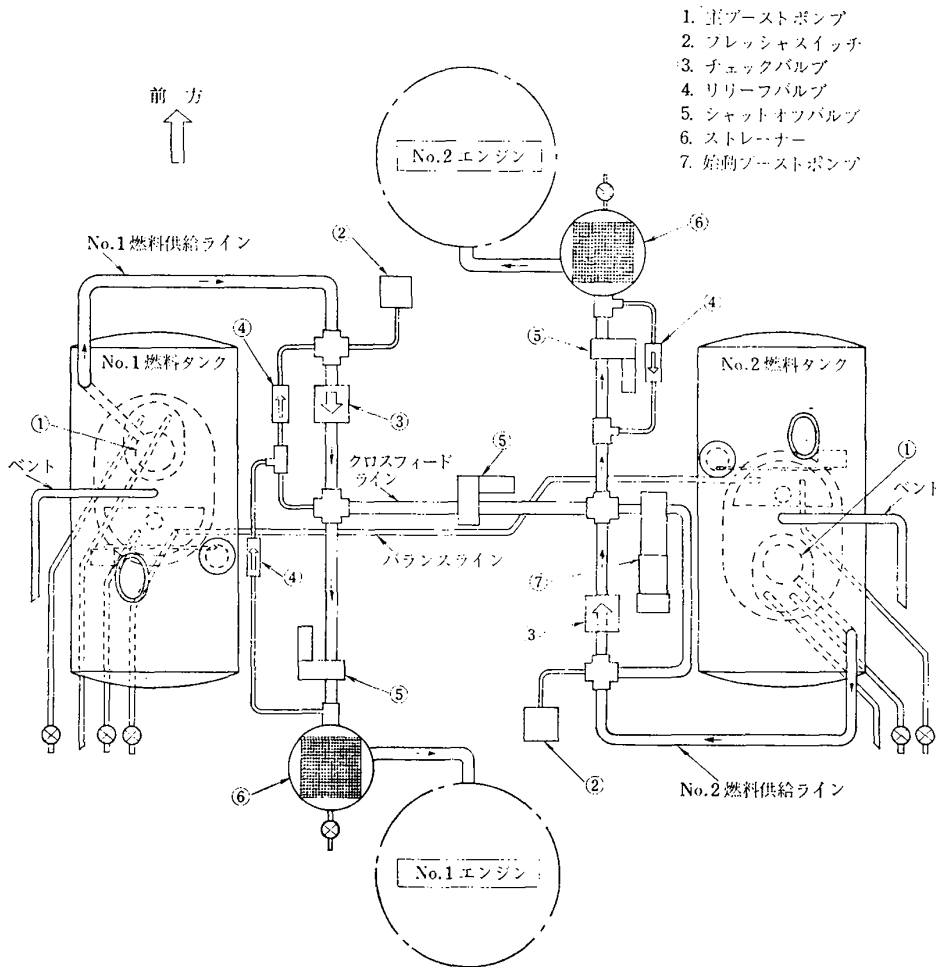
C 全機振動(共振)

振動数 Hz	三車輪接地・燃料空	三車輪接地・燃料満	脚固定場合・燃料空
30	▲トランスロッド共振	▲トランスロッド共振	▲ダクト共振
25	▲非対二次曲げ	▲曲げ振れ	△ダクト共振
20	▲後胴二次曲げ	▲非対二次曲げ	△振れ
15	△非対称振れ	▲二次曲げ?	▲二次曲げ?
10	▲前胴曲げ	▲前E/Gヒッチング	▲非対称曲げ
5	▲ヨロイング	▲ヨロイング	▲非対称一次曲げ
30	▲トランスロッド共振	▲トランスロッド共振	▲ダクト共振
25	▲非対二次曲げ	▲曲げ振れ	▲ダクト共振
20	▲後胴二次曲げ	▲非対二次曲げ	▲振れ
15	△非対称振れ	▲二次曲げ?	▲二次曲げ?
10	▲前胴曲げ	▲前E/Gヒッチング	▲非対称曲げ
5	▲ヨロイング	▲ヨロイング	▲非対称一次曲げ
30	▲トランスロッド共振	▲トランスロッド共振	▲ダクト共振
25	▲非対二次曲げ	▲曲げ振れ	▲ダクト共振
20	▲後胴二次曲げ	▲非対二次曲げ	▲振れ
15	△非対称振れ	▲二次曲げ?	▲二次曲げ?
10	▲前胴曲げ	▲前E/Gヒッチング	▲非対称曲げ
5	▲ヨロイング	▲ヨロイング	▲非対称一次曲げ
30	▲トランスロッド共振	▲トランスロッド共振	▲ダクト共振
25	▲非対二次曲げ	▲曲げ振れ	▲ダクト共振
20	▲後胴二次曲げ	▲非対二次曲げ	▲振れ
15	△非対称振れ	▲二次曲げ?	▲二次曲げ?
10	▲前胴曲げ	▲前E/Gヒッチング	▲非対称曲げ
5	▲ヨロイング	▲ヨロイング	▲非対称一次曲げ
30	▲トランスロッド共振	▲トランスロッド共振	▲ダクト共振
25	▲非対二次曲げ	▲曲げ振れ	▲ダクト共振
20	▲後胴二次曲げ	▲非対二次曲げ	▲振れ
15	△非対称振れ	▲二次曲げ?	▲二次曲げ?
10	▲前胴曲げ	▲前E/Gヒッチング	▲非対称曲げ
5	▲ヨロイング	▲ヨロイング	▲非対称一次曲げ

△:上下加振 ▲:横加振 △:振り加振

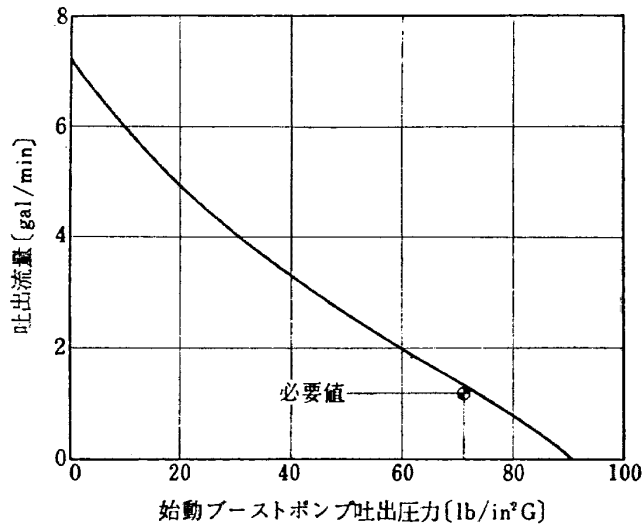
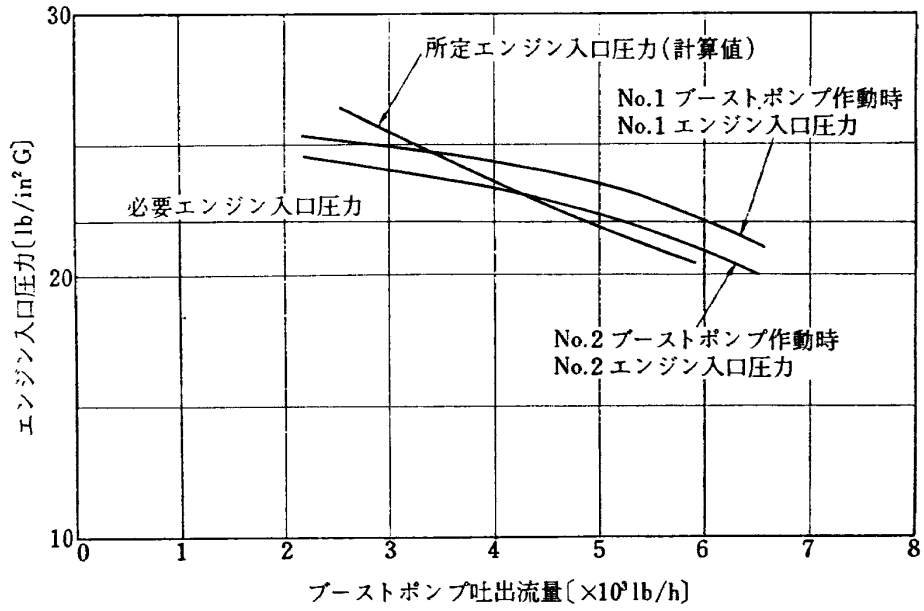
備考

D 1 燃 料 系 統 (全系統)

