

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-425

## フライングテストベッド・ホバー実験

——— 第 5 次 実 験 ———

滝澤	直人・藤枝	郭俊・小野	幸一
田辺	義一・渋谷	昭義・小川	敏雄
甲斐	忠夫・宮本	義人・鳥崎	忠雄
後藤	芳夫		

1975 年 9 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY



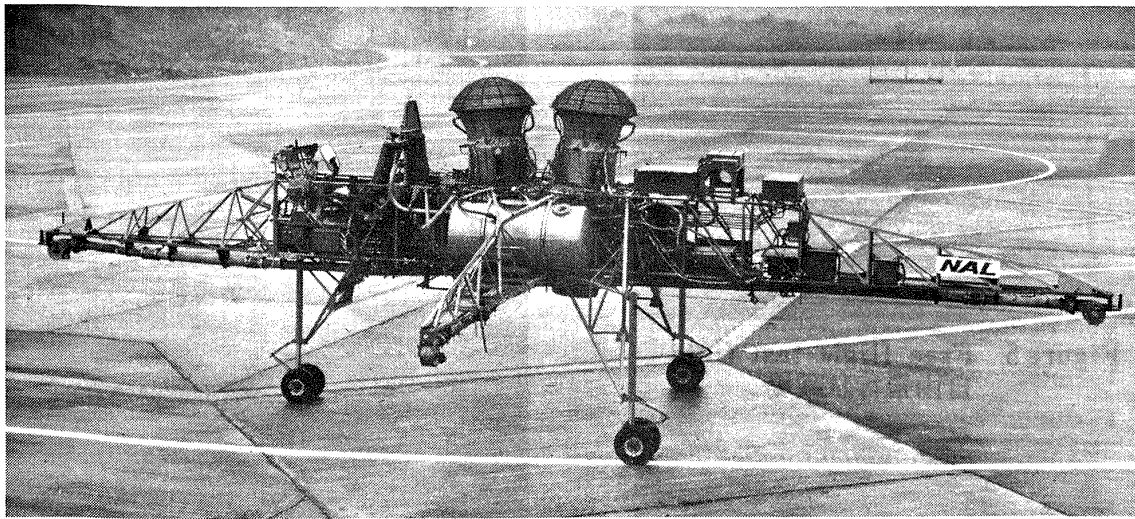


Figure1 NAL Flying Test Bed 航技研フライングテストベッド

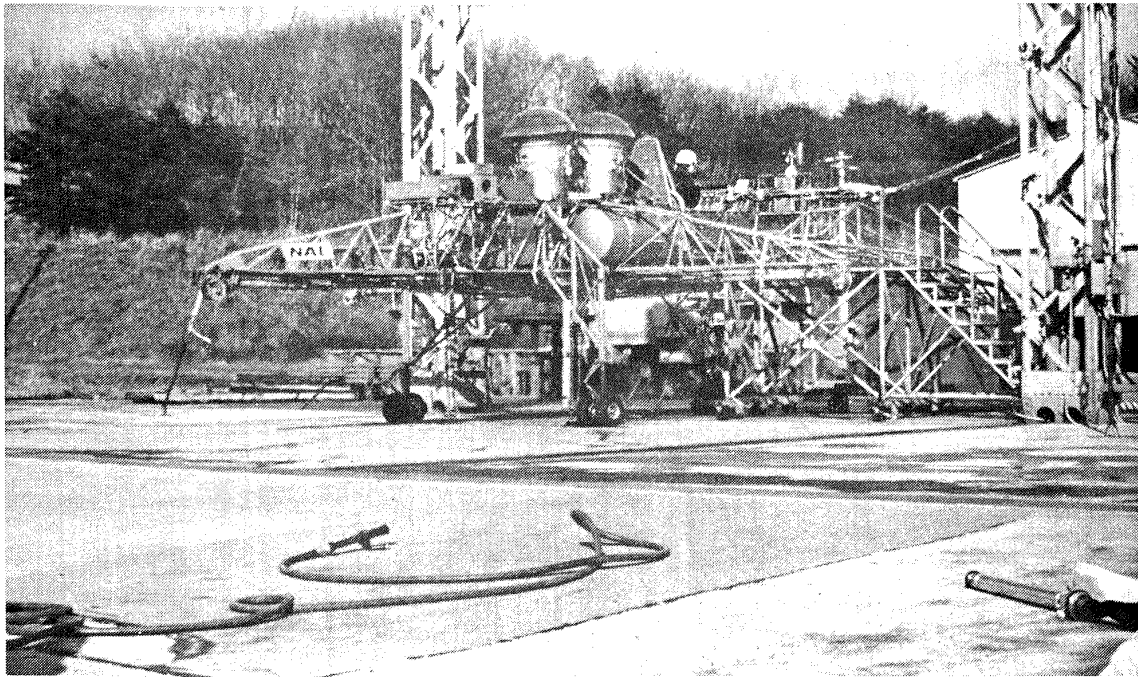


Figure2 Tie down test タイダウン実験

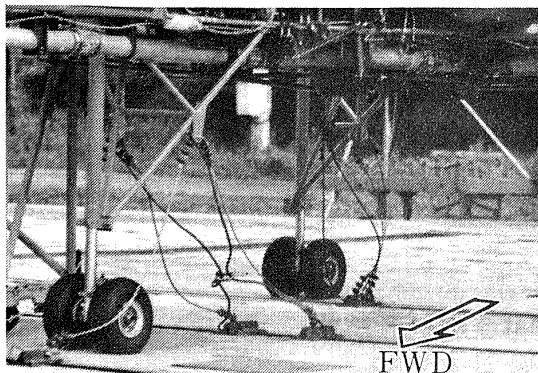


Figure3 Tie down  
タイダウン



Figure4 Ground impingement  
地面焼損



Figure5 Free flight test field  
自由飛行試験場

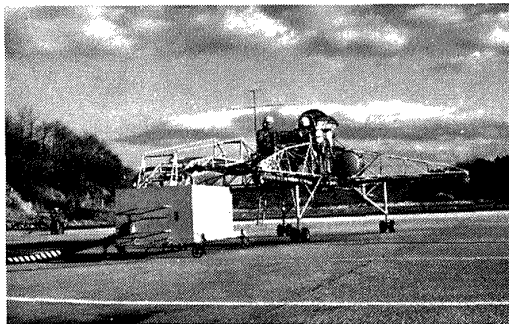


Figure6 Preflight check 飛行前点検

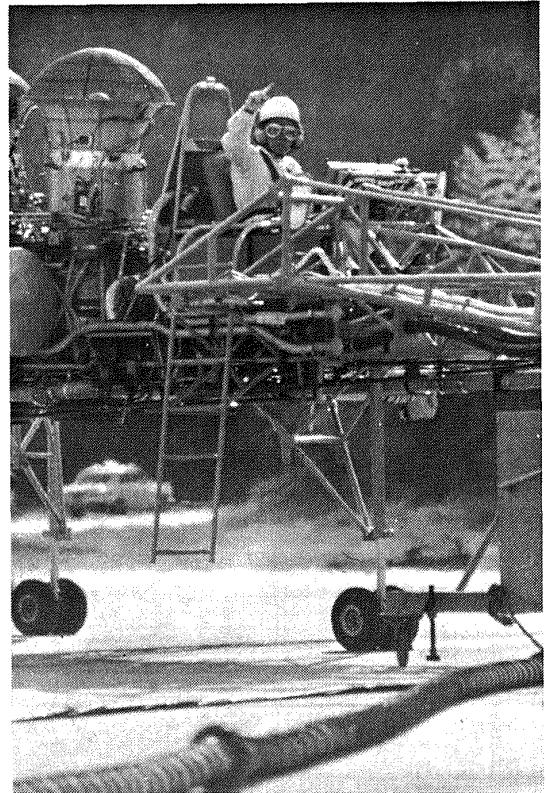


Figure7 Start sign 始動合図

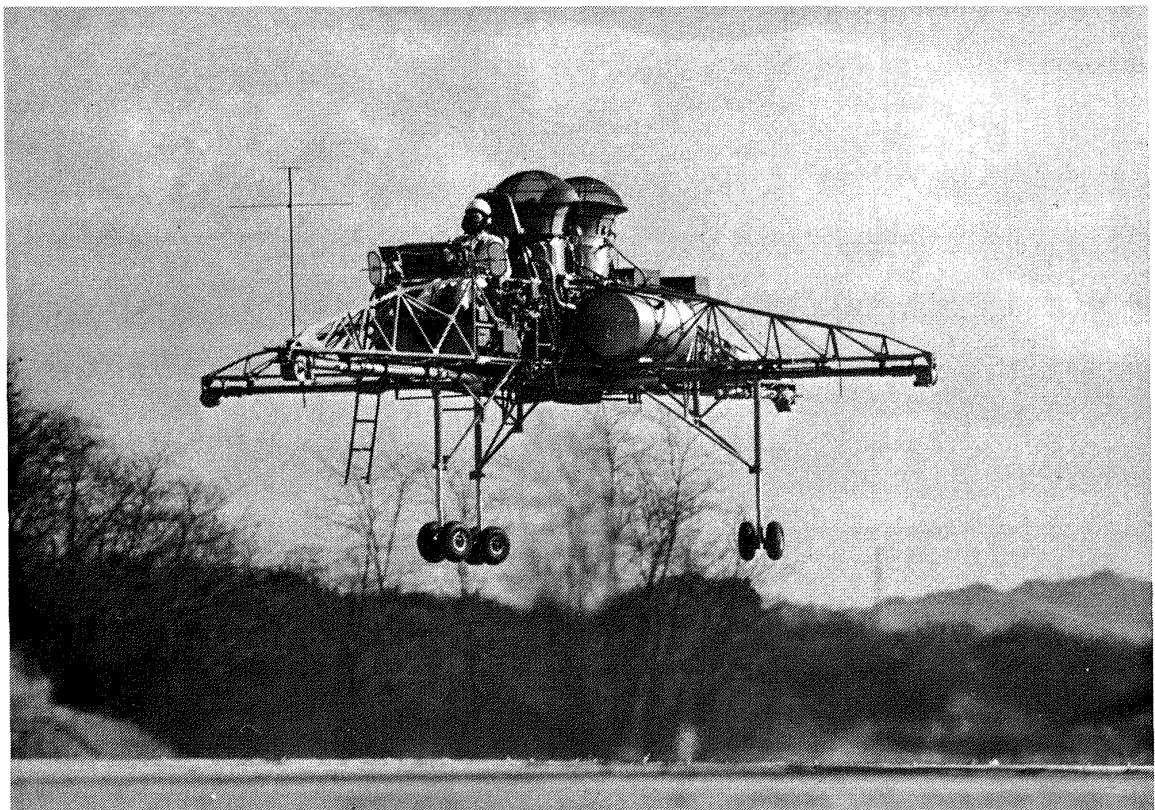


Figure8 Hover test ホバー試験

## 目 次

1. まえがき .....	2
2. 記 号 .....	2
2.1 主記号および単位 .....	2
2.2 補助記号 .....	3
2.3 略字記号 .....	3
3. F T B .....	4
3.1 正規状態 .....	4
3.2 制御システム .....	4
3.3 実験用機装 .....	4
3.4 機能試験 .....	4
4. 実験設備 .....	7
5. 計 測 .....	9
5.1 計画一般 .....	9
5.2 直接計測 .....	9
5.3 テレメータ計測 .....	9
5.4 地上計測 .....	9
6. 実験運営 .....	9
6.1 計 画 .....	9
6.2 器材展開 .....	9
6.3 実験準備 .....	13
6.4 実験要領 .....	13
6.5 運転整備記録 .....	13
6.6 撤 収 .....	14
7. 実験内容 .....	14
8. 実験結果 .....	16
8.1 運転記録 .....	16
8.2 作動特性 .....	16
8.3 姿勢制御拘束実験結果 .....	17
8.4 タイダウン実験結果 .....	18
8.5 自由飛行結果 .....	19
8.6 ホバー特性 .....	20
9. 実験に関する特記事項 .....	23
9.1 地上温度分布 .....	23
9.2 運用制限 .....	23
9.3 調整基準 .....	23
9.4 自由飛行時の振動 .....	24
10. む す び .....	24
〔 文 献 〕 .....	25
付録 搭乗員手順表 .....	55

担 当 部 長      武田 峻（新型航空機部），松木正勝（原動機部），高木廣治（飛行実験部）

担 当 者

全般および機体	◎滝澤直人，○渋谷昭義，田辺義一，小川敏雄，藤枝郭俊，甲斐忠夫，宮本義人，岡田典秋（以上新型航空機部），小野幸一，外崎得雄（以上機体第一部），十河弘，川崎純男，山下浩之，角田則夫，細谷英敏，若月賢瑞，福地昌男，齋藤政美，吉田恵一，沢隆義，長谷川実，尾池義人，中沢政美，大関貞夫，味野和政一，増子順佑，鶴見幹夫，苅部昭寿（以上富士重工業株式会社），増原恢，池上博，栗村長武（以上日本電気株式会社），飯田実，波多野芳雄（以上株式会社旭通信社），竹内和之（機体第一部），照井祐之，鎌田幸男（以上飛行実験部）
エ ン ジ ン	◎鳥崎忠雄，吉田晃，中山晋，武田克己，関根静雄（以上原動機部），笹生芳男，市川宗義，中川勝頼，鎌田隆沼，畠山忠利，山口勝（以上石川島播磨重工業株式会社）
操 縦	◎後藤芳夫（飛行実験部），鈴木昇（富士重工業株式会社）
庶 務・警 備	角田支所管理課
広 報	管理部企画課
デ ー タ 解 析	滝澤直人，藤枝郭俊，小野幸一，田辺義一，渋谷昭義，小川敏雄，甲斐忠夫，宮本義人
執 筆 者	滝澤直人，藤枝郭俊，小野幸一

〔注〕 ◎；主任      ○；副主任

# フライングテストベッド・ホバー実験\*

## ——— 第 5 次 実 験 ———

滝澤 直人\*\* 藤枝 郭俊\*\* 小野 幸一\*\*\*  
田辺 義一\*\* 渋谷 昭義\*\* 小川 敏雄\*\*  
甲斐 忠夫\*\* 宮本 義人\*\* 鳥崎 忠雄\*\*\*\*  
後藤 芳夫\*\*

### Hover Control Tests on Flying Test Bed for VTOL Aircraft

By Naoto TAKIZAWA, Hirotoishi FUJIEDA, Koichi ONO,  
Yoshikazu TANABE, Akiyoshi SHIBUYA, Toshio OGAWA, Tadao KAI,  
Yoshito MIYAMOTO, Tadao TORISAKI and Yoshio GOTO

#### ABSTRACT

This paper describes hover control tests on the Flying Test Bed (FTB) which has been developed by the National Aerospace Laboratory to study problems associated with hovering and vertical takeoff and landing operations of VTOL aircraft.

The tests were carried out in four steps. The first step was composed of three preliminary tests and five semi-constrained attitude control tests (roll and pitch) by remote controlled step-input. The second step was composed of twelve semi-constrained attitude control tests by two pilots (in two-and three-degree-of-freedom). The third step was composed of four tie-down tests with the crew. The last step was composed of two ground operation tests and five free flight tests by two pilots.

The Semi-constrained attitude control tests showed good characteristics of the attitude control system including the automatic stabilization equipment of the FTB. Control stick travel was within 15% of the half stroke respectively to maintain the neutral attitude.

The tie-down tests showed that adverse effects of exhaust gas were not found in under-carriage temperature, surface winds, ground erosion and noxious fumes.