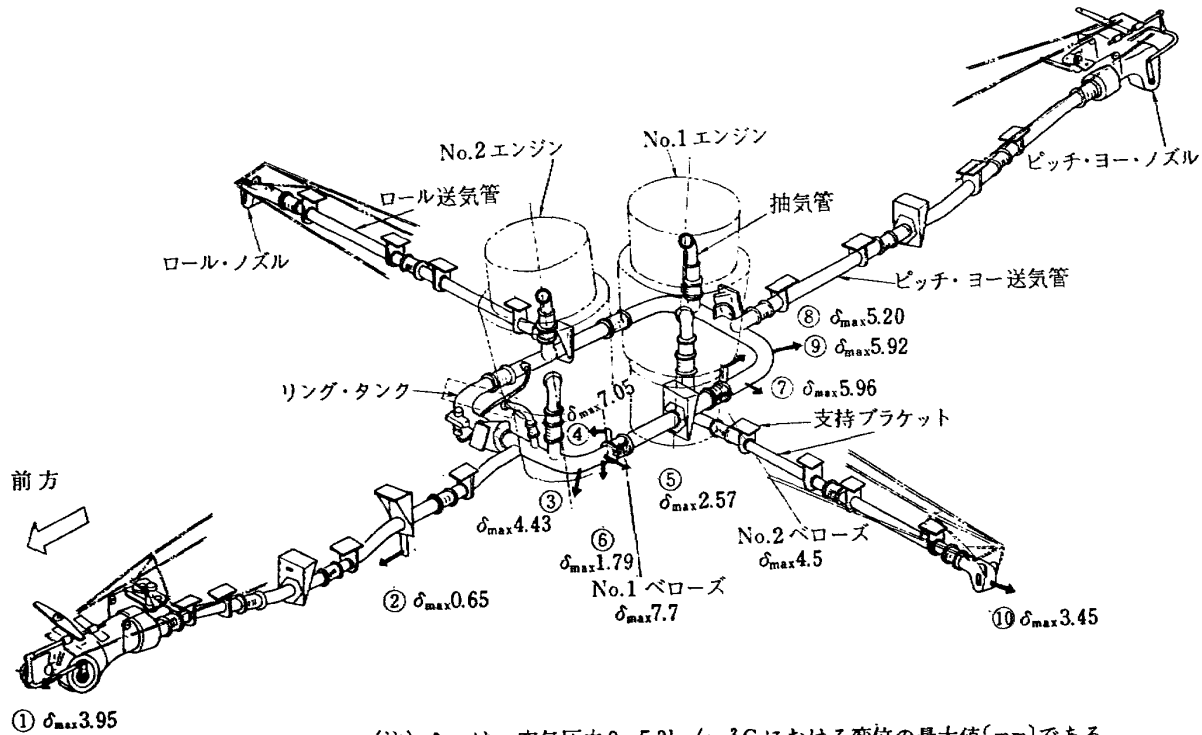


- (1) 漏洩および耐圧  
 燃料タンクからシャットオフバルブまでの間に  $0.18\text{kg/cm}^2\text{ G}$  の空気圧を15分間かけて漏洩なし。  
 ブースタポンプの出口からシャットオフバルブまでの間に  $3.2\text{kg/cm}^2\text{ G}$  の空気圧を1分間かけて漏洩および永久変形なし。  
 ブースタポンプの出口からシャットオフバルブまでの間でサーマルレリーフバルブラインを除いて  $8.4\text{kg/cm}^2\text{ G}$  の空気圧を1分間かけて漏洩および永久変化なし。
- (2) 燃料タンク最大容量= $618.8\text{ l}$ (No. 1 タンク, No. 2 タンク合計, 以下同様), タンク内液面高さ  $495\text{ mm}$
- (3) 燃料タンク内容量測定値=燃量計指示容量  $+13\text{ l}$   
 $-0\text{ l}$
- (4) 余積測定値= $22.9\text{ l}$
- (5) 使用不能燃料容量測定値= $9.6\text{ l}$  (このうちライン残量= $3.0\text{ l}$ )
- (6) 圧力損失  
 2 ブースタポンプ正常作動, ブースタポンプ出口流量  $0.46\text{ kg/s}$  の場合, および 1 ブースタポンプ作動, 流量  $0.68\text{ kg/s}$  の場合に  $0.12\text{ kg/cm}^2$
- (7) 低液面警報灯  
 No. 1 タンク:  $166\text{ l}$  にて点灯, No. 2 タンク:  $144\text{ l}$  にて点灯

D 2 燃 料 系 統 (燃料吐出能力)



E 1 空 気 系 統 (全系統)

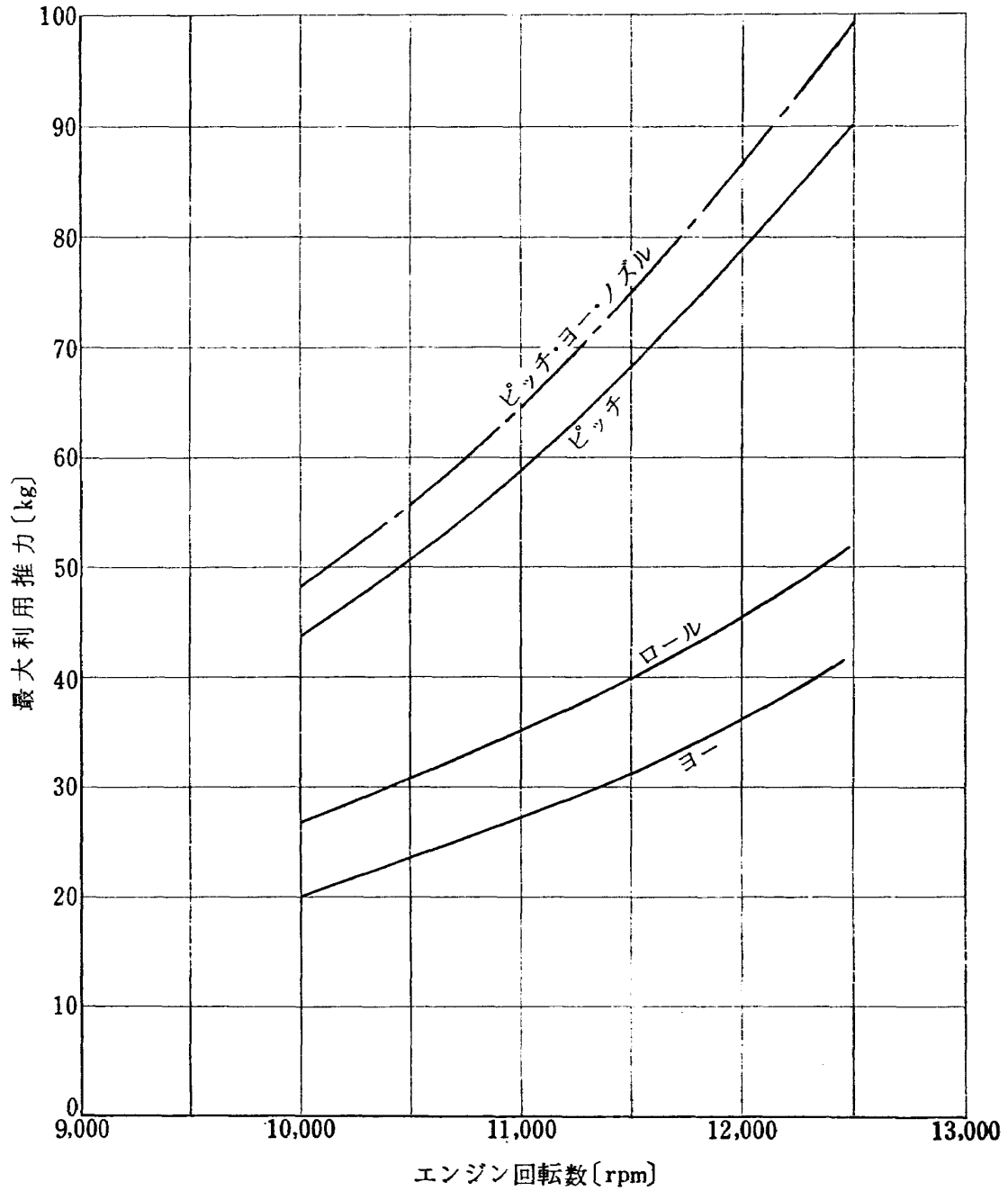


(注)  $\delta_{max}$  は、空気圧力0-5.3kg/cm<sup>2</sup>Gにおける変位の最大値(mm)である。  
 ①→などは、変位の計測位置とその方向を示す。