Various maximum values in the free flight tests were as follows: height; 2.5m clear, vertical acceleration; 0.02g at climb, -0.03g at descent, 0.185g at touch down, attitude angle; 2.5° in roll and pitch, yawing velocity; 1.75°/s, flight time; 3 min 55s (total 12 min 40s).

The free flight hover control tests showed good control characteristics for force gradients, sensitivities, power, rate damping levels and overall effects on pilot feeling. The FTB remained within a height of  $\pm 0.3$ m and a level of  $\pm 0.5$ m in the 4~8 m/s windy condition. It was conjectured that the FTB remained within a sphere of 0.1m in radius under windless condition. The ground

---

\* 昭和50年 7 月 1 日 受付

\*\* 新型航空機研究グループ

\*\*\* 機体第一部

\*\*\*\* 原動機部

\*\*\*\*\* 飛行実験部

effects were negligible for 0.5m height hover, takeoff and landing. The pilots evaluated roll and pitch control characteristics as excellent and the yaw and height control characteristics were comparable to current helicopters.

FTB vibration on the ground was most noticeable near an engine speed of 11,500 rpm, but it disappeared above this speed. During hover, rolling, pitching and vertical vibrations were noted, and their frequencies were 1.4, 0.8 and 0.2~0.3Hz respectively. The first two were regarded as induced vibration through the pilot as a mechanical element, and the last was regarded as vibration due to pilot control, but the pilot did not feel these vibrations.

## 1. ま え が き

VTOL機の垂直離着陸およびホバー時の飛行性を研究するためのフライングテストベッド<sup>1), 2)</sup>(FTB)は、昭和45年3月、姿勢制御拘束実験を実施し、主としてロール、ピッチ、ヨーの各1軸回りの姿勢制御能力の確認および搭乗員の慣熟が行われた。<sup>3)</sup>

姿勢制御実験では、1軸回りと2軸、3軸回りの自由度を有する場合とでは搭乗員の評価が異なり、また後者は自由飛行の場合に近いことが指摘されている<sup>4)</sup>。既に高度制御能力は確認されているので、<sup>5)</sup>この多自由度姿勢制御能力が確認されれば、自由飛行に対する機能上の可否判断に必要な資料はすべて揃うことになる。

多自由度姿勢制御実験と自由飛行実験を別々に実施した方が一見得策と思えるが、本実験ではつぎの理由により継続した実験として実施することにした。(1)多自由度姿勢制御拘束実験は、実験数を少なくでき、実施要領は前回実験で経験済であるので、容易かつ短期間に済むと見込まれる。(2)自由飛行直前のFTB状態確認および搭乗員慣熟の観点から姿勢制御拘束実験は最適である。(3)実験を2回に分けても安全上の利点が特に認められない。

自由飛行は地上を基点として行うので、地上におけるエンジン運転時の状態を確認することが重要となる。このために機体を地上に索で固定して運転するタイダウン実験を組み入れることにした。

実験は昭和45年12月6日から18日まで角田支所において実施し、ほかに器材展開に17日、撤収に6日間を要した。機体は、はじめ姿勢制御拘束実験装置<sup>18)</sup>に取り付けられ、つぎに拘束実験場内の地上にタイダウンされ、最後にすべての拘束を解かれて自由飛行試験場に引き出された。実験はつぎの4段階に分けて行った。(1)約60mの遠隔操作による機体固定運転およびロール、ピッチステップ応答実験、(2)搭乗員の操作による2および3自由度姿勢制御実験、(3)搭乗員の操作によるタイダウン実験、(4)自由飛行ホバー実験。

本報告では、これらの実験の方法ならびに結果につい

て報告する。この種の実験ではホバー特性などに関する検討もさることながら、結果を得るに到るまでの経過ならびに計測データそのものが重要と考えて、これを忠実に報告するようにつとめた。

本実験では、2軸、3軸回りの運動に対する姿勢制御能力の確認ならびに搭乗員の慣熟に引続いて、地上運転実験から自由飛行ホバー実験を行うことができた。つぎにホバータクシー実験を行えばFTBの実験はすべて終了することになる。

## 2. 記 号

### 2.1 主記号および単位

$a_r, a_e, a_p, a_c$  [cm]; アクチュエータ変位 (ロール, ピッチ, ヨー, 高度), Actuator displacement (roll, pitch, yaw, height)  
 $D_W$  [deg]; 北を基点とした風向, Wind direction based on North  
 $E$  [V]; 電圧, Voltage  
 $f$  [Hz]; 振動数, Frequency  
 $g$  [ $m/s^2$ ]; 重力の加速度, Gravitational acceleration  
 $g_X$  [g]; 縦フレームの上下振動加速度, Longitudinal framework - vertical vibrating acceleration  
 $H$  [%]; 相対湿度, Relative humidity  
 $I_X, I_Y, I_Z$  [ $kg \cdot m^2$ ]; 慣性モーメント (前後, 左右, 上下軸回り), Moment of Inertia (about longitudinal, lateral, vertical axis)  
 $K$ ; ゲイン, Gain (添字 Suffix; Figure 9)  
 $\lambda_p, m_q, n_r$  [ $1/s$ ]; 減衰項ゲイン (ロール, ピッチ, ヨー), Damping gain (roll, pitch, yaw)  
 $\lambda_\phi, m_\theta$  [ $1/s^2$ ]; 復元項ゲイン (ロール, ピッチ), Stiffness gain (roll, pitch)  
 $M_{a \max}, M_{e \max}, M_{r \max}$  [ $kg \cdot m$ ]; 最大利用制御モーメント (ロール, ピッチ), Maximum available control moment (roll, pitch, yaw)



$N, N_A$  [rpm]; エンジン回転数, 発電機回転数,  
Engine speed, Generator revolutions  
 $P(\cdot)$ ; パワースペクトル密度, Power spectral  
density (Figure 33)  
 $P_a, P_F, P_{na}, P_{ne}, P_R, P_S, P_3$  [kg/cm<sup>2</sup> abs] [kg/cm<sup>2</sup>  
G]; 圧力 (大気, 燃料, ロール空気ジェット  
ノズル前, ピッチ空気ジェットノズル前, リン  
ダタンク, 貯気槽, エンジン圧縮機出口),  
Pressure (atmosphere, fuel, roll airjet  
nozzle, pitch airjet nozzle, ring tank,  
air tank, engine compressor outlet)  
 $S$  [mil]; エンジン振動上下振幅, Vertical ampli-  
tude of engine vibration  
 $S_A$  [%]; 空気タービン制御ロッドストローク,  
Air turbine control rod stroke  
 $S$  [1/s]; ラプラス変換のパラメータ, Parameter  
of Laplace transformation  
 $T_a, T_{na}, T_{ne}, T_R, T_2, T_5$  [°C]; 温度 (大気, ロ  
ール空気ジェットノズル, ピッチ空気ジェット  
ノズル, リングタンク, エンジン入口, 排気),  
Temperature (atmosphere, roll airjet  
nozzle, pitch airjet nozzle, ring tank,  
engine inlet, exhaust gas)  
 $T_d, T_s, T_l, T_e$  [s]; 時定数, Time constant  
(Figure 9)  
 $T_\phi, T_\theta$  [s]; 角応答の時定数 (ロール, ピッチ),  
Time constant of angular response (roll,  
pitch)  
 $t_s, t_f, t_i, t_u, t_d, t_o, t_c, t_h$  [s]; 時間 (始動,  
着火, アイドル, 離昇, 接地, 燃料カット, コ  
ーストダウン, ホバー), Time (start, fire,  
idle, lift off, touch down, fuel cut off,  
coast down, hover)  
 $V_W$  [m/s]; 風速, Wind velocity  
 $V_F$  [gal]; 残燃量, Residual fuel volume  
 $W, W_F$  [kg]; 機体, 消費燃料重量, FT B,  
consumed fuel weight  
 $Z$  [m]; 高度, Vertical displacement  
 $\dot{Z}$  [m/s]; 上下速度, Vertical velocity  
 $\ddot{Z}$  [m/s<sup>2</sup>]; 上下加速度, Vertical acceleration  
 $\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_c$  [cm]; 操縦装置変位 (ロール, ピ  
チ, ヨー, 高度), Control displace-  
ment (roll, pitch, yaw, height)  
 $\delta_L, \delta_E$  [deg]; スロットル変位 (操縦席, エンジン  
部), Throttle displacement (cockpit, engine)

$\phi, \theta, \psi$  [deg] [rad]; 角度 (ロール, ピッチ, ヨー),  
Angle (roll, pitch, yaw)  
 $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$  [deg/s] [rad/s]; 角速度 (ロール, ピッチ,  
ヨー), Angular velocity (roll, pitch,  
yaw)  
 $\rho(\tau)$ ; 相関係数, Correlation coefficient  
(Figure 34)  
 $\tau$  (s) [s]; 時間, Time (Figure 34)  
 $\sigma^2$ ; 分散, Variance (Figure 34)  
**2.2 補助記号**  
 $C$ ; 修正値, Corrected value  
 $N_c = N\sqrt{288/T_a}$  [°K]  
 $P_c = P(760/P_a)$  [mmHg]  
 $T_c = T(288/T_a)$  [°K]  
 $i$ ; 入力, Input  
 $\Psi$ ; テレメータ計測, Telemetry  
-; ASE ゲイン切換スイッチの目盛<sup>6)</sup> (1~5),  
Graduation of ASE gain change over  
switch (1~5)  
-; ステップ応答試験, Step response test  
~; 繰返し操舵試験, Repeated control test  
**2.3 略字記号**  
abs; 絶対, absolute  
ASE; 自動安定装置, Automatic stabilization  
equipment  
BAP; 抽気圧力, Bleed air pressure  
BAT; 抽気温度, Bleed air temperature  
BATT; バッテリ, Battery  
C/B; サーキットブレーカ, Circuit breaker  
CDP; 圧縮機出口圧力, Compressor delivery  
pressure  
CON; 運転, Control  
DC; 直流, Direct current  
E/G, ENG; エンジン, Engine  
EGT; 排気温度, Exhaust gas temperature  
EMS; 非常信号, Emergency signal  
FTB; フライングテストベッド, Flying Test Bed  
FDP; 燃料圧力, Fuel delivery pressure  
G; ゲージ, Gauge  
GEN; 発電機, Generator  
HYD; 油圧, Hydraulic  
IAT; 吸気温度, Inlet air temperature  
IGN; 点火, Ignition  
IND; 計測, 指示計, Indicator  
INST; 計器, Instrument

J/P; ジェットパイプ, Jet pipe  
 Max; 最大, Maximum  
 Min; 最小, Minimum  
 OP; 操作, Operation  
 PRESS; 圧力, Pressure  
 RPM; エンジン回転数, Engine speed [rpm]  
 S/B; 待機, Standby  
 SW; スイッチ, Switch  
 TEMP; 温度, Temperature  
 VIB; 振動, Vibration  
 VTR; ビデオ・テープレコーダ, Video tape recorder

### 3. FTB

#### 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(2)に計画されたとおりほぼ実現されているので、ここではFTBの写真をFigure 1に、また全般的な要目をTable 1に示すにとどめる。

Table 1 Summary of FTB  
 FTB 要目

Length	10 m
Span	7 m
Height	3 m
Gross weight	2,000 kg
Fuel	480 kg (JP-4)
Crew	1
Power plants	JR 100 F × 2
Total thrust	1,320 kg × 2
Flight time	10 min (max)
Limited altitude	2.5 m (clear)

#### 3.2 制御システム

本実験では、搭乗員の操縦による、自由飛行を最終目標課題とし、特にホバーに焦点を合わせた。このための高度および姿勢制御システムについては既に何度か報告されているので、<sup>3),5)</sup>ここでは線型化した姿勢制御および高度制御システムのブロック図をFigure 9に、重量、慣性モーメント、空気ジェットノズル性能をFigure 10に、ASEゲインをFigure 11に示すにとどめる。

#### 3.3 実験用機装

第4次実験終了後から本実験開始前までに、FTBに対してつぎのような工事を行った。

(1) FTBの全系統に亘ってオーバーホールを行い、必要に応じて部品を新品と交換し、自由飛行に対する安全対策とした。

(2) 降着装置のホイール6個を油圧ブレーキ付に交換し、自由飛行実験時の暴走予防策とした。油圧はホイール付近のチェックバルブにより飛行前に規定圧に調整される。また車輪のキャスター性を向上させるためにトレールを50mmに増加した。

(3) 滑油供給配管2系統の途中でフィルタを取り付けた。

(4) 操縦系統のクラッチの噛合わせ部をテーパ結合とし、ロータリソレノイドのトルクを増加させ、関連して電気系統のリレーを換装した。

(5) スロットルエンゲージ用ピン2本の位置を、高度制御用操縦桿回転中心より約17cmの所に移し、ピン用の索および金具を改修し、エンゲージ指示用リミットスイッチ2個を取り付けた。関連としてスロットルレバー2本の間隔を約5cmに広げた。

(6) 操縦系統のロッド16本を長尺物6本に、またアイドラアーム18個を12個に換装してガタ減少対策とした。関連してアイドラ取付部を補強した。

(7) 滑油フラッシュの故障を検出するための警報装置を製作し、操縦席下部左舷に取り付けた。これによりフラッシュ間隔が40±10s以上になると赤色灯が点灯する。

(8) エンジン回転数変換器1個をFTB本体後部に、指示器2個を直径約7.5cmの広角度指示器と交換した。

(9) 計器板およびサイドコンソールのスイッチの大部分を保護装置付のものと換装し、搭乗員の誤操作に対する安全対策とした。

(10) 計器板を新製し板外にあったエンジン回転計を収容するなど、搭乗員の操作容易、誤認防止対策とした。関連してコンソールスイッチの配置を変更した。

(Figure 12)

(11) 油圧用モータポンプスイッチをコンソールから取り外して右後部リレーボックス後側に移設した。

(12) 電圧調整器に保護カバーを取り付けた。

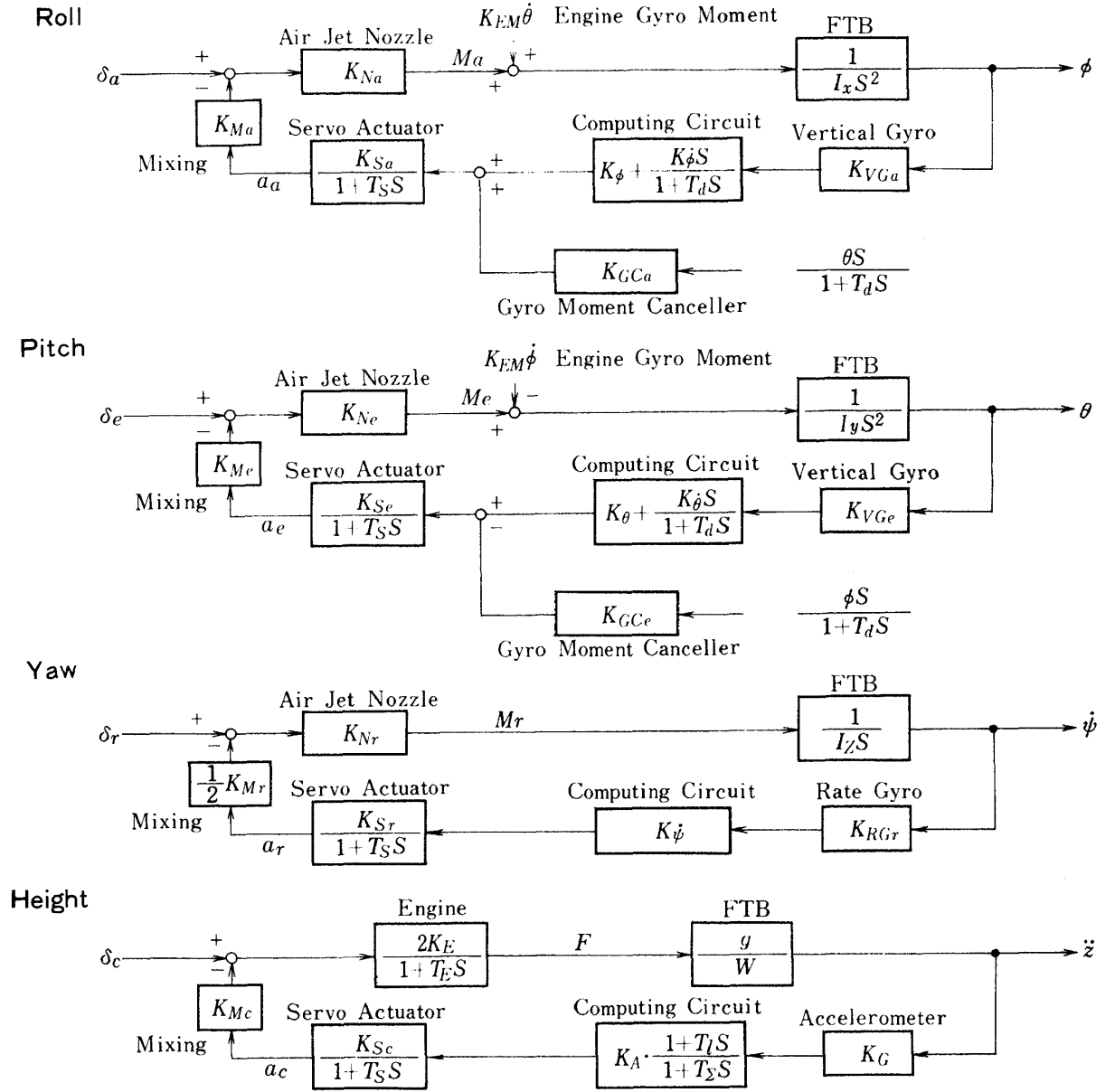
(13) ASE用インバータ4台を同期運転可能なものと換装し、マスターオシレータを取り外した。関連してハイトリムユニットを約2.5cm後方へ移動した。

(14) 以上に関連して配線の変更や追加を行った。

(15) フレーム下面2ヶ所に着脱容易なバラスト約40kgを用意した。

#### 3.4 機能試験

第4次実験終了後から本実験開始前までに、FTBに



[Note]  $\delta_{amax}, \delta_{emax}, \delta_{rmax}, \delta_{cmax} = \pm 7.6, \pm 10.2, \pm 7.6, 20.3 \text{ cm}$ .  $K_{Na}, K_{Ne}, K_{Nr} = M_{amax} / \delta_{amax}$ ,  $M_{emax} / \delta_{emax}, M_{rmax} / \delta_{rmax}, \text{ kg-m/cm}$ .  $M_{amax}, M_{emax}, M_{rmax}$  (See figure 10).  $K_E \doteq 30 \sim 45 \text{ kg/cm}$ .  $K_{EM} = 346.8 \text{ kg-m.s/rad}$ .  $I_x, I_y, I_z$  (See figure 10)  $\text{kg.m.s}^2$ .  $W$  (See figure 10).  $K_{VGa}, K_{VGe} = 0.96, 0.97 \text{ V/deg}$ .  $K_{RGr} = 0.139 \text{ V/deg/s}$ .  $K_G = 1.97 \text{ V/g}$ .  $K_{\dot{\phi}}, K_{\dot{\theta}}, K_{\dot{\psi}} = 0.699, 0.694, 20.6 \text{ V/V}$ .  $K_{\phi}, K_{\theta}, K_{\dot{z}} = 0.524, 0.521, 169 \text{ V/V}$ .  $T_d = 0.08 \text{ s}$ .  $K_{GCa}, K_{GCe} = 0.351, 0.174 \text{ V/deg/s}$ .  $T_l, T_z = 0.5, 10 \text{ s}$ .  $K_{Sa}, K_{Se}, K_{Sr}, K_{Sc} = 0.542, 0.547, 0.544, 0.41 \text{ cm/V}$ .  $T_S = 0.05 \text{ s}$ .  $a_{amax}, a_{emax}, a_{rmax}, a_{cmax} = \pm 3.5 \text{ cm}$ .  $K_{Ma}, K_{Me}, K_{Mr}, K_{Mc} = 7.6/3.5, 10.2/3.5, 20.3/7.0$ .

Loop Gain ;  $l_p (= K_{Na} \cdot K_{VGa} \cdot K_{\dot{\phi}} \cdot K_{Sa} \cdot K_{Ma} / I_x) 1/\text{s}$ .  $l_{\phi} (= K_{Na} \cdot K_{VGa} \cdot K_{\phi} \cdot K_{Sa} \cdot K_{Ma} / I_x) 1/\text{s}^2$  (See figure 11)  $m_q (= K_{Ne} \cdot K_{VGe} \cdot K_{\dot{\theta}} \cdot K_{Se} \cdot K_{Me} / I_y) 1/\text{s}$ .  $m_{\theta} (= K_{Ne} \cdot K_{VGe} \cdot K_{\theta} \cdot K_{Se} \cdot K_{Me} / I_y) 1/\text{s}^2$   $n_r (= K_{Nr} \cdot K_{RGr} \cdot K_{\dot{\psi}} \cdot K_{Sr} \cdot \frac{1}{2} K_{Mr} / I_z) 1/\text{s}$ .

$K_{\dot{z}} (= 2K_E \cdot K_G \cdot K_A \cdot K_{Sc} \cdot K_{Mc} \cdot g/W) \doteq 17 \sim 23$

Figure 9 Hover control system block diagram

ホバー制御システムブロック図

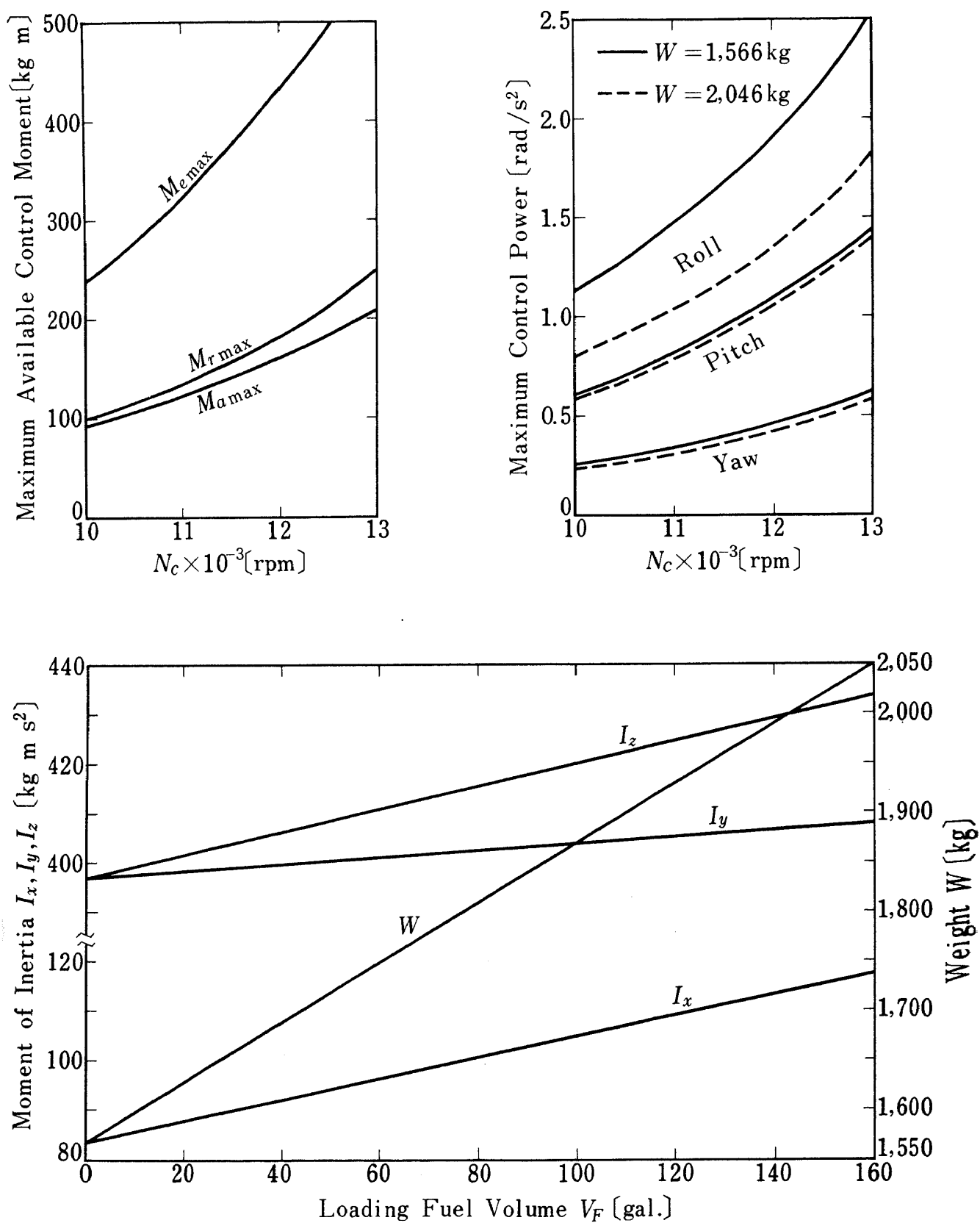


Figure 10 Weight, moment of inertia and control power  
重量、慣性モーメントおよび制御パワー

対して、つぎのような系統別機能試験を行ったが、これらはすでに報告されているので内容を省略する。

- (1) ASE 総合試験<sup>7)</sup>
- (2) 操縦系統試験<sup>8)</sup> (クラッチ試験を含む)
- (3) エンジン滑油滴下警報灯試験<sup>9)</sup>
- (4) 空気タービン試験<sup>10)</sup>
- (5) 燃料系統試験<sup>11)</sup>
- (6) テレメータ調整試験<sup>12)</sup>
- (7) エンジン単体試験 (定格確認)
- (8) エンジン回転計試験 (合否確認)
- (9) ホイールブレーキ静特性試験 (合否確認)

#### 4. 実験設備

FTB の実験設備については文献 (13) に詳しいので、ここでは使用した設備区分名のみを挙げるにとどめる。

地上支援設備では、整備補給設備、補助動力設備、点検調整設備、一般支援設備のほとんどすべてを使用した。補助動力設備のうちの地上空気源は、実験当初には遠隔操作の配線および配管を行い、搭乗実験ではこれを取り外した。