- (1) 漏洩  
 3.5kg/cm<sup>2</sup>Gの空気圧または窒素圧を3分間かけて、ダクト、ペローズ、および取付金具等に外部漏洩、過度な変形その他の欠陥なし。
- (2) 耐圧  
 5.3kg/cm<sup>2</sup>Gの空気圧を5分間かけて、ダクト、ペローズ、ノズルおよび取付金具等に永久変形、過度なふくらみ、作動不良その他の欠陥なし、更に7.5kg/cm<sup>2</sup>Gまで異常なし。
- (3) チェックバルブ (空気温度20°Cにて)  
 空気流入量 0.0675kg/s、差圧(逆流方向側圧力-自由流方向側圧力)=0.00172kg/cm<sup>2</sup>にてフラップ閉(スプリング無しの場合)、差圧=0.00295kg/cm<sup>2</sup>にてフラップ開(スプリング無しの場合)、差圧=-0.00172kg/cm<sup>2</sup>にてフラップ開(スプリングトルク 0.00288kg・m)。流入空気量 2.08kg/sにて圧力降下 0.602kg/cm<sup>2</sup>(スプリング無しの場合)、流入空気量 1.625kg/sにて圧力降下 0.402kg/cm<sup>2</sup>(スプリング付き)
- (4) 全系の漏洩(スリップジョイント部および供給接続装置と機体との接続部)  
 120秒間に、6.5kg/cm<sup>2</sup>Gから3.2kg/cm<sup>2</sup>Gまで圧力降下(No.1エンジンより)、6.5kg/cm<sup>2</sup>Gから4.2kg/cm<sup>2</sup>Gまで圧力降下(No.2エンジンより)
- (5) 最大抽気時の全圧力損失<14%
- (6) 全ノズルからの外部漏洩  
 90秒間に3.5kg/cm<sup>2</sup>Gから1.1kg/cm<sup>2</sup>Gまでの圧力降下
- (7) ノズル(初期ノズルから改良した新型ノズル、圧力比<3.0にて)  
 ピッチ・ヨー・ノズルのピッチ操作トルク<0.34kg・m、ヨー操作トルク<0.90kg・m、ロール・ノズルの操作トルク<0.2kg・m

## E 2 空 気 系 統 (最大ノズル推力)

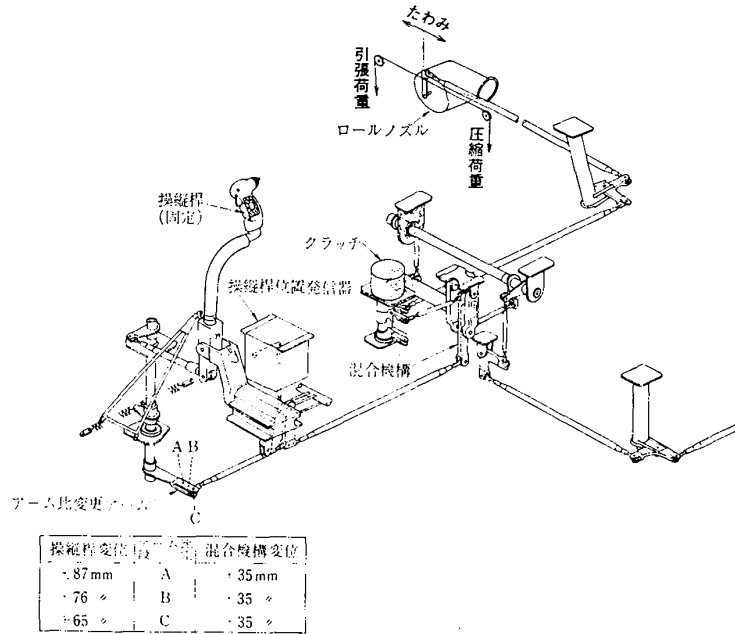
(エンジン, 空気ジェットノズルは昭和43年度改修のもの)



F 1 操 縦 系 統 (ロール系統)

1. 強度剛性 (ノズルとストッパー間)

測定位置 制限荷重	左ノズル側たわみ		右ノズル側たわみ		アーム比 設 定	備 考
	引 張	圧 縮	引 張	圧 縮		
24 kg	mm 19.54	mm 25.33	mm 20.73	mm 17.25	B	*
23 kg	14.1	16.5	16.4	15.4	B	



2. 作動特性

計 測 項 目	操 縦 桿 操 作 方 向	計 測 値	ア ー ム 比 設 定	備 考
起 動 力  (保舵力) 保舵力勾配	左右 左右	0.1 ~ 0.2 kg 0.35 ~ 0.4 kg	B C	(参考) MIL-H-8501A 0.22 ~ 0.68 kg
		0.7 ~ 0.9 kg 0.5 ~ 0.9 kg	B B	** **
	左右 左右	0.21 kg/cm 0.23 kg/cm	B B	(参考) MIL-H-8501A 0.09 ~ 0.36 kg/cm

3. ガタ (ノズル空気圧なし) 及びバックラッシュ特性

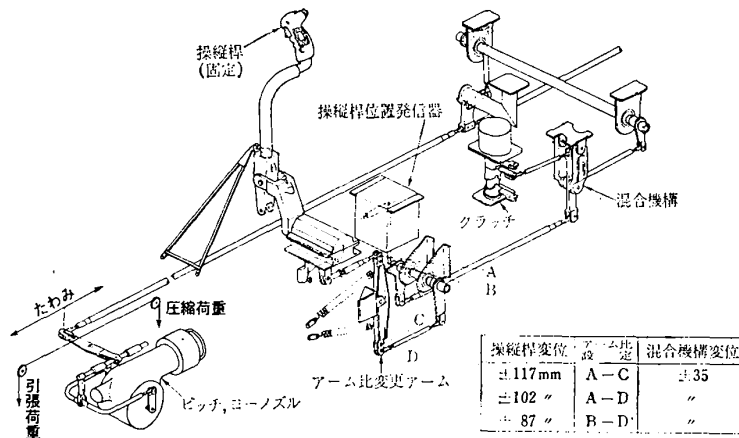
ノズル	ガタ又は バックラッシュ	全行程に対する (%)	計 測 位 置	備 考
左 右	0.6 mm 0.4 mm	1.46 0.98		*ノズル空気圧なし * "
左又は右	2.0 mm ~ 3.4 mm	4.9 ~ 8.3		***ノズル空気圧 1.94 ~ 2.99 kg/cm <sup>2</sup> (abs)

- (注) \* ノズル面積増大改修後 (強度剛性試験の制限荷重の相違はノズル推力の相違による為) 試験時 (44年3月)  
 \*\* ノズル面積増大改修後イルレバーシブルアクチュアータ装備, 但し油圧 OFF 時の値 (44年3月)  
 \*\*\* 第4次拘束実験時のデータ結果 (45年3月)

F 2 操 縦 系 統 (ピッチ系統)

1. 強度剛性 (ノズルとストッパー間)

測定位置 制限荷重	前ノズル側たわみ		後ノズル側たわみ		アーム比 設 定	備 考
	引 張	圧 縮	引 張	圧 縮		
22.4 kg	12.32	14.25	9.45	15.94	B-D	*
33.0 kg	17.3	17.9	18.0	18.6	A-D	



2. 作動特性

計 測 項 目	操 縦 桿 操 作 方 向	計 測 値	ア ー ム 比 設 定	備 考
起 動 力	引 押 引 押 引 押	0.30 kg	A - C	(参考) MIL-H-8501A 0.22~0.68 kg
		0.25 kg	A - C	
		0.25 kg	A - D	
		0.15 kg	A - D	
		0.15 kg	A - D	
(保舵力) 保舵力勾配	引 押	0.7~0.9 kg	A - D	**
		0.5~0.9 kg	A - D	**
	引 押	0.16 kg/cm	A - D	(参考) MIL-H-8501A
	引 押	0.14 kg/cm	A - D	0.09~0.36kg/cm

3. ガタ (ノズル空気圧なし) 及びバックラッシュ特性

ノズル	ガタ又は バックラッシュ	全行程に対する (%)	計 測 位 置	備 考
前 後	1.1 mm 0.9 mm	2.4 1.95	ノズル回転バルブ	*ノズル空気なし * "
前 後	1.5 mm~2.5 mm	3.3~5.4		***ノズル空気圧 1.88~2.93kg/cm <sup>2</sup> (abs)

(注) \* ノズル面積増大改修後 (強度剛性試験の制限荷重の相違はノズル推力の相違による為) 試験時 (44年3月)

\*\* ノズル面積増大改修後イレバシブルアクチュエータ装備, 但し油圧 OFF 時の値 (44年3月)

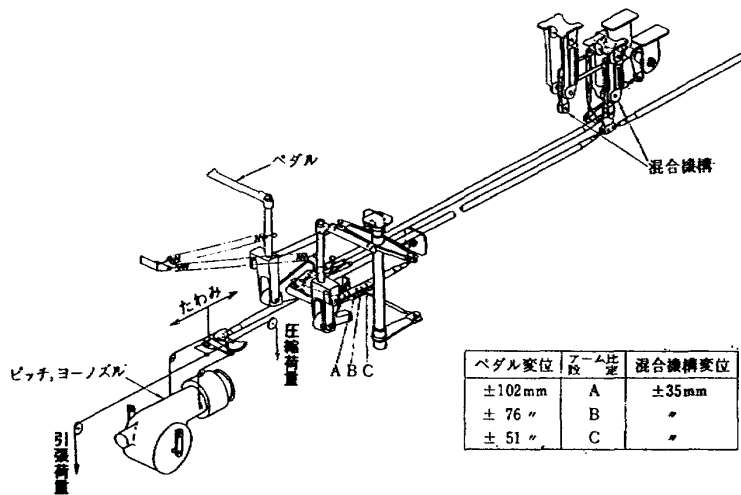
\*\*\* 第4次拘束実験時のデータ結果 (45年3月)



F 3 操 縦 系 統 (ヨ一系統)

1. 強度剛性 (ペダルストッパー間)

測定位置 制限荷重	前ノズル側たわみ		後ノズル側たわみ		アーム比 設 定	備 考
	引 張	圧 縮	引 張	圧 縮		
48 kg	mm 16.87	mm 20.00	mm 13.27	mm 19.28	A	*
58 kg	15.5deg	9 deg	15 deg	15 deg		



2. 作動特性

計 測 項 目	ペダル 操作方向	計 測 値	アーム比 設 定	備 考
起 動 力	左踏み	3.0 kg	A	(参考) MIL-H-8501A 1.4~3.4 kg
	右踏み	2.8 kg	A	
	左踏み	2.2 kg	B	
	右踏み	2.4 kg	B	
	左踏み	3.1 kg	C	
	右踏み	2.3 kg	C	
(保舵力) 保舵力勾配	左踏み	4.5~5.0 kg	B	**
	右踏み	4.1~4.8 kg	B	**
	左踏み	1.86 kg/cm	C	AGARD-408 0.89~2.68kg/cm
	右踏み	1.88 kg/cm	C	

3. ガ タ

ノズル	ガ タ	全行程に対する (%)	計 測 位 置	備 考
前	1.5°			*ノズル空気圧なし
後	1.5°			

(注) \* ノズル面積増大改修後 (強度剛性試験の制限荷重の相違はノズル推力の相違による為) 試験時 (44年3月)

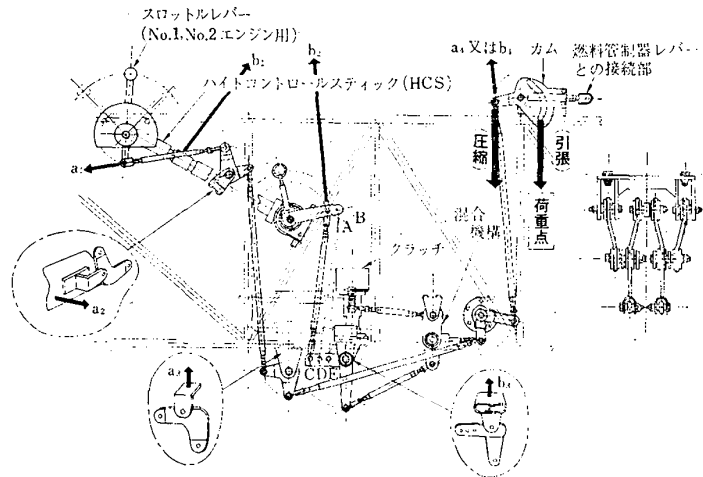
\*\* ノズル面積増大改修後、イレバーシブルアクチュエータ装備、但し油圧 OFF 時の値 (44年3月)

F 4 操 縦 系 統 (ハイト系統)

1. 強度剛性 (アーム比設定 A—C)

		スロットルレバーとカム間の強度					ハイトコントロールスティックとカム間の強度				
荷重方向	制 限 荷 重 (kg)	測定点およびたわみ (mm)				制 限 荷 重 (kg)	測定点およびたわみ (mm)				
		a <sub>1</sub>	a <sub>2</sub>	a <sub>3</sub>	a <sub>4</sub>		b <sub>1</sub>	b <sub>2</sub>	b <sub>3</sub>	b <sub>4</sub>	
引 張	105	0.52	1.78	0.79	6.53	80	0.23	1.14	3.64	9.29	
圧 縮	111.8	1.47	3.36	1.51	14.00	111.8	0.71	2.80	4.91	13.21	

(注) スロットルレバー, ハイトコントロールスティック ENGAGE 位置に固定



HCS 変位	アーム比設定	混合機構変位
203mm	A—C	±35mm
119 "	B—D	"
86 "	B—E	"

2. 作動特性

コントロール系統及びその状態	起動力 (kg)	測定状態と測定位置
スロットルレバー 左	0.42~0.48	フリクション調整レバー一杯ゆるめ
" 右	0.22	レバークリップ中央
ハイトコントロールスティック (クラッチピン抜く)	2.3	フリクション調整ナット一杯ゆるめ
クラッチピン入れ アーム比設定 AC	2.4	
クラッチピン入れ アーム比設定 BE	2.8	ハイトコントロールスティックグリップ中央

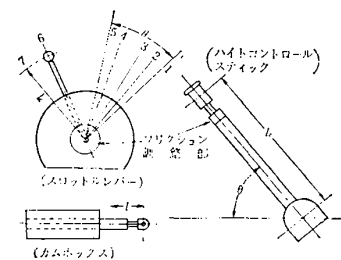
3. ガ タ

系 統	ハイトスティック—カムスライダ	ハイトスティック—E/G間	SAS—カムスライダ間	SAS—E/G 間
左 No. 1 E/G	* 0.72in	** 0.3 in	* 6.75mm (0.77in)	** 6 mm (0.69in)
右 No. 2 E/G	* 0.46in	** 0.4 in	* 5.39mm (0.62in)	** 6 mm (0.69in)

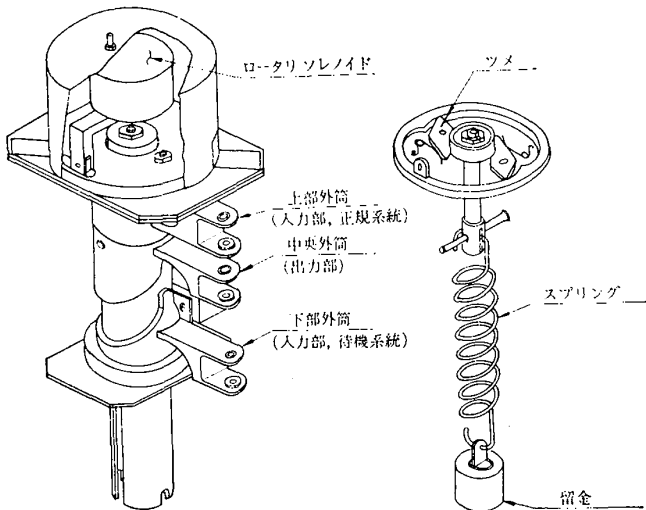
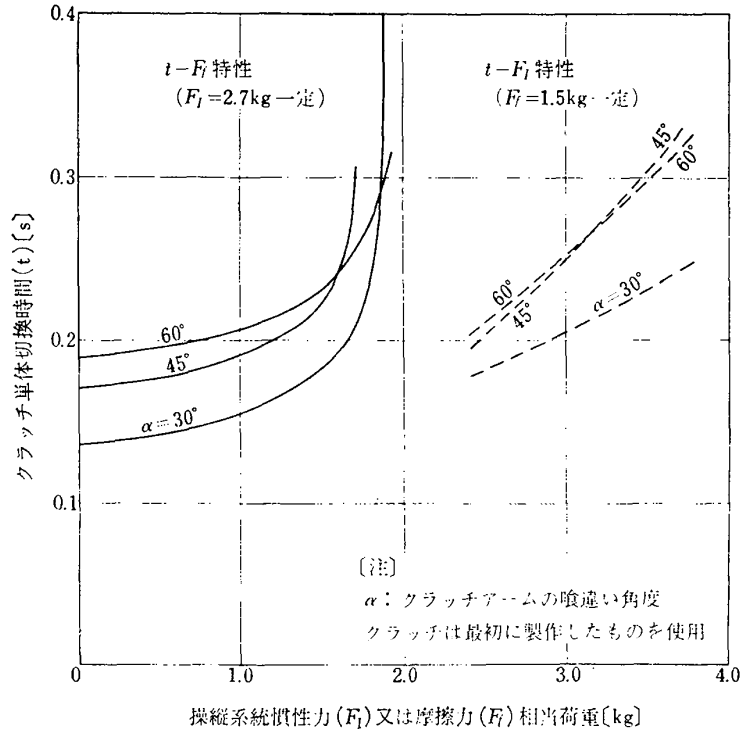
\* 第3吹拘束試験準備工事時(44年12月)  
 \*\* 第3次拘束実験データ結果(44年12月)  
 ( ) はハイトスティックストロークに換算した値

4. 変位試験 (A—C)