拘束実験設備では、姿勢制御拘束実験設備およびタイダウン装置を使用した。

計測設備では、直接計測、テレメータ計測、地上計測の設備から適宜選んで使用した。計測の内容については「5」に述べる。

地上施設では、建屋、拘束実験場、自由飛行実験場とすべてを使用した。

実験中における設備の使用状態については「6.2」に述べる。

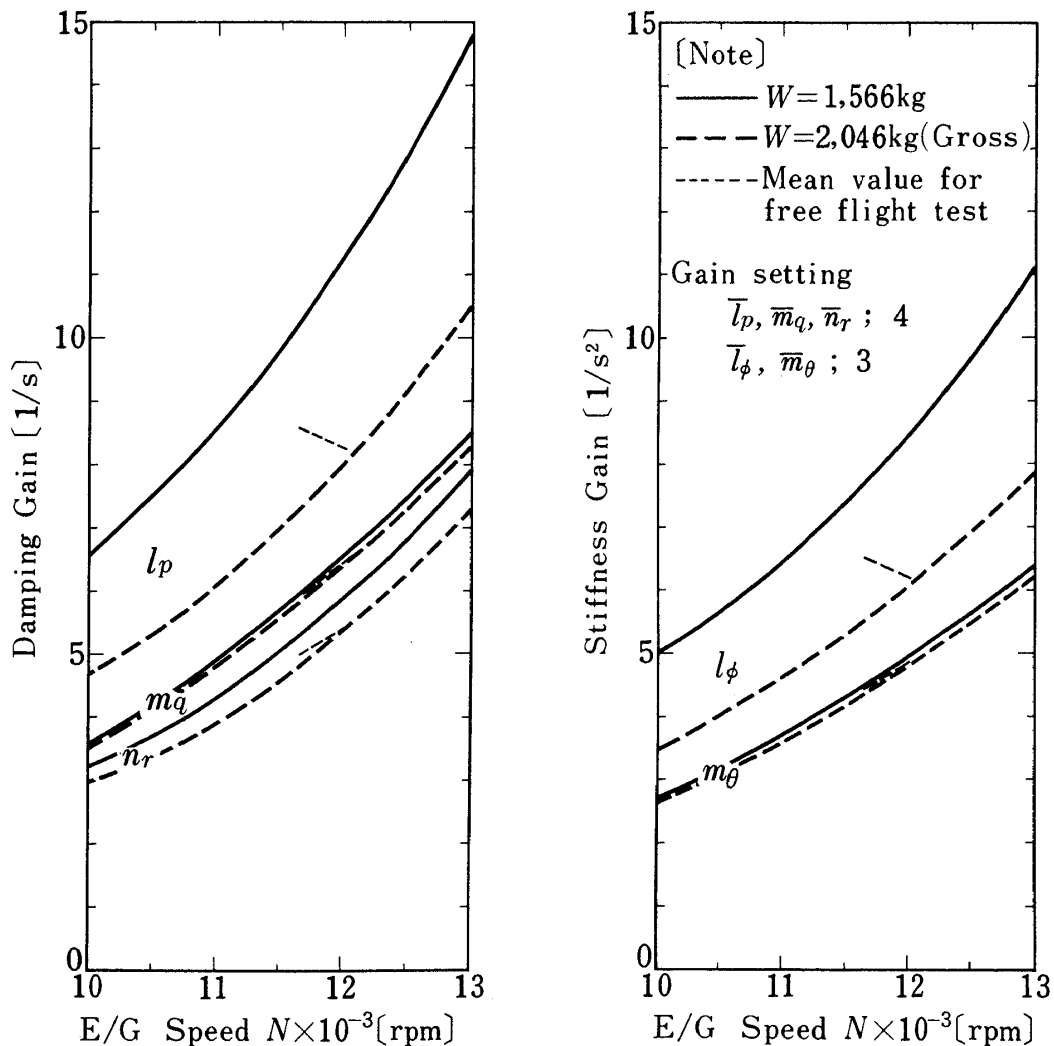


Figure 11 ASE loop gain  
ASE ループ ゲイン

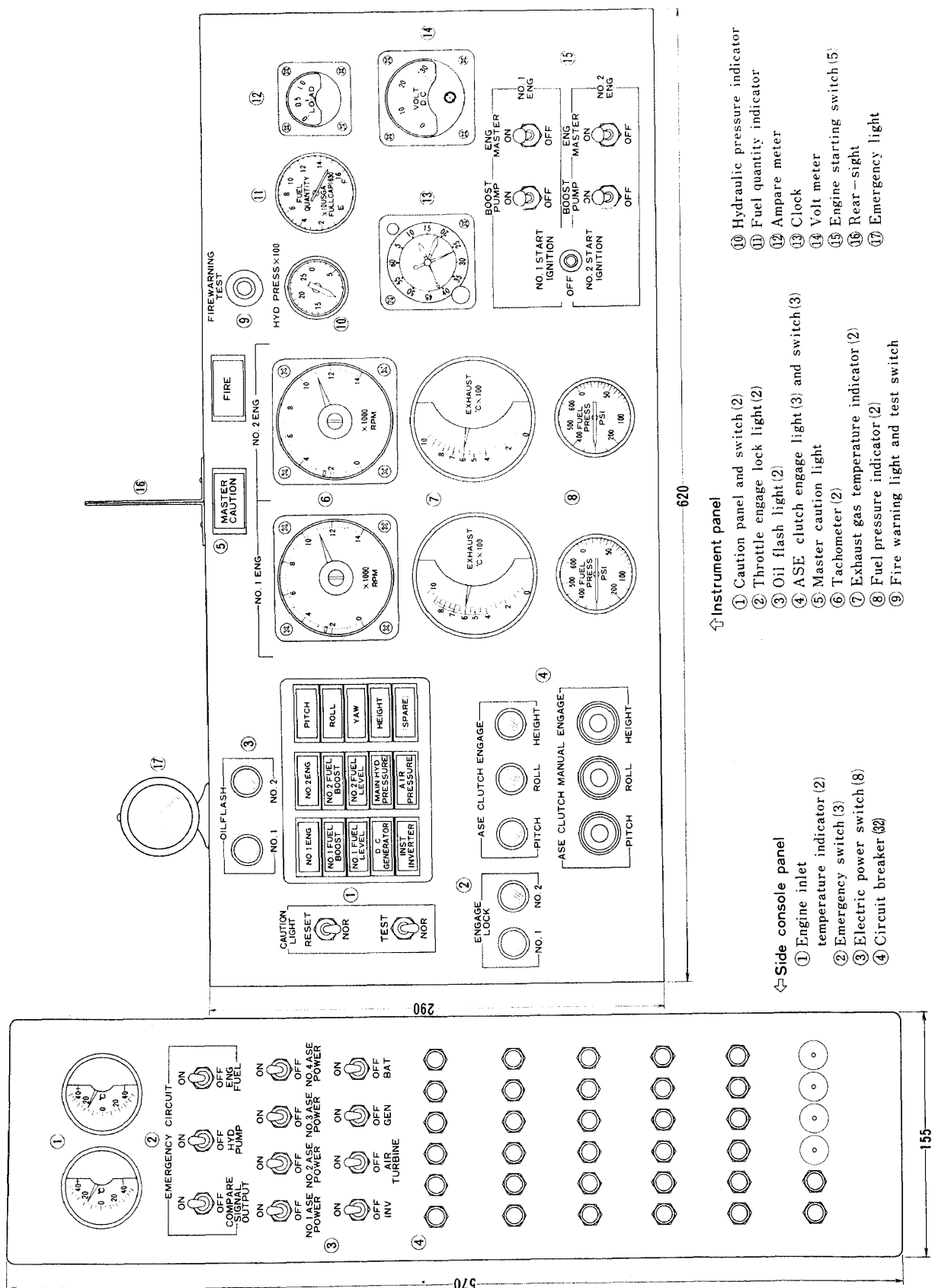


Figure 12 Layout of instrument panel and side panel  
計器板およびサイドコンソールパネル配置図

## 5. 計 測

### 5.1 計画一般

計測は FTB から地上または計測室まで配線や配管を施して行い直接計測, FTB から計測室までのテレメータ計測, 独立した地上計測の 3 つに大別した。

直接計測用配線配管は, 遠隔操作実験, 搭乗操作による姿勢制御拘束実験, タイダウン実験の 3 つの場合で異なるが, 前 2 者は第 4 次実験の場合と全く同様とし, また後 2 者もほぼ類似させた。当然ながら自由飛行実験では直接計測は実施しなかった。

テレメータ計測は, 全実験を通じて行い, 特に自由飛行時の FTB に関する計測はテレメータ計測を主体とした。

独立した地上計測は, 時間関係, 大気関係, 風, 補給関係, 表面温度, 写真関係とした。

計測記録は, 第 4 次実験の場合と同様であるが, 特に自由飛行時のデータレコーダおよびビデオテープレコーダによる記録を多くとるようにした。

計測配線に関する総括表を Table 2 に示す。

### 5.2 直接計測

つぎの計測は文献(3)に同じである。 $N_A$ ,  $S_A$ ,  $E$ ,  $V_F$ ,  $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\phi$ 。

つぎの計測は文献(5)に同じである。 $N$ ,  $P_F$ ,  $P_3$ ,  $T_s$ ,  $S$ ,  $\delta_L(\delta_E)$ ,  $P_s$ ,  $P_R$ , テレビジョン

これらのうちつぎのものは磁気テープに同時記録するようにした。 $N_A$ ,  $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\phi$ 。

### 5.3 テレメータ計測

つぎの計測は文献(3)に同じである。 $N$ ,  $T_2$ ,  $P_3$ ,  $P_F$ ,  $P_R$ ,  $P_{na}$ ,  $P_{ne}$ ,  $g_X$ ,  $T_5$ ,  $T_R$ ,  $T_{na}$ ,  $T_{ne}$ ,  $\delta_a$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_r$ ,  $\delta_{na}$ ,  $\delta_{ne}$ ,  $\delta_{nr}$ ,  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\dot{\phi}$ ,  $a_a$ ,  $a_e$ ,  $a_r$ 。

つぎの計測は文献(5)に同じである。 $\delta_c$ ,  $\dot{z}$ ,  $a_c$ 。

テレメータ計測の総括表を Table 3 に示す。表中に磁気テープに同時記録したものも示した。

### 5.4 地上計測

つぎの計測は文献(5)に同じである。機体および地面の表面温度, 運転時間, 大気( $T_a$ ,  $P_a$ ,  $H$ ), 風向( $D_W$ ), 風速( $V_W$ ), 燃料消費量( $V_F$ ), 写真(35ミリ)。

自由飛行実験時には基点側方 50m の位置に 4.5 cm の格子の金網を設置し, その後方 5 m の所にテレビカメラを置いて受像し, 飛行高度の計測およびモニターに利用した。これによる格子 1 目盛は高度 0.5 m に相当する。

(Figure 14)

16 ミリ映画の演出, 撮影, 録音には専門家を起用した。

## 6. 実験運営

### 6.1 計画

本実験は, 遠隔操作および搭乗操作による多自由度姿勢制御拘束実験, タイダウン実験, 自由飛行ホバー実験を含む大規模な野外実験であり, かつはじめての自由飛行実験でもあるので, 実験の運営には特別な配慮が必要となる。

実験に際して作成した計画書等の資料は第 2 次<sup>14)</sup>~第 4 次<sup>3)</sup>実験と同様 9 種類であるが, 内容については当然異なる部分が多く, これらについては適宜述べる。

機装, 器材, 計測については, それぞれ「3」, 「4」, 「5」で述べた。輸送については, FTB 本体, エンジン, ASE とテレメータをそれぞれ別の工場でオーバーホールや実験用機装などを行ったのでかなり大掛りなものとなったが文献(14)と同じ要領で実施した。人員計画は前回実験に準じて行ったが, 映画撮影の専門家を追加した。

実験計画に当たって行った主な技術検討事項は既述のものを除き, つぎのとおりである。エンジンの耐久性, 地上における脚タイヤのジェット排気による温度上昇, 離着陸時の地上滑走条件(ホイールブレーキ設定), 離着陸時の機体振動, 操縦系統のがたの影響, ASE 高度系比較回路の切換レベルの検討, 高度制御システムの特性の再検討, 姿勢制御システムの特性の再検討, 位置の変化(風の影響), 始動手順の変更(誤操作防止), 自由飛行時の運用制限。これらのうち主要なものについては「9」に述べる。また実験に先立って防衛庁陸上自衛隊明野飛行学校の HU-1B ヘリコプタおよび当所の姿勢制御可動シミュレータによる搭乗員の操縦訓練を計画実施した。

現地における実験に関する事項について, 以下順を追って述べる。

### 6.2 器材展開

器材の展開は実験の種類によって 3 段階に分けられる。

第 1 段階は, 遠隔操作および搭乗操作による姿勢制御拘束実験で, 燃料地上タンク移設による一部変更のほかは文献(3)と同様である。

第 2 段階は, タイダウン実験で, FTB を正規状態で拘束実験場(約 30 m × 約 45 m)の中央からやや南南西寄りに, ほぼ北北東に向けて地上に繫留索でタイダウンした。脚オレオを伸び切り状態にするための金具および脚タイヤ防熱カバーを用意し, 必要に応じて着脱を行った。エンジン始動に必要な地上電源と空気源, 標識板, 消火器, 燃料補給装置, 計測用配線, 空気源用ホース, 風向

Table 2 Summary of wiring and piping

## 配線配管総括表

Item	Total No.	Origin	Terminal	Application	Remarks
$N$	2	□	○→△	R, P, T	
$P_F$	2	□	△	R, P, T	
$P_3$	2	□	○	R, P, T	
$T_5$	2	◇	△	R	
$\delta_L$	2	◇	△	R	
E/G VIB	8	◇	△	R	
E/G VIB	2*2	□	△	P, T	Monitor
E/G Bearing TEMP	4	◇	△	R	Monitor
E/G Remote CON	14	◇	△	R	New oil flash wiring
E/G Remote CON	(2)	◇	△	R	
Electric Power	1	×	□	R, P, T, F	With air supply
Air Supply	(1)	×	□	R, P, T, F	E/G start only
Air Remote CON	8	×	△	R	
$P_S$	(1)	×	△	R, P, T, F	
Emergency Light	1*3	○	□	P, T	
Brake	1	×	○	R, P	
Television	1*3	□	○	R, P, T	VTR
Television	1*2	×	○	F	VTR
$P_R$	(1)	◇	×	R, P, T	
$E$	1*3	□	○	R, P, T	Pen 1-8
$N_A$	1*3	□	○	R, P, T	Pen 1-6
$S_A$	1*3	□	○	R, P, T	Pen 1-7
$W_F$	1	□	○	R, P, T	Pen 2-3
Roll Input	1	○	◇	R	
Pitch Input	1	○	◇	R	
$\dot{\phi}$	1	□	○	R, P	Pen 1-4
$\dot{\theta}$	1	□	○	R, P	Pen 2-7
$\phi$	1	□	○	P	Pen 3-5
$D_W, V_W$	2	×	○	R, P, T, F	Pen 3-8( $V_W$ ) exclusive
$T_a, P_a, H$	3*1			R, P, T, F	
Surface TEMP	Many*1			T	
Pictures	4*1			R, P, T, F	

[Note] ( ) ; Piping, □ ; FTB starboard, ◇ ; FTB port, × ; Field

○ ; Instrument room, △ ; Operating room

R ; Remote control test, P ; Piloted attitude control test

T ; Tie down test, F ; Free flight test

\*1 ; No wiring or piping, \*2 ; Changed wiring of the above

\*3 ; Changed the wiring at tie down test

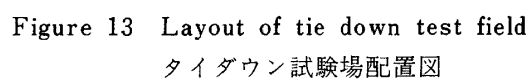


Table 3 Summary of telemetering  
テレメータ計測総括表

Item	Channel No.				Sensor	Sampling No.			Recording No.				Range
	R	P	T	F		R	P	T	R	P	T	F	
N-1	1	1	1*	1	Pulse pickup				2-1	2-1	2-1	2-1	9000~13000 rpm
N-2	2*	2	2*	2*	"				2-2	2-2	2-2	2-2	"
EMS	2*	2	2*	2*	Relay				2-2	2-2	2-2	2-2	
$\phi$	9*	9*		9*	ASE				1-5	1-5		1-4	$\pm 10^\circ$
$\theta$	10*	10*		10*	"				2-8	2-8		1-8	"
$\dot{\phi}$		14*		14*	"					3-4		2-7	$\pm 5\%$
$\ddot{z}$				15*	"							2-5	$\pm 0.2g$
$a_a$	7*	7		7	"				1-2	1-2		1-2	$\pm 35\text{ mm}$
$a_e$	8*	8		8*	"				2-5	2-5		1-6	"
$a_r$		12			"					3-2			"
$a_c$				13	"							2-4	"
$\delta_a$	3*	3*	3*	3*	"				1-1	1-1	1-1	1-1	$\pm 3\text{ in}$
$\delta_e$	4*	4*	4*	4*	"				2-4	2-4	1-2	1-5	$\pm 4\text{ in}$
$\delta_r$		11*	11*	11*	Potential					3-1	2-6	2-6	$\pm 3\text{ in}$
$\delta_c$			12*	12*	"						2-3	2-3	$-2 \sim +8\text{ in}$
$\delta_{na}$	5*	5*	5*	5*	"				1-3	1-3	1-3	1-3	左 0 ~ 100 %
$\delta_{ne}$	6*	6*	6*	6*	"				2-6	2-6	1-4	1-7	前 0 ~ 100 %
$\delta_{nr}$		13*	13*		"					3-3	2-7		前 $\pm 25^\circ$
$P_R$	11	15	14		Strain gauge		2-5	1-3	3-3	3-6	3-4		$0.5 \sim 2.5\text{ kg/cm}^2\text{ G}$
$P_{ne}$	14		8		"	1-2			3-4		3-2		"
$P_{na}$	14		9		"	1-3			3-4		3-3		"
$P_3-1$	12	15	7		"		2-3		3-1	3-6	3-1		"
$P_3-2$	13	15			"		2-4		3-2	3-6			"
$P_F-1$	14		14		"	1-4		1-4	3-4		3-4		$0 \sim 20\text{ kg/cm}^2\text{ G}$
$P_F-2$	14		14		"	1-5		1-5	3-4		3-4		"
$T_5-1$	15	15	15		Thermo couple	2-1	2-1	2-1	3-6	3-6	3-6		$400 \sim 800^\circ\text{C}$
$T_5-2$	15	15	15		"	2-2	2-2	2-2	3-6	3-6	3-6		"
$T_R$	15		15		"	2-3		2-3	3-6		3-6		$100 \sim 200^\circ\text{C}$
$T_{ne}$	15		15		"	2-4		2-4	3-6		3-6		"
$T_{na}$	15		15		"	2-5		2-5	3-6		3-6		"
$T_2-1$	14		14		Resistance	1-1		1-1	3-4		3-4		$-10 \sim 70^\circ\text{C}$
$T_2-2$			14		"			1-2			3-4		"
$gx$			10*		Strain gauge						2-5		$\pm 1g$

[Note] \* ; Simultaneous recording on the magnetic tape

R, P, T, F ; See note in table 2



風速計、消火ホースなどの配置等は、第1段階と同様とした。タイダウン実験の器材展開の状況をFigure 13に示す。

第3段階は、自由飛行ホバー実験で、FTBを正規状態で自由飛行実験場<sup>13)</sup>(拘束実験場に隣接、約140m×約90m、Figure 5)の中央に、ほぼ北西(長手方向)に向けて置いた。地上にはここを基点に半径10、20、30mの白円を描いて位置の目安とした。エンジン始動に必要な地上電源と空気源はFTBの北(右斜め前方)約30mの所に設置し、供給接続装置はエンジン始動後ホース電線とも人力で急速離脱するようにした。燃料補給装置は実験場のほぼ南西隅に置き、ここでFTBに補給するようにした。標識板と吹流しは拘束実験場の東端に置いた。消火器3台は隅に、消火ホースはFTBの左横約30mの所に置いた。可搬性整備台を実験場のほぼ南西隅に置き飛行前後点検時にFTBまで移動した。自由飛行ホバー実験の器材展開の状況をFigure 14に示す。

全実験を通じての配線配管の総括表をTable 2に示す。

### 6.3 実験準備

器材展開後、実験直前には、実験状態の変更、修理、調整、計測準備、補給、地上整備、点検などの作業があるが、後の5者は文献(3)とほぼ同様であった。

実験状態の変更としては、遠隔操作関連装置の取り外しとFTBの復旧、ヨ一の拘束解放と脱出台の撤去、姿勢制御拘束装置の解体とFTBの正規状態への復旧、FT

Bのタイダウン、FTBの自由飛行場基点への設置および格納、空気ジェットノズル開口面積変更金具の着脱、脚オレオ伸び切り用具の着脱、脚ホイールブレーキ油圧の変更、ASE用サーキットブレーカのオンオフとゲイン切換スイッチの変更、運動検出器配線の着脱、計測項目変更などである。

主な修理対象は、FTBについては、ピッチクラッチ灯リミットスイッチ、ロール操縦ロッド復旧、脚ホイールブレーキなどであり、地上設備については、燃料供給装置フィルタパッキン破損交換であった。

### 6.4 実験要領

実験準備完了後、事前作業および実験打合わせを行って、実験に入る。遠隔操作および搭乗操作による多自由度姿勢制御拘束実験の要領は文献(3)に同じである。タイダウン実験および自由飛行ホバー実験の要領も、これとほぼ同様であり、その標準手順をFigure 15に示すが、前者では空気および電気の供給接続装置はFTBに取り付けたまま実験を行った。

搭乗員手順表を付録にまとめて示す。

### 6.5 運転整備記録

運転整備記録の必要な理由および記録の内容等は、文献(14)と同様であるが、本実験からは運転記録と整備記録を別書式として、記録を正確かつ詳細とするための配慮をした。

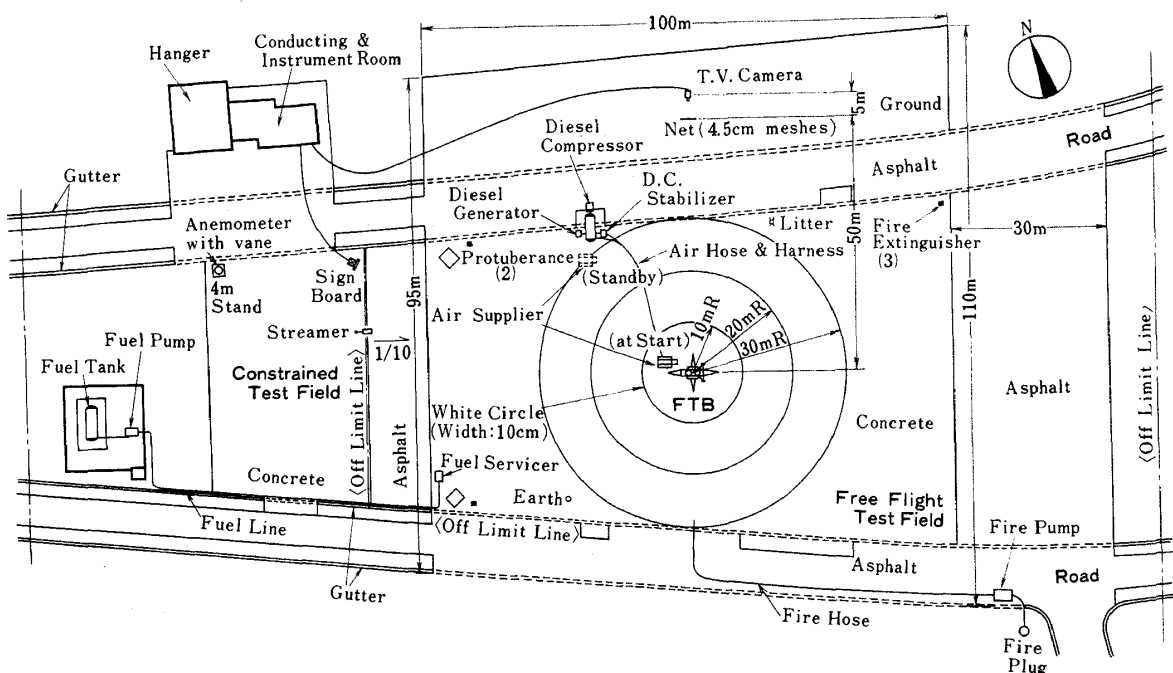


Figure 14 Layout of free flight test field

自由飛行試験場配置図

## 6.6 撤 収

撤収の手順等はすべて文献(14)と同様である。

## 7. 実 験 内 容

実験内容は0から28までのCase No. によって表示され、Case 0 はモータリングとして適宜実施し、Case 1～5 は速隔操作による機体固定状態での運転および姿勢角4°相当のステップ入力応答実験（ロール、ピッチの

2 自由度）、Case 6～12 は搭乗員の操作による機体固定状態での運転および2 自由度（ロール、ピッチ）と3 自由度（ロール、ピッチ、ヨー）の姿勢制御実験、Case 13～20 は搭乗員の操作によるタイダウン実験、Case 21～28 は搭乗員の操作による地上運転および自由飛行ホバー実験である。実験は原則的には各Case 1 回であるが、必要に応じて中止や追加を行った。実験は順序にしたがってRunNo. を付した。各実験Caseの内容をTab-

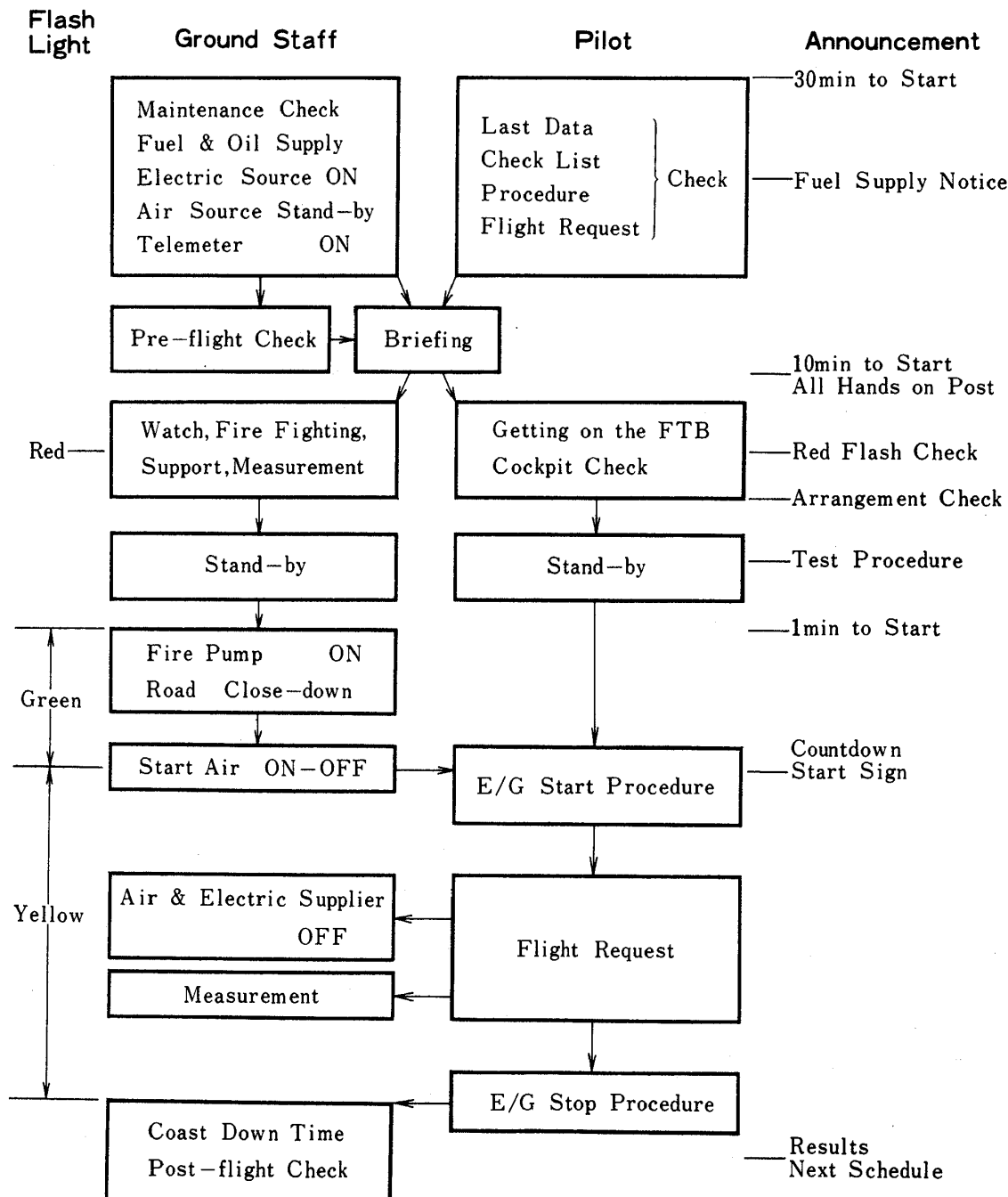


Figure 15 Chart of standard experimental procedure  
標準実験手順チャート

le 4 に示す。

遠隔操作による機体固定状態での運転および2自由度のステップ入力応答実験は前回実験<sup>3)</sup>と同じ内容で、全機作動確認ともいべき実験である。

搭乗員の操作による機体固定状態での運転は前回実験と同じ内容である。2自由度および3自由度姿勢制御実験は多自由度状態における姿勢制御特性の確認と搭乗員

の慣熟を目的とした実験である。2自由度実験時にはレートジャイロ(ヨー運動検出器)の配線を取り外し、ヨーのASEゲインを0とした。3自由度実験時のASEゲインは前回実験と同様の設定をした。

タイダウン実験は、地上における運転時の不都合の有無を確認するための実験で、特にリフトジェットの排気による機体の温度上昇や再循環の程度、および振動状態

Table 4 Experimental cases  
実験 ケース

Case No.	Operation	Constrained Condition	Degree of Freedom	Total Air Jet Nozzle Area	Air Turbine	ASE	Throttle Engage	E/G Speed [rpm]	Flight Request	Operator
0	Motoring									
Semi-constrained Test (Remote Control)	1	R* <sup>1</sup> P* <sup>1</sup>	0	1/2	OFF	OFF	OFF	13000* <sup>4</sup>		E/G Operator
	2	"	"	"	"	"	"	13000* <sup>5</sup>		"
	3	"	"	Normal	ON	ON* <sup>3</sup>	"	12500		Mechanic
	4	R, P	2	"	"	ON	"		No. 1	Pilot-1
	5	"	"	"	"	"	"		"	Pilot-2
	6	R* <sup>1</sup> P* <sup>1</sup>	0	1/2	OFF	OFF	"	12500* <sup>4</sup>		Mechanic
	7	"	"	"	"	"	"	12500* <sup>5</sup>		"
	8	"	"	Normal	ON	ON* <sup>3</sup>	ON	12500		"
	9	R, P	2	"	"	ON	"		No. 2	Pilot-1
	10	"	"	"	"	"	"		"	Pilot-2
	11	R, P, Y	3	"	"	"	"		No. 3	Pilot-1
	12	"	"	"	"	"	"		"	Pilot-2
Tie Down Test	<13>	Tiedown* <sup>2</sup>	0	"	OFF	OFF	OFF	Idle* <sup>4</sup>		Mechanic
	<14>	"	"	"	ON	ON* <sup>3</sup>	ON	12500		"
	<15>	"	"	"	"	"	"		No. 4	Pilot-1
	<16>	"	"	"	"	"	"		"	Pilot-2
	17	Tiedown	"	"	OFF	OFF	OFF	Idle* <sup>4</sup>		Mechanic
	18	"	"	"	ON	ON* <sup>3</sup>	ON	12500		"
	19	"	"	"	"	"	"		No. 4	Pilot-1
	20	"	"	"	"	"	"		"	Pilot-2
Free Flight Test	<21>	on Ground	"	"	OFF	OFF	"		No. 5	Pilot-1
	22	"	"	"	ON	ON	"		No. 6	"
	23	Free	6	"	"	"	"		No. 7	"
	24	"	"	"	"	"	"		No. 8	"
	<25>	on Ground	0	"	OFF	OFF	"		No. 5	Pilot-2
	26	"	"	"	ON	ON	"		No. 6	"
	27	Free	6	"	"	"	"		No. 7	"
	28	"	"	"	"	"	"		No. 8	"

[Note] <> ; No operation, R ; Roll free, P ; Pitch free, Y ; Yaw free

\* 1 ; Braked, \* 2 ; With the protector of tire

\* 3 ; Sensor off, gain 0, \* 4 ; No.1 E/G, \* 5 ; No.2 E/G

に注意を払った。勿論各機能の点検も入念に行った。

自由飛行ホバー実験は、FTB の最終目標ともいうべき実験で、垂直離着陸および飛行の安全に注意を払い、また運用制限を設けた。

## 8. 実験結果

実験は、まず機体を姿勢制御拘束実験装置に取り付けて、遠隔操作による機体固定状態での運転 3 回および 2 自由度でのロールならびにピッチステップ応答実験 5 回を行い、つぎに搭乗員の操作による 2 および 3 自由度の姿勢制御実験 12 回を行った。その後機体を地上におろして搭乗員の操作によるタイダウン実験を 4 回行った。最後に自由状態で地上運転 2 回および自由飛行 5 回を行った。

これらの実験により、まず FTB の機能、搭乗操作特性、姿勢制御特性、地上運転時の諸条件などに関する資料を得、つぎに自由飛行によりホバー特性に関する資料を得た。得られた結果をつぎに述べる。実験中の写真を Figure 2～8 に示す。特記のほか、計測値は Table 6～8 にまとめた。

### 8.1 運転記録

実験の経過を知るために必要と思われる事項については、できる限り詳細に記録に留めるようにした。これをまとめて運転記録として Table 5 に示す。運転記録は、開始日時、実験の順序 (Run No.) と Case、天候、大気状態、運転者、貯気槽圧力、エンジン始動経過時間、実験内容、エンジン停止経過時間、燃料消費重量、備考の順に書いてある。

実験開始時刻は No. 1 エンジンへの送気開始時刻と一致する。Case は Table 4 のとおりであるが、タイダウン実験中の Case 13～16 は、実験前検討により省略した。

実験中の気象条件は気圧  $P_a = 746.9 \sim 763.6$  mmHg、温度  $T_a = 2.5 \sim 14.7^\circ\text{C}$ 、湿度  $H = 40 \sim 77\%$ 、平均風速  $V_W = 0.8 \sim 5.0$  m/s、風向  $D_W = 90 \sim 360^\circ$  であった。

エンジン始動用空気源の貯気槽圧力  $P_s$  は、遠隔操作による拘束実験時のみ確認の意味で測定したが、始動時圧力は  $5.5 \sim 6.5$  kg/cm<sup>2</sup>G であった。

エンジン始動経過時間は、送気開始、着火、アイドル到達の時刻を No. 1、No. 2 エンジン別に記録した。

実験内容は、モータリング、作動実験、姿勢制御実験、自由飛行実験の別を記録した。

エンジン停止経過時間は、アイドル到達、燃料停止の時刻および No. 1、No. 2 エンジン別のコーストダウンの時間を記録した。

燃料消費重量  $W_F$  は FTB の燃料計の読み ( $V_F$ ) から算

出した。

本実験の総運転時間は No. 1 ; 3 h 30 min (27 回), No. 2 ; 2 h 59 min (23 回) であった。モータリングは No. 1 が 13 回, No. 2 が 11 回であった。燃料 (JP 4, MIL-J-5624 E) の総消費量は約 5,700 kg であり、また潤滑油 (MIL-L-7808 D) の総消費量は約 9.5 ℓ (標準消費量 20 cc/min であるので、これは約 7 h 55 min 分に相当) であった。