系 統	レバ ー 位 置	状 態	角度 θ	カムボックス l mm		備 考
				左 側	右 側	
スロ ッ ト ル レバ ー	1	OFF	0°	0	0	l <sub>c</sub> mm =188
	2	OIL ON	1.5°	0.4	2.3	
	3	MIN. FUEL FLOW	6.25°	2.5	4.4	
	4	9600 rpm START	20°	11.2	12.7	
	5	ENGAGE	39.5°	22.5	24.45	
	6	100% THRUST	72°	48.65	51.1	
ハイトコントロールスティック	下げ (idle)		20°~28°	0	0	l <sub>c</sub> =50cm
	上げ (100% THRUST)		52°	24.32	25.05	



F 5 操縦系統 (クラッチ単体)

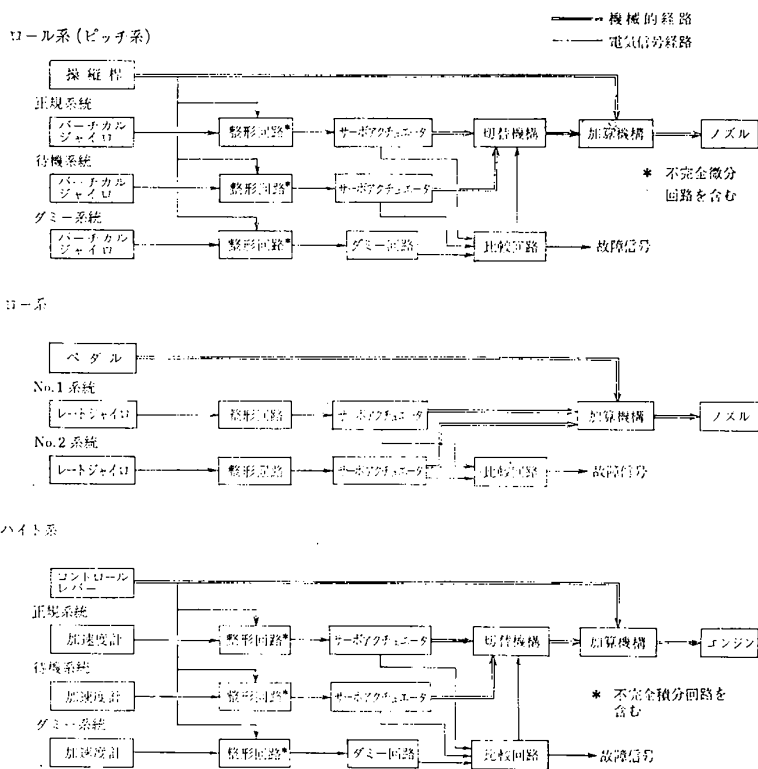


クラッチ切替動作の説明

正常時は、上部外筒と中央外筒が、かみ合っている。正規系統故障時、電気信号によるロータリソレノイドの回転によって、中央外筒を上部外筒から切り離し、スプリングの力によって下部外筒をかみ合わせる。この動作に要する時間をクラッチ単体切替時間という。この際、中央外筒と下部外筒のアーム間には一般に偏差角度を生じ、この角度をクラッチアームの喰違い角度 ( $\alpha$ ) という。

G 1 A S E (全系統)

1. 系統図



2. 総合利得 (アクチュエータストローク/検知器入力)

系統	回路	切替係数に対する利得					単位
		1	2	3	4	5	
ピッチ	角度 比 例	0.93	1.85	2.78	3.70	4.63	mm/deg
	角度 不 完 全 微 分	0.93	1.85	2.78	3.70	4.63	mm/deg/sec
	ジャイロモーメント・キャンセル	0.95	0.95	0.95	0.95	0.95	mm/deg/sec-roll
	スティック・キャンセラー	0.212	0.424	0.636	0.848	1.06	mm/mm-stick
ロール	角度 比 例	0.91	1.82	2.73	3.64	4.55	mm/deg
	角度 不 完 全 微 分	0.91	1.82	2.73	3.64	4.55	mm/deg/sec
	ジャイロモーメント・キャンセル	1.90	1.90	1.90	1.90	1.90	mm/deg/sec-pitch
	スティック・キャンセラー	0.184	0.367	0.551	0.735	0.919	mm/mm-stick
ヨー	角 速 度 比 例	3.92	7.82	11.74	15.66	19.56	mm/deg/sec
ハイト	加 速 度 比 例	21.7	43.4	65.1	86.8	108.5	mm/G
	加 速 度 不 完 全 積 分	434	868	1302	1736	2170	mm/G

(注) ジャイロモーメント・キャンセルの値はピッチ、ロールとも改修前の値を示す。

G 2 A S E (ステップ応答)

ロール}系 角度比例系統 (stiffness gain=3)  
 ピッチ}

	入力アクチュエータ 変位	系 統	立上り遅れ (s)		63%整定時間 (s)		オーバーシュート(mm)	
			伸	縮	伸	縮	伸	縮
ロ ー ル 系	35 mm	N	0.005	0.005	0.050	0.060	0.77	0.61
		S/B	0.005	0.005	0.050	0.055	0	0
		D	0	0	0.055	0.055	0	0
	17.5 mm	N	0.005	0.005	0.035	0.040	0.51	0.52
		S/B	0.005	0.005	0.040	0.060	0	0
		D	0	0	0.055	0.055	0	0
	3.5 mm	N	0.008	0.005	0.035	0.045	0	0
		S/B	0.005	0.005	0.035	0.040	0	0
		D	0	0	0.046	0.060	0	0
ピ ッ チ 系	35 mm	N	0.007	0.003	0.065	0.060	0.77	0.61
		S/B	0.005	0.003	0.055	0.055	0	0
		D	0	0	0.052	0.055	0	0
	17.5 mm	N	0.005	0.005	0.035	0.040	0.72	0.52
		S/B	0.005	0.005	0.035	0.040	0	0
		D	0	0	0.048	0.060	0	0
	3.5 mm	N	0.005	0.005	0.025	0.040	0	0
		S/B	0.005	0.005	0.025	0.045	0	0
		D	0	0	0.045	0.065	0	0

ロール}系 角度不完全微分系統 (damping gain=3)  
 ピッチ}

	入力アクチュエータ 変位	時定数	系 統	最大出力/入力		出力最大の 時間 (sec) (実測)
				実測値	理論値	
ロ ー ル 系	1.75 mm	0.04 s	N	33.1	25	0.055
			S/B	32.2	25	0.054
			D	23.9	25	0.062
	0.1 s	N	20.2	25	0.079	
		S/B	20.9	25	0.069	
		D	15.6	25	0.064	
ピ ッ チ 系	1.75 mm	0.04 s	N	32.7	25	0.056
			S/B	32.9	25	0.056
			D	25.4	25	0.065
	0.1 s	N	20.6	25	0.065	
		S/B	20.2	25	0.065	
		D	17.3	25	0.083	

## ヨ一系 角速度比例系統 (damping gain=3)

入 アクチュエータ 変	力 位	系 統	立上り遅れ (s)		63%整定時間 (s)		オーバーシュート (mm)	
			伸	縮	伸	縮	伸	縮
35 mm		No. 1	0.010	0.003	0.065	0.060	1.2	1.1
		No. 2	0.010	0.003	0.063	0.055	1.0	0.9
17.5 mm		No. 1	0.010	0.003	0.040	0.043	1.0	1.0
		No. 2	0.010	0.003	0.040	0.038	0.8	0.8
3.5 mm		No. 1	0.015	0.005	0.040	0.042	1.3	1.3
		No. 2	0.015	0.005	0.045	0.040	1.0	1.1

## ハイト系 加速度比例系統 (G gain=3)

入 アクチュエータ 変	力 位	系 統	立上り遅れ (s)		63%整定時間 (s)		オーバーシュート (mm)	
			伸	縮	伸	縮	伸	縮
35 mm		N	0.005	0.002	0.060	0.065	0	0
		S/B	0.005	0.002	0.060	0.065	0	0
		D	0	0	0.078	0.082	0	0
17.5 mm		N	0.005	0.003	0.060	0.063	0	0
		S/B	0.005	0.003	0.055	0.063	0	0
		D	0	0	0.072	0.080	0	0
3.5 mm		N	0.010	0.005	0.060	0.065	0	0
		S/B	0.010	0.005	0.055	0.063	0	0
		D	0	0	0.070	0.080	0	0

## ハイト系 加速度不完全積分系統 (damping gain=3)

入 アクチュエータ 変	力 位	系 統	不完全積分時定数 8 s			不完全積分時定数 10 s		
			立上り遅れ (s)	63%整定 (s)	97%整定 (s)	立上り遅れ (s)	63%整定 (s)	97%整定 (s)
35 mm		N	0	8.5	48.2	0	10.1	76.8
		S/B	0	7.8	45.2	0	10.0	71.7
		D	0	7.8	45.4	0	9.6	54.2
17.5 mm		N	0	8.6	46.6	0	10.8	60.0
		S/B	0	8.2	43.6	0	9.7	72.3
		D	0	8.0	54.5	0	10.1	70.0