自由飛行実験に入る前 (Run 38 前) に緊急事態時の脱出訓練を行った。本実験では途中で中止した実験は 5 回あった。

自由飛行実験の記録は「8.5」に述べる。

### 8.2 作動特性

FTB の機能上重要な作動特性については、拘束実験とタイダウン実験において確認した。その結果を以下に記述する。又これらの実測値は Table 6～8 に挙げた。

#### (1) エンジン作動特性

定常運転中のエンジン性能および関連特性について Figure 16 のような結果を得た。この図はエンジン燃料管制器レバー変位、または回転数を基準に整理し、必要と思われる量には修正値 (「2.2」) を用いて一般性を付与した。エンジン燃料管制器レバー変位  $\delta_E$  に対するエンジン回転数  $N_e$  の変化は  $\pm 150$  rpm 程度のばらつきを示し、前回実験<sup>3)</sup> の約半分となった。

エンジン回転数のテレメータ計測値は、デジタル回転計による直接計測値に対して、アイドル以上で約  $\pm 1.5\%$  のばらつきを示した。本報告では特記の外、テレメータ計測値をエンジン回転数の基準として採用した。

燃料圧力  $P_F$  は、これまでの実験と同様、テレメータ計測値はアイドル以上で約  $\pm 10\%$  のばらつきを示したが、Table 6 に見られるように、直接計測ではばらつきは  $\pm 4\%$  と小さい。

エンジン圧縮機入口温度  $T_2$  は、大気温度  $T_a$  との差  $T_2 - T_a$  を排気再循環の指標としてエンジン回転数  $N_e$  に対してプロットした。この図から No. 2 エンジン単独作動時に No. 1 エンジン入口温度が約  $8^\circ\text{C}$  前後上昇する傾向を認めた。エンジン作動中の入口温度は  $\pm 2^\circ\text{C}$  以内におさまリ、排気再循環の影響はほとんどないことが確認された。

エンジン圧縮機出口圧力  $P_3$  は  $12 \sim 14\%$  のばらつきがありその上限がエンジン単体試験の値にほぼ一致した。

エンジン排気温度  $T_5$  は、約  $150^\circ\text{C}$  の幅の大きいばらつきがあり、その上限側がエンジン単体試験の値にほぼ一致した。

#### (2) 抽気特性

抽気特性を Figure 17 に示す。

抽気圧力は、平均すればリングタンク ( $P_R$ ) と左ノズル入口 ( $P_{na}$ ) では  $P_3$  とほぼ等しく、後ノズル入口 ( $P_{ne}$ ) ではそれよりやや低めの値を示したが、タイダウン実験の結果の方が拘束実験の結果より低めであり、かつ前回実験<sup>3)</sup>の結果に近い。

抽気温度についても抽気圧力とほぼ同様の傾向が認められたが、左ノズル入口 ( $T_{na}$ ) と後ノズル入口 ( $T_{ne}$ ) との差はあまりなく、リングタンク ( $T_R$ ) との差は大きめとなっている。

### 8.3 姿勢制御拘束実験結果

姿勢制御拘束実験は前回実験<sup>3)</sup>と同様の方法により、遠隔操作入力によるロール、ピッチの2自由度実験2回および搭乗員の操縦によるロール、ピッチの2自由度状態での実験2回ならびにロール、ピッチ、ヨーの3自由度状態での実験4回が行われた。搭乗員の課題は2～3段階のエンジン回転数に対する緩徐操舵、ステップ操舵、および自由操舵を中心とし、ASE アクチュエータ切り換え用クラッチ作動時の対応や姿勢保持についても慣熟が行われた。搭乗員は1名であり、2名が交替で担当した。

#### (1) ステップ応答実験結果

ステップ応答実験は姿勢制御システムの特性確認の重要な実験である。ステップ応答は、遠隔操作による場合(電気的信号入力)と搭乗操作による場合(搭乗員によるステップ操舵入力)について実施した。前者の入力の大きさは、ロール、ピッチとも  $\pm 4^\circ$  相当である。後者もこれに相当した操舵量 ( $\delta_a = 24 \text{ mm}$ ,  $\delta_e = 32 \text{ mm}$ ) を目標としたが、実際の搭乗員による操舵量は  $\delta_{ai}$ ; 26～57 mm,  $\delta_{ei}$ ; 31～48 mm, とかなりのばらつきがあった。これらの入力に対する応答波形は文献(3)と同様、過減衰の状態 で定常値に達した。これらの実験結果を Table 6, 7 に、姿勢角応答の時定数を Figure 18 に示す。

この図によれば時定数の平均値はエンジン回転数が約 10900～12100 rpm と増加するに従って、ロール;  $T_\phi = 1.15 \sim 1.05 \text{ s}$ , ピッチ;  $T_\theta = 1.2 \sim 0.6 \text{ s}$  と小さくなる。そしてばらつきはロール;  $\pm 0.25 \text{ s}$ , ピッチ;  $\pm 0.4 \text{ s}$  であるが、これは拘束装置の摩擦力の大きさ、入力印加時の運動状態の相違、搭乗員の操舵量の違い(系の非線形特性)などによるものと推測される。

またピッチ系においては約 1 Hz 程度の重畳振動が見られる。これは遠隔操作の場合、特に明白に確認され、またエンジン回転数の増加とともにより一層はっきりと表われる。ロールにおいてもわずかに見られるが、ピッチほど顕著ではない。これらの結果は前回実験<sup>3)</sup>と全く同様である。

#### (2) 自由操舵中の最大操舵量

3自由度の搭乗実験においてロール、ピッチの最大姿勢角  $\pm 5^\circ$  以下、ヨーの最大姿勢角を  $\pm 10^\circ$  以下という制限で、自由操舵(運動)をしたときの、最大操舵量はつぎの通りである。

ロール; 最大操舵量	$\delta_a \rightleftharpoons 3.8 \text{ cm}$
最大角加速度	$\ddot{\phi} \rightleftharpoons 0.53 \text{ rad/s}^2$
最大角速度	$\dot{\phi} \rightleftharpoons 5.3^\circ/\text{s}$
最大角度	$\phi \rightleftharpoons 5.0^\circ$
ピッチ; 最大操舵量	$\delta_e \rightleftharpoons 5.1 \text{ cm}$
最大角加速度	$\ddot{\theta} \rightleftharpoons 0.42 \text{ rad/s}^2$
最大角速度	$\dot{\theta} \rightleftharpoons 4.5^\circ/\text{s}$
最大角度	$\theta \rightleftharpoons 4.7^\circ$
ヨー; 最大操舵量	$\delta_r \rightleftharpoons 3.8 \text{ cm}$
最大角加速度	$\ddot{\psi} \rightleftharpoons 0.11 \text{ rad/s}^2$
最大角速度	$\dot{\psi} \rightleftharpoons 2.5^\circ/\text{s}$
最大角度	$\psi \rightleftharpoons 7.4^\circ$

最大姿勢角を自由飛行時の運用制限値とすれば、上記の値が自由飛行時の運動に最低限必要な操舵量と考えられる。その最大操舵量は、それぞれの全行程の  $\frac{1}{2}$  である。また自由飛行実験のホバー時の推定最大制御パワーは、ロール;  $1.5 \pm 0.25 \text{ rad/s}^2$ , ピッチ;  $1.0 \pm 0.05 \text{ rad/s}^2$ , ヨー;  $0.4 \pm 0.05 \text{ rad/s}^2$  (Figure 10) の範囲内にある。したがってこの最大制御パワーと上記の最大角加速度の差は、自由飛行時の外乱(風)などに対する余裕と考えることができる。

#### (3) 姿勢角中立保持に要する操舵量

エンジン回転数約 10,000 rpm の定常状態時および 11,700 rpm から 12,170 rpm への加速状態において、姿勢角を中立に保持しようとしたときの  $\delta_a - \delta_e$ ,  $a_a - a_e$  の軌跡を Figure 19 に示す。以下この図について述べる。

定常状態では、操舵範囲(点の分布範囲)  $\delta_a$ ,  $\delta_e$  は 14.5%, 6.5% とピッチの方が小さい。加速状態になると、 $\delta_a$  はほとんど同じであるが、 $\delta_e$  は約2倍近くになる。これはピッチ系の不平衡モーメント(外乱)の増大および拘束条件の変化などによるものと考えられる。ASE によるアクチュエータ変位量  $a_a$ ,  $a_e$  についての傾向も同様であるが、値は約2倍となっている。

点と点の間隔は 0.2 s 間の操舵量を示し、これによって操舵の早さが判る。(0.2 s は操舵の周波数特性から妥当な値と考えられる。)

$\delta_a$ ,  $\delta_e$  はいずれも 0.2 s 間の操舵量は 5% 以下の小さい操舵が大半であるが、 $a_a$  と  $a_e$  のそれは若干大きくなり、加速状態における  $a_e$  は 5% を超えるものが、かなり多くなる。

さらに操舵の中心値（点の分布範囲の中心値）が操縦桿の中立点からいずれの場合も 10%前後ずれている。これは計測値のずれの他に、姿勢角が中立位置からずれた位置で保持されているためと考えられる。

#### (4) パイロット所見

搭乗操作による姿勢制御拘束実験におけるパイロットの所見はつぎのとおりである。

〔Run 20 (2 自由度)〕 ヨーの動きが感じられる。2 自由度のためか機体がよたよたするように感じる。姿勢保持は特に困難さはない。機体振動（リミット・サイクル）は特に感じない。

〔Run 25 (2 自由度)〕 ヨーの動きが感じられる。ロール、ピッチの安定性良く、舵の動き、舵のつきも良い。

〔Run 26 (3 自由度)〕 ヨーの舵の効きはロール、ピッチと比較して不足気味に感じる。ロールからヨーへの連成が感じられ、ピッチとヨーの連成は感じられない。ヨーの整定はあまり良くできないが、あまり気にならない。

〔Run 29 (3 自由度)〕 安定度良好、姿勢保持容易である。ロールの効きとつきが一番良い。ヨーの変位をとるときロール操舵を同じ方向に併用すると変針しやすい。ヨーの角度は  $2^\circ \sim 3^\circ$  振幅で振動しているが、止めようと思えば止まる。ピッチの振動は操縦桿中立固定で感じるが操舵中は感じない。

〔Run 30 (3 自由度)〕 やはりヨーの舵のつきの悪さが目立ち、遅れが 1 s 位あるように感じられるが、0.5 s 位にしたい。ロールは左に 10 mm 程度操舵して中立を保った。

〔Run 31 (3 自由度)〕 ヨーの姿勢保持にのみ気を使った。ピッチの振動はあまり気にならなくなった。

以上要約すると 2 自由度実験における所見ではヨーが拘束されているにも拘わらず若干動いたようであった。これは拘束が不十分であったためと思われる。3 自由度実験における所見ではヨーに関するものが多かった。まず  $\delta_r$  に対する  $\phi$  のつきの悪さと  $\phi$  の整定が困難である点が指摘されたが、これはロールとピッチが姿勢角制御システムであるのに対し、ヨーは角速度制御型であることによる感じ方の相違が大きいと推測される。つきはロールからヨーへの連成の問題であるが、これはエンジン回転に起因する左回頭モーメントを打消すためにヨーノズルを  $1.5^\circ$  (Run 26 のみは  $2.5^\circ$ ) 傾けているときにロール姿勢角をとるとヨーノズルの傾きが変化し、ヨー変位に作用するものと思われる。このことはヨー変位をとるときロール操舵を併用すると良くとれるという Run 29 の

所見とも合致する。さらに 3 自由度実験では、Run 30 のように風などの外乱の中で姿勢角を中立に保持するときには若干の操舵量が必要であることが示され、(3)における  $\delta_a$  と  $\delta_e$  の中立点のずれの説明と一致している。

### 8.4 タイダウン実験結果

#### (1) エンジン排気による温度分布

エンジン排気による FTB 各部と地表面の温度を Figure 20 に示す。図中には地表面の推定値も同時に示したがタイヤの実験値はこれに近い。その他の各部の温度はほぼ事前に予想されたとおりで、操縦環境も良い。図中の測定点⑥、⑧、⑨では、推定値よりかなり高い温度を示しているが、これは溶けた低温用测温塗料が、重力または排気流によってとなりの高温用を溶かしたためと推測される。

#### (2) エンジン特性

定常状態における一般的特性は 8.1 (1), (2) に述べた。ここではさらに高度制御用操縦桿変位  $\delta_c$  とエンジンの定常回転数  $N$  の関係、 $N$  と縦フレーム先端の上下振動加速度  $g_x$  の関係、およびエンジン回転数の動特性などを調べこれを Figure 21 に示す。 $\delta_c$  に対する  $N$  のばらつきは  $+140 \sim -60$  rpm 程度あり、これを  $\delta_c$  のがたに換算すると約  $1/3$  in に相当する。

$g_x$  は前回実験<sup>8)</sup> (root mean square で  $0.09 g$ ) よりやや低めの値 ( $0.06 g$ ) を示したが、これは姿勢制御用拘束実験装置とタイダウンとの拘束条件の相違によるものと考えられる。

エンジン回転数の動特性は、まず  $\delta_c$  から  $N$  までの要素の伝達関数を図中の式のように一次遅れ系で近似し (AS E OFF), ついでランプ状入力  $\delta_c$  に対する  $N$  の計測値から遅れ時定数  $T_E$  (sec) とゲイン  $K_{RPM}$  ( $\frac{rpm}{in}$ ) を求めた。得られた時定数  $T_E$  は、加速時  $0.6 \sim 0.7$  s, 減速時  $1.3$  s とこととなるが、この傾向は文献 (15) と良く一致する。またむだ時間  $0.5 \sim 0.8$  s は操縦系統のがた  $0.18 \sim 0.36$  in に相当すると考えられる。ゲイン  $K_{RPM}$  が  $422 \sim 490$  rpm/in とばらつきを示すことは定常状態における  $N$  のばらつきに対応する。

#### (3) 姿勢操縦系統の作動特性

操縦桿及びペダルの操舵は、滑らかで作動は良好である。操縦桿変位  $\delta_a$ ,  $\delta_e$  およびペダル変位  $\delta_r$  に対してそれぞれ空気ジェットノズル開度  $\delta_{na}$ ,  $\delta_{ne}$  およびノズルの傾き  $\delta_{nr}$  の変化をプロットすると Figure 22 が得られる。操舵が早くなると、そのヒステリシス幅も  $2 \sim 3\%$  大きくなっている。それぞれの最大値はピッチで  $8.5\%$ , ロール、ヨーでは  $10\%$  に達する。

この程度のヒステリシスがあっても、操縦桿変位やペ



ダル変位に対する顕著な遅れや操作異常は認められなかった。ただヨー系統は速度制御型のシステムであり 8.3 (4)で述べたようにヒステリシスによる遅れがロールやピッチ系統に比較して大きく感ぜられたものと思われる。この後ヒステリシスを小さくするための調整を入念に行い、約 3 % 以下にまで下げて自由飛行実験に対処した。<sup>8)</sup>

### 8.5 自由飛行結果

自由飛行実験は 2 名のパイロットにより合計 5 回行い、初飛行は昭和 45 年 12 月 15 日 15 時 52 分であった。総飛行時間 12 min 40 s であった。

自由飛行実験におけるパイロットの主要課題は、離昇、ホバー、着地とホバー中には任意の小舵操舵による高度、姿勢および若干の位置制御を行い、FTB の各システムの特性と操舵感覚の把握であった。以下にその飛行実験の主要記録およびその経過とパイロット所見を述べる。飛行実験のペンレコーダーによる記録を Figure 23～27 に示す。

#### (1) 主要飛行記録

##### ◇ Run 41 (Figure 23)

滞空時間	42 s	60 s
最大高度	1.5 m	1.5 m
前後移動範囲	0 ～ 1.5 m (後)	3.0 (前) ～ 0 m
着地時衝撃加速度	0.055 g	0.185 g
飛行重量	1915 ～ 1890 kg	1865 ～ 1820 kg
平均風速 (最大)	3.0 m/s (4.0 m/s)	
平均風向	北西 (向かい風)	

##### ◇ Run 44 (Figure 24)

滞空時間	2 min 36 s
最大高度	1.5 m
前後移動範囲	4.5 ～ 0 m
着地時衝撃加速度	0.085 g
飛行重量	1925 ～ 1820 kg
平均風速 (最大)	1.0 m/s (4.4 m/s)
平均風向	東 (右斜め追い風)

##### ◇ Run 48 (Figure 25)

滞空時間	8 s	1 min 30 s
最大高度	0.5 m	1.8 m
前後移動範囲	1.0 ～ 0 m	4.5 ～ 0 m
着地時衝撃加速度	0.135 g	0.085 g
飛行重量	1930 ～ 1925 kg	1895 ～ 1830 kg
平均風速 (最大)	5.0 m/s (8.0 m/s)	
平均風向	南 (左斜め追い風)	

##### ◇ Run 52 (Figure 26)

滞空時間	2 min 46 s
最大高度	2.5 m

前後移動範囲	2.5 ～ 1.5 m
着地時衝撃加速度	0.085 g
飛行重量	1925 ～ 1835 kg
平均風速 (最大)	3.0 m/s (4.8 m/s)
平均風向	西 (左斜め向かい風)

##### ◇ Run 53 (Figure 27)

滞空時間	3 min 55 s
最大高度	2.5 m
前後移動範囲	4.5 ～ 1.5 m
着地時衝撃加速度	0.05 g
飛行重量	1965 ～ 1790 kg
平均風速 (最大)	2.0 m/s (4.4 m/s)
平均風向	北西 (向かい風)

#### (2) 実験経過とパイロット所見

Run 41 (Figure 23) [経過] ; まず高度制御用操縦桿を操作してエンジン回転数  $N$  を 11300 rpm まで上げてしばらく保持した後、一旦アイドルまで下げた。つぎに再び加速して  $N \approx 11700$  rpm で離昇し、約 40 s 間ホバーして着陸し、エンジンアイドルとした。40 s 後に再度離昇ホバーし、17 s 後に一度地面にバウンドしたがすぐに離昇し、小舵による高度および姿勢制御を行い 43 s 後に着地した。地上の  $N \approx 11200$  rpm で上下加速度  $\ddot{z}$  に約 5 Hz の振動が顕著に表われ、また離昇後はロール系 ( $\delta_a, \phi$ )、ピッチ系 ( $\delta_e, \theta$ ) にそれぞれ 1.4 Hz、0.8 Hz の顕著な重畳振動が認められた。ヨー系 ( $\delta_r, \psi$ ) には重畳振動は認められなかった。ホバー特性は「8.6」に一括して述べる。

[パイロット所見] : 離昇前  $N \approx 11500$  rpm で振動が激しくなり、機体フレームが揺れていた。ホバー中は機体姿勢保持のみにつとめ、さぐり操舵 (操舵の量や早さなどと効きや重さなどの関係を調べること) はしなかった。風の影響はないようであるが、ヨーはいつも多少揺れているように感じた。高度制御は滑らかで、特に遅れも悪くないようであった。ロール、ピッチの重畳振動については、あまり感ぜず、気にならなかった。

Run 44 (Figure 24) [経過] :  $N \approx 11850$  rpm で離昇し、ホバーに入った。離昇後 17 s 後に約 12 s 間操縦桿を手放した。その後小舵操舵により高度および姿勢制御を行い着地した。操縦桿を手放すとロールとピッチの重畳振動がペンレコーダ記録上ではほとんどなくなったが再び操縦桿を握ると、振動が表われた。

[パイロット所見] : ロールの小舵操舵を行ったが、ピッチ制御については行わず、またヨーについてはほとんど行わなかった。高度制御操舵は前回 (初飛行時) より大きくとった。操縦桿を放しても、ロール、ピッチの

振動に関して体感的に変化はなかった。

Run 48 (Figure 25) [経過]: まず高度制御用操縦桿を操作してエンジン回転数  $N$  を機体浮揚直前まで上げた後一旦アイドルまで下げた。つぎに離昇してすぐ着地し、アイドルまで減速した。その後再び加速し離昇、ホバーに入り、小舵操舵により高度および姿勢制御を行って着地した。やはりロール、ピッチには約 1.4 Hz, 0.8 Hz の振動が認められた。

[パイロット所見]: ロールの操舵に対するロール角のつきは非常に良いが、これと比較するピッチ角はやや遅れを感じる。ヨー操舵はヨー角の動きを抑える程度で小さくした。ヨー制御、高度制御とも拘束試験時より良く、ホバーは安定である。追い風のときややピッチ角が頭下げになる。ロール、ピッチの重畳振動はあまり感じない。着地の時は最初の衝撃加速度のみ感じる。

Run 52 (Figure 26) [経過]: 離昇して約 25s 後操縦桿を手放し 7s ホバーし、その後主として前後の位置制御を行い、再びホバー状態で操縦桿を約 8s 間手放した。つぎに高度および位置制御を行った後着地した。

[パイロット所見]: 平均風速は Run 44 の時より大きい。風速の変化がゆるやかなので、離昇時姿勢が乱れたが、全般的な安定性は良い。ロール、ピッチの制御系はすぐれているが、ヨー系は HU-1B ヘリコプターと比べて舵の効きが悪く、現在の 2 倍位の操縦感度でも良い。高度制御系はヨー系よりもやや良い。

Run 53 (Figure 27) [経過]: 離昇後、主として前後の位置制御を行ない、つぎに主として高度制御を行った。その後一定高度を保持し、その後再び高度および位置制御を行い着地した。

[パイロット所見]: Run 48 の時にはロール操舵を大きくとらなかったのに感じなかったが、ロールの舵を大きくすると押し返されるような感じがした。一時的に風の影響かどうかかわからないが、高度とヨー角度がふらついたが、位置制御は良くできる。高度制御用操縦桿の効きはヘリコプターより小さく、姿勢制御系ではヨーベダルの効きが悪い。

## 8.6 ホバー特性

ここでは、自由飛行実験における離昇から着地までの間のいろいろな特性について述べる。

### (1) エンジン回転数のずれおよび燃料消費量

Figure 28 に、2 台のエンジンの回転数のずれおよび燃料消費量の時間経過を示す(燃料消費量は実験前後および飛行中の燃料計の読みによる)。

回転数のずれは最大約 300rpm あるが、同一実験中の両エンジンの回転数差はほぼ一定している。この差に

もとづくピッチの不平衡モーメントは最大約 27 kgm に相当し、これを打消すために必要な制御パワーは最大制御パワーの約 6.4 % となる。

両エンジンアイドルから離昇、着地にいたる間の燃料消費率は 12.5 gal/min とほぼ一定してばらつきも少ない。これにもとずき重量減少率約 37.5 kg/min を得、飛行重量はこの燃料消費によってのみ減少するので、最大範囲 1965 ~ 1790 kg (4 min 40 s) となる。

### (2) 最大制御パワー(最大制御モーメント/慣性モーメント)

今回の飛行実験では特に大きな上昇、下降運動もないので、ホバー中の推力/重量比を 1 とすれば、前記飛行重量とエンジンの推力特性<sup>5)</sup>から、エンジン回転数は約 11,700 ~ 12,000 rpm となる。これに対応する利用可能な最大制御パワーは下記のようになる。

ロール; 平均値	1.40 (1.42 ~ 1.39) rad/s <sup>2</sup>
ピッチ; 平均値	1.02 (0.98 ~ 1.06) rad/s <sup>2</sup>
ヨー; 平均値	0.40 (0.40 ~ 0.41) rad/s <sup>2</sup>

### (3) 高度制御特性

高度制御に関する種々のパラメータについての累積百分率(累積相対度数)を Figure 29 に示す。

図(a), (b), (c)に 2 台のエンジンの回転数変化 ( $\Delta N_1$ ,  $\Delta N_2$ ) と高度制御用操縦桿変位 ( $\Delta \delta_c$ ) についての振幅 (peak to peak) の累積百分率を示す。ただし、度数は  $\delta_c$ ,  $N_1$ ,  $N_2$  のペンレコーダ記録の全部に明らかな変化が認められた時についてのみ数えた。各々の曲線はほぼ対称性を示し、使用操舵振幅値とその度数は、加速時と減速時では、ほぼ同程度であるといえる。また最頻値(最も高い度数を示すところ)は  $\Delta N$ ;  $\pm 100$  rpm,  $\Delta \delta_c$ ;  $\pm 6\%$  (約 0.48 in) であるが、ペンレコーダ記録をみると、peak 値から peak 値に至る変化の状態は、 $\delta_c$  の操舵波形が、 $\Delta \delta_c \approx 3 \sim 4\%$  (0.24 ~ 0.32 in) のステップ操舵を小刻みに積み重ねて peak 値に達することが非常に多いのに対し、 $N$  は滑らかな変化を示す。この操舵幅  $\Delta \delta_c$  はがた相当分に近い。さらに  $\Delta \delta_c$  と  $\Delta N$  の両曲線の結果から、実際に使用されている高度制御用操縦桿のゲインは  $\Delta N / \Delta \delta_c \approx 208$  rpm/in と推定され、8.4 (2) で得た  $K_{RPM} = 422 \sim 490$  rpm/in の半分以上となっている。

図(d)に ASE アクチュエータ変位  $a_c$  の peak 値の累積百分率を示す。本図以降の図における変位量あるいは操舵量の % は半行程(中立点から正または負の可動範囲)を 100 % としている。最大変位量は引き(下降); -23 %, 押し(上昇); +17 % である。また同一実験中の最大作動範囲は約 36 % (全行程の 18 %, 12.6 mm) であるが、正および負の最大変位量から累積百分率で、それぞ

れ5%に相当する変位量を除いた範囲(以下本報告では累積90%範囲と呼ぶ)では約20%(全行程の10%, 7mm)となる。

図(e)に上下加速度 $\ddot{z}$ のpeak値の累積百分率を示す。最大加速度は上昇;  $0.02\text{ g}$  ( $0.20\text{ m/s}^2$ ), 下降;  $-0.03\text{ g}$  ( $0.29\text{ m/s}^2$ )であるが, 累積90%範囲になると上昇, 下降とも  $0.018\text{ g}$  ( $0.18\text{ m/s}^2$ )となり, ホバー中の上下加速度はほとんどの場合  $0.18\text{ m/s}^2$  以下の小さな加速度といえる。また上昇より下降度数の方が若干多くなっているが, これは上昇加速度にはペンレコーダ記録からは, 明確に数えられない程小さいものが多く含まれているためと考えられる。

VTR 記録によれば, 定点ホバー中の高度変化は,  $\pm 0.3\text{ m}$ であり, ペンレコーダ記録およびパイロット所見も, これを裏付けている。そして無風状態では, これを  $\pm 0.1\text{ m}$ の範囲内に保ち得ると判断された。

#### (4) 姿勢制御特性

姿勢制御に関する種々のパラメータについての各累積百分率をFigure 30 に示す。

図(a), (b), (c)にそれぞれロール, ピッチ, ヨーの操舵変位 $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ について振幅(peak to peak)およびpeak値の累積百分率を示す。ただし各系統には約3%のノイズがあること<sup>8)</sup>および機体振動や計測上のノイズなどによって, この程度の変位が多く表われることを考慮し, ここでは3%以下の変化を無視した。さらにロールおよびピッチ系にはパイロットの無意識と思われる振動的操舵が数多く表われているが, これと真の操舵との判別が困難なので度数に含めた。これらの図からつぎのことが判った。

ロール, ピッチ, ヨーとも操縦桿またはペダルの中立点に対して振幅のグラフは対称となっているので, 各操舵の正負の方向の使用状態は, ほぼ同程度であるといえる。最頻値は $\delta_a, \delta_e$ については振動的操舵が数多く含まれているので明示しがたいが,  $\delta_r$ ;  $\pm 6\%$ であった。最大振幅は $\delta_a$ ; 50%(38mm),  $\delta_e$ ; 45%(46mm),  $\delta_r$ ; 35%(27mm)であった。

peak値のグラフから片側最大操舵量は, それぞれ $\delta_a$ ; (左)  $-50\%$ および(右)  $+40\%$ ,  $\delta_e$ ; (押し)  $-35\%$ および(引き)  $+40\%$ ,  $\delta_r$ ; (左踏み)  $-16\%$ および(右踏み)  $+28\%$ であることが判る。また同一実験中の最大操舵範囲は $\delta_a$ ; 85%(全行程の42.5%, 64.6mm),  $\delta_e$ ; 60%(全行程の30%, 61.2mm),  $\delta_r$ ; 44%(全行程の22%, 33.4mm)であるが, 累積90%範囲(前記(3)参照)になると $\delta_a$ ; 45%(22.5%),  $\delta_e$ ; 30%(15%),  $\delta_r$ ; 25%(12.5%)となり大部分の操舵(累積90%範囲)

は $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ は, 全行程の約 $\frac{1}{4}, \frac{1}{7}, \frac{1}{8}$ 以下であることが判った。さらにロールとピッチでは, ホバー操舵の中心と考えられる累積百分率50%の点と中立点とが一致しないことが多く, そのずれ量はそれぞれ $\delta_a$ ;  $-16, -15, -10\%$ ,  $\delta_e$ ;  $+15, -5, 0\%$ である。これらのずれ量は, 風による抵抗に拮抗する姿勢角(推力)を保持するための操舵, 風などによる不平衡モーメントを打消すための操舵および操縦桿の中立点のずれ量の合計と考えられる。ヨーは計測値の中立点ずれ誤差 $\pm 5\%$ 以内であった。ヨーのpeak値のグラフは常に振幅のグラフの内側にあるといえる。これはペダル位置と角速度が対応するので操舵後の姿勢角を保持するためには角速度を零とするような逆の操舵を必要とし, その結果正から負または負から正への操舵が振幅となるからである(因みにロールとピッチでは操縦桿位置と姿勢角が対応する)。

図(d), (e)にロール, ピッチのASEアクチュエータ変位 $a_a, a_e$ のpeak値の累積百分率を示す(3%以下の変化を無視)。図から片側最大変位量は $a_a$ ; 引き(左下げ)  $-40\%$ および押し(左上げ)  $+50\%$ ,  $a_e$ ; 引き(頭下げ)  $-45\%$ および押し(頭上げ)  $+40\%$ であることが判る。また同一実験中の最大作動範囲は $a_a$ ; 90%(全行程の45%, 31.5mm),  $a_e$ ; 85%(全行程の42.5%, 30mm)であるが累積90%範囲は $a_a$ ; 60(30)%,  $a_e$ ; 35(17.5)%となり, ロール/ピッチの比は1.7で操舵の場合の1.5より幾分大きくなっているが, これはロール系の応答性がよいためと考えられる。さらにロールではグラフがほぼ対称であるが, ピッチでは非対称性を示し,  $a_e$ の累積百分率50%の点と中立点とのずれ量は $-10, +3, +2\%$ であった。この $a_e$ のずれ量は, 図(i)の $\theta$ のずれ量の符号を変えたものにほぼ対応する[ $a_e$ は $\dot{\theta}$ と $\theta$ に比例して変位するが,<sup>2)</sup>ここでは $\dot{\theta} = 0$ ]。なお $a_a$ のずれ量は誤差の範囲内にあって, 図(h)の $\phi$ のずれ量もほぼこれに対応している。