[注] N: 常時作動系統

S/B: 待機系統

D: ダミー系統

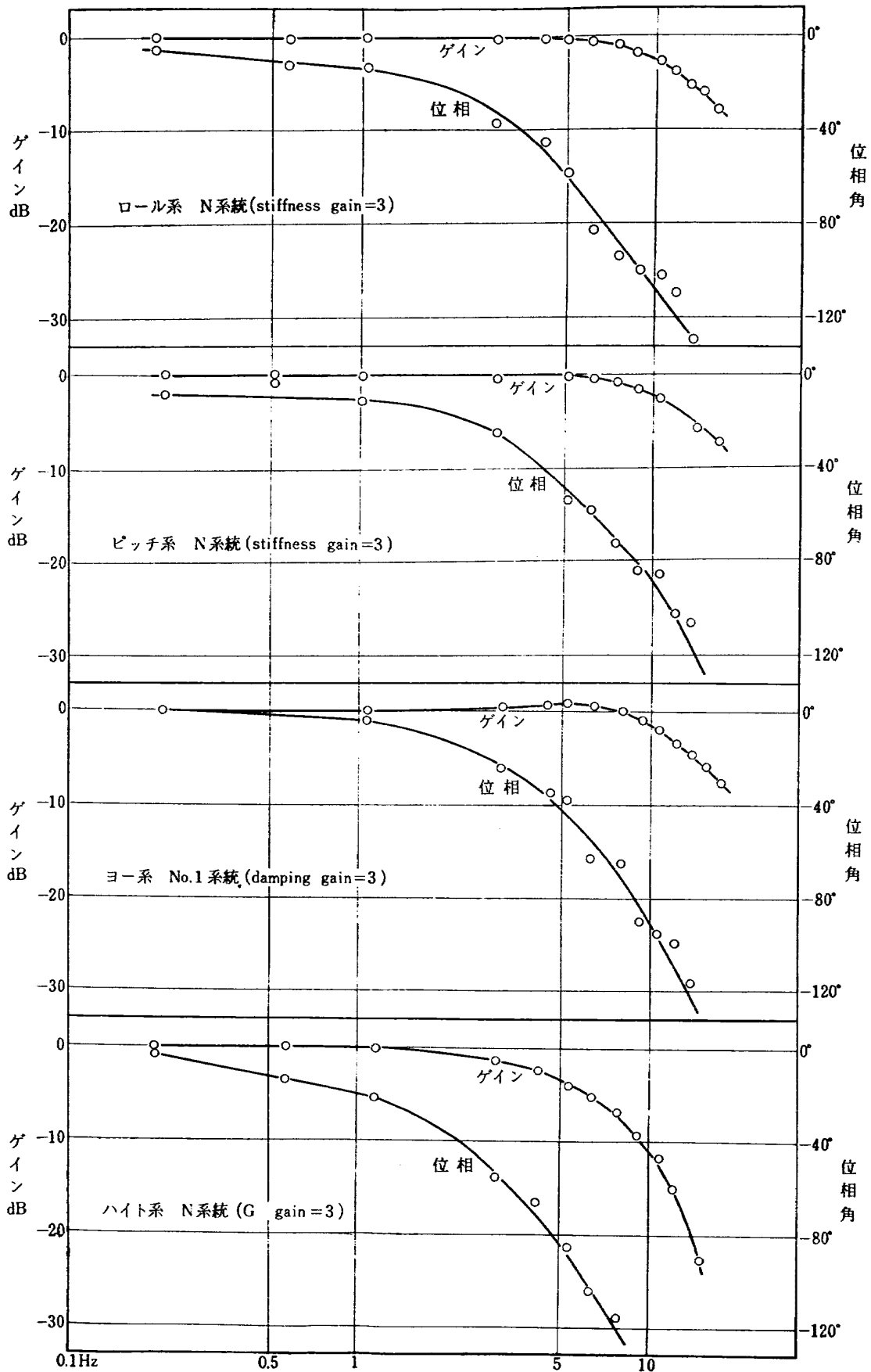
伸 縮: サーボアクチュエータピストンの中立位置からの伸縮

ピッチ系……頭上方向, ロール系……右下方向

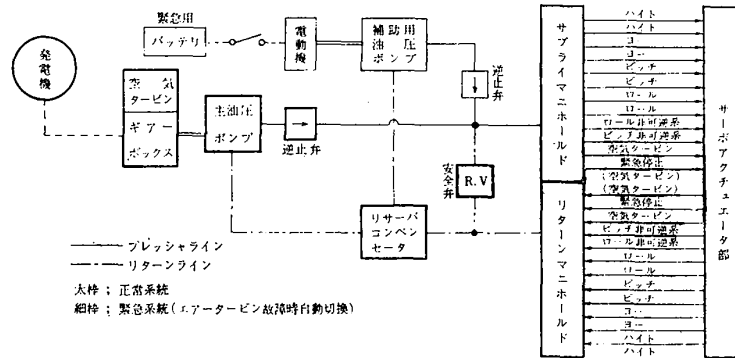
ヨ一系……左回方向, 高度系……上昇

理論値, 実角速度に  $1/(1+0.045)$  のサーボ系遅れを考慮した値

G 3 ASE (周波数応答: 入力振幅アクチュエータ 1.65mm 相当)



H 1 油 圧 系 統 (全系統)



油 圧 系 統 概 要 図

1. 作 動

空気タービンに送気，負荷（主油圧ポンプおよび発電機）状態時の発電機軸回転数 8,750 rpm，発電機電圧 28.5V，主油圧ポンプ圧力 70kg/cm<sup>2</sup>，リザーバコンペンセータ与圧 2.3kg/cm<sup>2</sup>

2. 外部漏洩

プレッシャライン 70 kg/cm<sup>2</sup>，リターンライン 4.5 kg/cm<sup>2</sup> を 5 分間加圧後全系統異常なし

3. 緊急系統

アキュムレータ窒素充填の有無にかかわらず，系統切換中の油圧 50 kg/cm<sup>2</sup>，切換時間 3.2~5.2 S

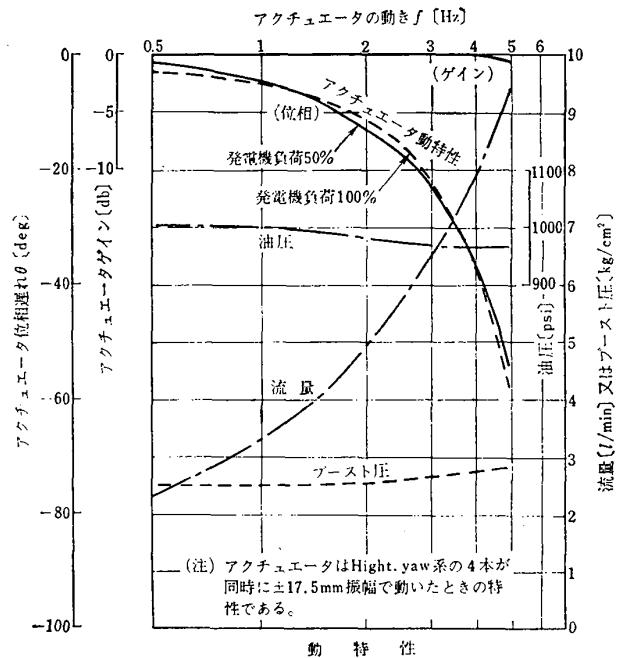
4. 静特性

全系統作動時の入力電圧に対するサーボアクチュエータ変位の直線性1.57~4.79%（要求条件1%以下）

5. 動特性

発電機負荷 100%時のアクチュエータの動特性の一例を右図に示す。

（要求条件；アクチュエータ 8 本中の 4 本同時作動時に 90° 位相遅れ点で 4 Hz 以上の運動可能）



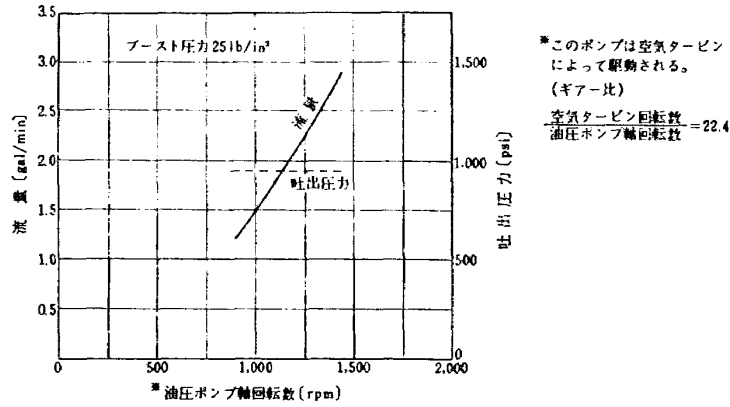


H 2 油 圧 系 統 (空気タービン部)

部 品 名	性 能 値			備 考					
空 気 タ ー ビ ン	タービン出力	発 電 機 ; 6.5 ps 可変吐出量ポンプ軸 ; 2.5 ps			* 印はエヤータービンにより駆動されているもので、ギア比によって回転数を減じている。この回転数はガバナーの設定により約±5%調節可能				
	回 転 数	タービン ; 40,500 rpm 発電機軸 ; 8,570 rpm* (ギア比 4.73) 可変吐出量ポンプ軸 ; 1,820 rpm* (ギア比 22.4)							
	タービン入口状態	圧 力 ; 2.0kg/cm <sup>2</sup> ab 以上 温 度 ; 98.5°C 以上 空気流量 ; Max 0.214kg/s							
	負荷 (何変吐出量ポンプ油量) 変動特性	タービン入口圧力変動時の特性							
	負荷状態 油 量 (gal/min)	タービン 回 転 数 (rpm)	ポンプ 吐出圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	空気流量 (kg/s)	入口圧力 変 動 (kg/cm <sup>2</sup> )	タービン 回 転 数 (rpm)	ポンプ 吐出圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	空気流量 (kg/s)	可変吐出 量ポンプ 油 量 (gal/min)
	2.85	41,300	65	0.218	4 ~ 3	41,100	63	0.217	2.85
	0	41,500	73	—	3 ~ 4	41,400	63	0.217	2.90
	2.90	41,400	65	0.218	4 ~ 3	41,200	63	0.217	2.90
	0	41,400	73	0.194	3 ~ 4	41,200	61	0.211	2.90
	2.90	41,200	64	0.217					
ガ バ ナ ー	回転数 ; 約 4960 rpm, 感度 ; 1.5×10 <sup>-3</sup> kg/rpm 以上								
サーボバルブ	圧力 ; 70kg/cm <sup>2</sup> , 流量 2gal/min/mm								
緊急停止装置	圧力 ; 70kg/cm <sup>2</sup> , 最大出力 70kg, 変位 ; 約 10mm (調節可能)							作動瞬時	
絞り弁アクチュエータ	圧力 ; 70kg/cm <sup>2</sup> , 最大出力 70kg, 回転角度 ; 0~90deg (調節可能)								
ソレノイドバルブ	作動電圧 ; 18~32VDC, コイル抵抗 ; 18.3±0.5Ω 作動時間 ; 0.025 sec (30V) } (p=140kg/cm <sup>2</sup> 空気) 0.045 sec (20V) 洩 れ ; 10cc/min (p=140kg/cm <sup>2</sup> 空気)								
遮 断 弁	バルブ サイズ ; 内径 2" 最高温度 ; 350°F 保証圧力 90lb/in <sup>2</sup> 最大作用圧力 ; 45psi 破壊圧力 180lb/in <sup>2</sup> 洩れ(MAX) ; 内部 0.10lb/min } ( 45lb/in <sup>2</sup> ) 外部 0.01lb/min } ( 於 350°F ) アクチュエータ 電 圧 ; 28VDC, 電 流 ; 0.6A 作動時間 ; 7.3~7.4s/全変位								
絞 り 弁	サ イ ズ ; 内 径 2" 最高温度 ; 350°F 保証圧力 ; 90lb/in <sup>2</sup> 最大作用圧力 ; 45psi 破壊圧力 ; 180lb/in <sup>2</sup> 洩れ(MAX) ; 内部 0.10lb/min } ( 於 45lb/in <sup>2</sup> ) 外部 0.01lb/min } ( 於 350°F )								

H 3 油 圧 系 統 (油圧源部)

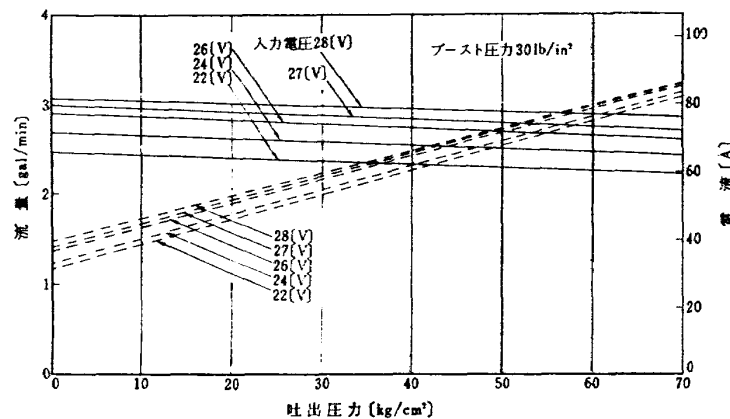
1. 主油圧ポンプ (可変吐出量ポンプ) 特性



2. 油圧源部部品性能概要

部 品 名	性 能 概 要
リザーバコンペンセータ	容積 1.2 l, ブースト圧力 2.3kg/cm <sup>2</sup>
リザーババルブ	開き圧力 4.3kg/cm <sup>2</sup> , 戻り圧力 3.9kg/cm <sup>2</sup>
チェックバルブ	流量 13.2 l/min(3.5gal/min), 最大使用圧力 210kg/cm <sup>2</sup>
リリーフバルブ	流量 13.2 l/min(3.5gal/min), 使用圧力 70~152kg/cm <sup>2</sup>
ニードルバルブ	圧力 350kg/cm <sup>2</sup> , 流量 15 l/min(3.96gal/min)
アキュムレータ	容積 0.45 l/min, 圧力 210kg/cm <sup>2</sup>
プレツシャスイッチ	圧力設定(減圧 55±1kg/cm <sup>2</sup> , 加圧約 59kg/cm <sup>2</sup> ) {電圧 24VDC 電流 0.5A 以上

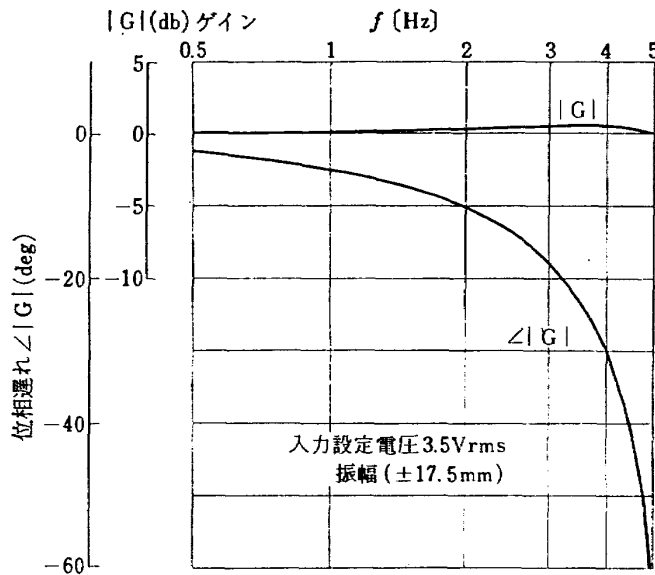
3. 補助用油圧ポンプ (モータポンプ) 特性



H 4 油 圧 系 統 (サーボアクチュエータ部)

サーボアクチュエータ特性

項 目	性 能	仕様性能又は要求条件	備 考
ストローク	70.6 mm	±35 mm	
分 解 能	19/1000V—6/100mm(6%)	最大変位の15%以内	
静 特 性	直 線 性 2.59% ヒステリシス 0.27%	最大変位の1%以内 "	感 度 $\pm \frac{35}{8.5} \left[ \frac{\text{mm}}{\text{V}} \right]$
周波数特性	4 c/s の位相遅れ 29 deg 4 c/s のゲイン 0.571 db (詳細下図参照)	振幅 17.5mm(3.5Vrms 相当)において90°位相おくれが 4 c/s 以上	(試験条件) サーボ増幅器ゲイン 4.05mA/V 負荷回転軸まわり慣性モーメント 1.904kgcms <sup>2</sup>  確認試験結果 全振幅±35mmにて 2 c/s の正弦波運動可能



☆ サーボバルブ流量特性

※ +0.923~0.968  $\left[ \frac{\text{gpm}}{\text{mA}} \right]$   
-0.918~0.983

☆ 差動トランス特性

測定範囲 0~±35 [mm]  
※ 感 度 255~271 [mV/mm]  
※ 残留電圧 1~47 [mV]  
※ 直 線 性 0.3~0.5 [%]

※印の値は 8 ケの製品の最小値~最大値である。

## I 電 源 系 統

## 1. 発電機特性

計測項目	試験性能	備考
発電機設定電圧	発電機回転数 8,500 RPM 28.5 [V]	
電圧調整 (変動)	全負荷より無負荷に至る間の電圧変動 0.0 [V] (殆んどなし)	全負荷電流 90 [A]
リップル電圧	0.057 [V]	測定時の負荷電流 90 [A] 規定値 2 [V] 以内
負荷変化時の過渡特性	負荷 10 [A] OFF 時の負荷電圧瞬時変動 0 [V] " 20 [A] OFF " 約 0.3[V] " 40 [A] OFF " 約 0.5[V]	

## 2. 発電機故障時の過渡特性およびバッテリー放電特性

計測項目	試験性能	備考
過電圧時の特性	・過電圧リレーの作動 作動電圧 33.2 [V] 動作時間 約 0.05 [秒]	単体試験時 31.5 [V]
電圧低下時の特性	・バッテリーへ切替る時の負荷電圧 No. 1 バッテリー 24.2 [V] No. 2 バッテリー 24.5 [V] 作動時間 約 0.06 [秒]	規定値 24 [V] 以上 (注) この場合は逆電流 リレーが作動してバッ テリーに切替わる
バッテリー放電特性 (予備用)	<p>放電時の負荷電流90(A)</p> <p>規定値 放電電流90(A) 30秒間 放電後24.0(V) 以上</p>	放電時の負荷電流 90 [A]  規定値 放電電流 90 [A] 30秒間 放電後 24.0 [V] 以上

J 計 器 装 備

1. 計 器

計 器	指 示 範 囲	精 度
E/G R P M	500~14,000 rpm	± 200 rpm
排 温 計	0~ 1,000 °C	± 25°C
	0	± 25
	200, 400	± 20
	500, 600	± 15
	700	± 5
	800	± 15
	1,000	± 25
燃 圧 計	0~ 600 lb/in <sup>2</sup>	± 3 lb/in <sup>2</sup>
油 圧 計	0~2.500 lb/in <sup>2</sup>	±12.5 lb/in <sup>2</sup>
燃 料 計	0~ 160 gal	± 3.0 gal
電 流 計	-200~250 A	± 9.3 A
電 圧 計	0~ 30 VDC	± 0.6 V
吸 気 温 度 計	-50~ 50°C	± 1.5°C

2. 警 報 灯

対 象	検 知 方 法	検 出 レ ベ ル
火 災	検 知 器 温 度	235°C 以上 (検知器全体) 300°C 以上 (検知器一部 5 mm)
エンジン故障 ×2	圧 縮 機 出 口 圧 力	0.39kg/cm <sup>2</sup> (5.5 lb/in <sup>2</sup> )
燃 圧 低 下 ×2	ブ ース ト ポ ン プ 圧 力	0.39kg/cm <sup>2</sup> (5.5 lb/in <sup>2</sup> )
低 燃 量 ×2	燃 量 レ ベ ル	248 l (合計)
発 電 機 故 障	発 電 気 電 圧 (流)	9~25 Amp の発電機への逆流電流
油 圧 ポ ン プ 故 障	油 圧	55±2kg/cm <sup>2</sup>
計器用インバータ故障	電 圧	5~30 V
抽 気 圧 低 下	配 管 系 圧 力	1.42kg/cm <sup>2</sup> 以下
PITCH (ASE)	比 較 回 路 誤 差 電 圧	1.7 ±0.2 V
ROLL (ASE)	"	1.7 ±0.2 V
YAW (ASE)	"	1.7 ±0.2 V
HEIGHT (ASE)	"	5.0(または 3.0)±0.2 V

K テ レ メ ー タ

1. 機上計測装置

信号発生器				前置増幅器			
項目	計測範囲	種類	数	名称	出力電圧	直線性	
RPM	140~14000 rpm	正弦波発信器	2	エンジン回転数変換器	-1.5~+2.5V	1%以下	
EMS		リレー接点	1	非常時信号変換器	-2.5		
$\theta$	±45deg	パーチカルジャイロ	1	減衰変換器	±2.5 ±0.05		
$\phi$	"	"	1	"	"		
$\dot{\phi}$	45deg/sec	レートジャイロ	1	"	"		
$\ddot{z}$	1±0.5G	振子型加速度計	1	"	"		
$\delta_e$	±10.2mm	シンク発信器	1	"	"		
$\delta_a$	±76mm	"	1	"	"		
$a_e$	±35mm	差動トランス	1	"	"		
$a_a$	"	"	1	"	"		
$a_r$	"	"	1	"	"		
$a_c$	"	"	1	"	"		
$\delta_r$	±76mm	回転型ポテンシオメータ	1	ポテンシオメータ用変換器	±5		
$\delta_c$	200mm	"	1	"	"		
$\delta_{ne}$	±23mm	"	1	"	"		
$\delta_{na}$	±20.5mm	"	1	"	"		
$\delta_{nr}$	±25deg	"	1	"	"		
$\ddot{x}$		歪ゲージ型加速度計	1	歪計用増幅器	±2.5		2
$\ddot{y}$		"	1	"	"		"
BAP		歪ゲージ型圧力計	3	"	"		"
CDP		"	2	"	"	"	
FDP		"	2	"	"	"	
Vib	0~100Hz	歪ゲージ		"	"	"	
JPT	0~800°C	熱電対	2	熱電対増幅器	±2.5	2	
BAT	0~600°C	"	3	"	"	"	
IAT	-30~80°C	抵抗線温度計	2	抵抗線温度計用増幅器	"	"	

副搬送波発振器		テレメータ送信器	
中心周波数	と 最大偏移	中心周波数	と 最大偏移
0.4 kHz	±0.030kHz	22.0 kHz	±1.650kHz
0.56	±0.042	30.0	±2.250
0.73	±0.055		
0.96	±0.072	周波数確度	
1.3	±0.098	帯域幅の	±2%以下
1.7	±0.128		
2.3	±0.173	安定度	
3.0	±0.225	帯域幅の	±2%以下
3.9	±0.293		
5.4	±0.405	直線性	
7.35	±0.551		1.2%以下
10.5	±0.788		
14.5	±1.087		
		送信周波数	295.6MHz
		送信出力	1W +0% -20%
		最大周波数偏移	±100kHz
		周波数確度	±0.005%以下
		安定度	±0.005%以下

2. 地上計測装置

受信器			
受信周波数	295.6MHz	中間周波数帯域幅	約 400kHz
		スレッシュホールドレベル	-93dbm 以下
		スケルチ回路	-93dbm ±3db で動作
信号弁別器			
出力電圧	レスポンス最大		直線性
±7.5% 偏移で ±1V ±5%	中心周波数 × 0.015		±8% 偏移で ±1% 以下

TR-265	ガスタービン用流体温度検出器 Fluidic Turbine Inlet Gas Temperature Sensor	1972年1月	西尾健二, 遠藤征紀 遠藤篤和
TR-266	鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に 関する二, 三の考察 Some Consideration on the Aerodynamic Characteristics for a Body of Rocket with Blunt Nose	1972年1月	河本 巖
TR-267	フロント・ファンの研究 Aerodynamic Design and Test Result of Front Fans	1972年1月	藤井昭一, 西脇英夫 五味光男, 菅原 昇 武田克巳
TR-268T	Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans	Jan. 1972	Shoichi Fujii, Hideo Nishiwaki, Mituo Gomi
TR-269T	Approximation of Linear Operator Semi- groups	Feb. 1972	Tadayasu Takahashi
TR-270	円筒殻の座屈実験 The Experiments on the Buckling of Circu- lar Cylindrical Shells	1972年2月	戸田 勳, 日下和夫
TR-271	並列結合はりの振動 On the Vibration of Three-Parallel-Beams	1972年2月	林 洋一, 築地恒夫
TR-272	遷音速軸流タービンの研究 (第一報) —タービンノズル円環翼列の実験— An Investigation of a Transonic Axial-Flow Turbine (I) —A Cold Air Test of the Annular Turbine Nozzle Cascade—	1972年2月	鳥崎忠雄, 森田光男 関根静雄, 能瀬弘幸 井上重雄
TR-273	高速軸流タービンの研究 (第二報) —1段軸流タービンの研究 An Investigation of a High Speed Axial- Flow Turbine (II) —A Investigation of a Single Stage Turbine—	1972年2月	鳥崎忠雄, 森田光男 能瀬弘幸, 関根静雄 井上重雄
TR-274	軸流圧縮機ディスクの強度 (1外周付近に多数のピン孔を有するディ スク) Investigation of Strength of Axial-Flow Compressor Disc (1 On the Disc with Many Pinhole)	1972年2月	松末勝利
TR-275	高度制御試験設備 Height Control Test Equipment for VTOL Aircraft	1972年2月	松木正勝, 鳥崎忠雄 西尾健二, 遠藤征紀 吉田晃, 中山晋 岩部柱相, 武田克巳 関根静雄, 越沼 威

---

## 航空宇宙技術研究所報告276号

昭和47年2月発行

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

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---