図(f), (g)にロール, ピッチの空気ジェットノズル開度 $\delta_{na}, \delta_{ne}$ のpeak値の累積百分率を示す(3%以下の変化を無視)。ロールまたはピッチの片側ノズルの全開はFigure 10の最大利用制御パワー(本実験では8.6(2)の最大制御パワーとなる)に対応し, 開度の%と制御パワーの%は一致する。よってここでは開度のかわりに制御パワーとして述べる。図から使用された最大制御パワーはロール; 左下げ  $-65\%$  ( $0.91\text{ rad/s}^2$ ), 左上げ  $+35\%$  ( $0.49\text{ rad/s}^2$ ), ピッチ; 頭下げ  $-60\%$  ( $0.61\text{ rad/s}^2$ ), 頭上げ  $+40\%$  ( $0.41\text{ rad/s}^2$ )である。また同一実験中の制御パワーの使用最大範囲はロール; 95% ( $1.33\text{ rad/s}^2$ ), ピッチ; 95% ( $0.97\text{ rad/s}^2$ )であるが, 累積90%範囲ではロ

ール；60%，ピッチ；32%となり，ロール対ピッチは約2：1である。さらに累積百分率50%の点と中立点とのずれ量は，それぞれ， $\delta_{na}$ ；-13，-13，-7%， $\delta_{ne}$ ；+15，+7，+10%である。これらのずれ量は，風などによる不平衡モーメントに拮抗するために生じ，操縦桿およびアクチュエータの対応するずれ量の和と操縦系統の中立点のずれ量の合計に等しいと考えられる。後者は，ロール系では図(a)，(d)，(f)より+3，+2，+3%，ピッチ系では図(b)，(e)，(g)より+10，+9，+8%であり， $\delta_{na}$ ， $\delta_{ne}$ の実効値は上記の値からそれぞれこれらを差引いたものに近いと考えられる。

図(h)，(i)，(j)にロール，ピッチの姿勢角変位 $\phi$ ， $\theta$ およびヨー角速度変化 $\dot{\phi}$ のpeak値の累積百分率を示す。図から最大値は $\phi$ ；(左下げ)-2.5°および(左上げ)+2.0°， $\theta$ ；(頭下げ)-2.5°および(頭上げ)+2.5°， $\dot{\phi}$ ；(左回り)-1.5°/sおよび(右回り)+1.75°/sである。また同一実験中の最大範囲は $\phi$ ；4.5°， $\theta$ ；3.5°， $\dot{\phi}$ ；3.25°/sであるが，累積90%範囲では $\phi$ ；3°， $\theta$ ；2.3°， $\dot{\phi}$ ；2.5°/sである。これらのうち前2者は，それぞれ設計最大値〔アクチュエータ全行程／総合利得<sup>7)</sup>〕25.6°(±12.8°)および25.2°(±12.6°)の10%前後である。さらに累積百分率50%の点と中立点とのずれ量は， $\phi$ ；-0.3°，+0.1°，+0.4°， $\theta$ ；+0.8°，-0.3°，-0.4°であったが， $\dot{\phi}$ は計測誤差の範囲であった。 $\phi$ と $\theta$ のずれ量は図(a)，(b)で述べたように風の抵抗に拮抗するものと考えられる。

VTR記録によれば，定点ホバー中の水平移動は，±0.5mであり，ペンレコーダ記録およびパイロット所見も，これを裏付けている。そして無風状態では，これを±0.1mの範囲内に保ち得ると判断された。

#### (5) 操縦桿およびアクチュエータ変位の軌跡

自由飛行時のロールとピッチの操舵は，位置変化とも関連し，定位置の保持に対して，かなり微妙な影響を与えると考えられる。その操舵特性を知るために，風の強い場合とほとんどない場合における離昇，ホバー，着地時の操縦桿変位( $\delta_a$ ， $\delta_e$ )の軌跡をFigure 31に，またロールとピッチのアクチュエータ変位( $a_a$ ， $a_e$ )の軌跡をFigure 32に示す。図に示す%は半行程(中立点から正または負の可動範囲)に対するものである。

風のほとんどない場合の操縦桿の使用範囲は平均(離昇，ホバー，着地)で $\delta_a$ ；約32(36.5，31.5，26.5)%および $\delta_e$ ；約17(16.1，13，20.5)%である。したがってその比( $\delta_a/\delta_e$ )は約2(2.3，2.4，1.3)となる。また操舵の中心は $\delta_a$ ；左約-11(-9.3，-9.3，-14.3)%および $\delta_e$ ；頭上げ約10(9，11.5，9.8)%に

ある。さらに0.2s間の操舵量をみると，最大値は $\delta_a$ ；約9(10，8，9)%および $\delta_e$ ；約5(4，5，5)%であり，またそれぞれのタスク中において5%( $\delta_a \Rightarrow 3.8\text{mm}$ ， $\delta_e \Rightarrow 5.1\text{mm}$ )以下が占める割合は $\delta_a$ ；約90(85，90，95)%および $\delta_e$ ；約100(100，100，100)%である。

同様に，風の強い場合の操縦桿の使用範囲は $\delta_a$ ；約45(37.5，49.5，48)%および $\delta_e$ ；約25(26，18.5，29)%と風のほとんどない場合より大きくなっているが，その比は約1.9(1.4，2.7，1.7)%と変らない。また操舵の中心のずれも $\delta_a$ ；左約-15(-18.8，-8.8，-17.5)%および $\delta_e$ ；頭上げ約17(16，15.3，18.5)%と大きくなっている。さらに0.2s間の操舵量をみると，最大値は $\delta_a$ ；約10(10，9，12)%および $\delta_e$ ；約7(7，5，10)%であり，5%以下が占める割合は $\delta_a$ ；約85(90，80，85)%および $\delta_e$ ；約97(95，100，95)%である。この結果からは，風の有無が操舵の早さにおよぼす影響は明確でないが，ペンレコーダの記録をみると，操舵の早さの最大値はロールおよびピッチ系の持続振動的操舵時に表われている。

つぎに風のほとんどない場合の，アクチュエータの作動範囲は平均(離昇，ホバー，接地)で， $a_a$ ；約43(57，39，33)%および $a_e$ ；約21(18.5，15.5，28.5)%と操縦桿変位の場合よりやや大きめであり，その比( $a_a/a_e$ )も約2.3(3.1，2.5，1.2)とやや大きくなっている。また作動中心は， $a_a$ ；約3(7，2.5，0.5)%および $a_e$ ；約-4(-2.3，-5.8，-4.3)%と操縦桿変位の場合に比較して中立点に近くなっている。さらに0.2s間の作動量をみると，最大値は $a_a$ ；約13(14，14，11)%および $a_e$ ；約7(7，5，9)%であり，5%(約1.8mm)以下が占める割合は $a_a$ ；約63(55，65，70)%および $a_e$ ；約90(90，95，85)%と操舵の動きよりも早い。

最後に風の強い場合の，アクチュエータの作動範囲は，同様に $a_a$ ；約52(37，61.5，58)%および $a_e$ ；約32(30.5，29，35.5)%と風のほとんどない場合に比較して大きくなっているが，その比は約1.6と小さくなり， $a_e$ の作動量の増加が $a_a$ のそれを上廻っていることを示している。また作動の中心は $a_a$ ；約1(3.5，-3.8，3.5)%および $a_e$ ；約-11(-11.3，-9.5，-13.3)%とロールは中立点に近いが，ピッチは風のほとんどない場合の操舵中心のずれと符号反対で大きさがほぼ等しい。さらに0.2s間の作動量をみると，最大値は， $a_a$ ；約16(16，16，15)%および $a_e$ ；約9(7，9，12)%であり，5%以下が占める割合は $a_a$ ；約63(65，60，65)%および $a_e$ ；約87(85，90，85)%と風のほとんどない

場合より若干作動が早くなるようである。

以上総合して、離昇、ホバー、着地における操舵範囲は対応するアクチュエータ作動範囲より小さく、またいずれもロールよりピッチが小さい。風の強い場合は当然これらは大きくなる。また操舵の中心は風の有無により17～10% 中立点よりずれているが、アクチュエータの作動中心は風の強い場合のピッチ( $a_0$ )を除いてほぼ中立点近傍にある。さらに操舵の早さおよびアクチュエータの作動の早さはいずれもロールよりピッチが小さく、また前者より後者の方が大きい。風の影響については、操舵の場合はあまり明確に表われないが、アクチュエータについては、風のある場合は無い場合より若干大きくなる。これらの傾向は風の影響を除いて図33のパワースペクトルの結果と一致している。これら操舵範囲および操舵の早さは拘束姿勢制御実験(3自由度Figure19)の場合よりかなり大きくなっている。

## 9. 実験に関する特記事項

FTB のホバー特性および実験の実施に影響を与えたいくつかの事項を取り上げてその概要を述べる。

### 9.1 地上温度分布

タイダウン実験では、FTB がはじめて地上に置かれてエンジンの運転を行うので、エンジンのジェット排気の熱によるFTB各部、特に脚、タイヤへの影響が懸念された。そこで事前にジェット排気の流れと表面温度分布をShort S. C. 1の計測例<sup>16)</sup>その他<sup>17)</sup>から推定した(Figure 20)。その結果、タイヤ温度はエンジンアイドル状態で約160℃、最大連続回転数12,500 rpmで約200℃となる。この程度の温度上昇ではタイヤ空気圧増加による耐圧上は問題ない。またタイヤの耐熱性は一般に160℃では常時、約200℃では6分間程度が設計温度とされている。そしてFTBの自由飛行実験では、浮揚直前の極く短時間200℃近くになることがあっても、それ以前のアイドル運転中は約160℃であり、脚カバーなどの対策の必要もないことが判った。

### 9.2 運用制限

FTB では、自由飛行実験に際して、エンジン一台故障時の非常着陸における安全性を保持する目的をもって運用制限を定めた。この制限は接地荷重がパイロットの安全を保証することを前提とし、パイロットの識別容易な表現を必須条件とした。以下定めた各制限条項について述べる。

〔高度〕 最大全備重量2,000 kg、垂直速度零でホバー中に、エンジンが1台故障するとASEの働きにより正常エンジンが増速して、接地時の推力/重量比は

約0.7となる。この場合の制限接地速度は文献(2)にもとずき約4.2 m/sとなり、その速度に対応する高度は、故障後の運動解析により、2.8 mとなる。これにもとずき高度2.5 mを制限値とした。高度の識別は外景および地上のモニターテレビにもとずく無線連絡による。

〔姿勢〕 ロールまたはピッチの姿勢変化に比例して水平加速度を発生する。水平速度は接地荷重に影響を与える。しかし姿勢角の正確な識別はパイロットにとってかなり困難である。よって姿勢角の変化はなるべく小さいことをもって制限とした。

〔位置〕 水平距離10m 移動するためには、たとえばロールまたはピッチの姿勢角5°で5s保持すればよい。止め操作を考慮すればこの値は小さくなる。操舵の上限を定める意味で移動距離制限を±10mとし、その識別を地上の白色同心円の標識で行うことにした。

〔風速〕 定常風5 m/sおよび10 m/sの中で機体を静止させるために必要な姿勢角はロール、ピッチとも計算上それぞれ約1°および約4°である。これにもとずいて風速5 m/sを制限値としたが、これは実験前の判断基準とした。

〔エンジン〕 エンジンの作動は規定値内であればよいことは明らかである。識別は計器により、回転数、排気温度、燃料圧力を対象とした。

### 9.3 調整基準

自由飛行実験の前には、操縦装置、ASE、脚ブレーキなどを適正に設定する必要があるが、これらの調整基準は、飛行性基準、実験経過、事前検討を勘案してつぎのように定めた。

#### (1) 操縦装置の全行程

ロール操縦桿	± 76 mm (Middle)
ピッチ	±102 mm (Middle)
ヨーペダル	± 76 mm (Middle)
高度制御用操縦桿	203 mm (Long)

全行程はそれぞれLong, Middle, Short の3段階の中から選択した。

#### (2) ASEゲイン

〈アクチュエータ変位/検知器入力〉

ロール角比例	2.73 mm/deg	(3)
ロール角不完全微分	3.64 mm/deg/s	(4)
ロールスティック		
キャンセラ	0 mm/mm-stick	
ロールジャイロ		
モーメントキャンセラ	1.39 mm/mm/deg/s-pitch	
ピッチ角比例	2.78 mm/deg	(3)
ピッチ角不完全微分	3.70 mm/deg/s	(4)

ピッチスティック

キャンセラ 0 mm/mm-stick

ピッチジャイロ

モーメントキャンセラ 0.51 mm/mm/deg/s-roll

ヨー角速度比例 11.74 mm/deg/s (3)

高度加速度比例 6.65 mm/m/s<sup>2</sup> (3)

高度加速度不完全積分 13.03 mm/m/s (3)

( )内はゲイン切換用ロータリスイッチの番号を示し、5段階の中から選択した。スティックキャンセラの0はOFFを示す。

### (3) ASE 故障検知の比較レベル

ロール 1.7 ± 0.2 V

ピッチ 1.7 ± 0.2 V

ヨー 3.0 ± 0.2 V

高度 3.5 ± 0.2 V

アクチュエータの全行程は 8.5 V に対応する。

### (4) ASE フィルタ時定数

ロール角不完全微分  $T_a$  0.08 s

ピッチ角不完全微分  $T_a$  0.08 s

高度加速度不完全積分  $T_e$  10 s

これらはいずれも 5 種類のカードの中から選定した。

### (5) 脚のトルクニーおよびブレーキ摩擦係数

前脚 フリー (トルクニーなし)

主脚 摩擦係数  $\mu = 0.2$  (トルクニーなし)

## 9.4 自由飛行時の振動

Figure 23 ~ 27 の飛行記録から、FTB の運動の中にはそれぞれの系によって異なる周期性のある振動のことが判った。そこでいろいろなパラメータについて、それぞれのパワースペクトルとオートコログラムを求め、これをそれぞれ Figure 33, 34 に示す。以下この両図をもとに、それぞれの系の固有の振動について、振動数 (または周期) とその原因について簡単に述べる。

### (1) ロール系 ( $\delta_a$ , $\delta_{na}$ , $\phi$ )

$\delta_a$ ,  $\delta_{na}$  には約 1.4 Hz の卓越した振動波形が見られるが、これは飛行記録においても顕著に表われている。この振動にはパイロットは介在しているが、無意識な操舵であるということから、その原因として次の 2 つが考えられる。第 1 はエンジン運転などに起因する機体振動がパイロットを通して操縦桿に伝わり、これによって ASE を含む姿勢制御系を強制振動させており、その周波数は座席 - パイロットの手間の固有振動と考える場合である。第 2 は ASE を含む姿勢制御系とパイロットは閉ループを構成しており、これに外乱などが加わり機体姿勢角が変化してもパイロット自身の姿勢は変化せず、操縦桿が相対的に機体姿勢角と反対方向に変化するため

に振動が生じ、その周波数は ASE を含む姿勢制御系の固有振動数に近いと考える場合である。この振動は操縦桿の握り方によって変化し、手放しではほとんど消滅した (Figure 24)。原因がいずれであるかはなお詳細な検討が必要である。

また  $\phi$  のオートコログラムから、周期 5 s (0.2 Hz) の波形もうかがえるが、これはパイロットの位置制御による振動と考えられる。<sup>20)</sup>

### (2) ピッチ系 ( $\delta_e$ , $a_e$ , $\delta_{ne}$ , $\theta$ )

$\delta_e$ ,  $a_e$ ,  $\delta_{ne}$  から約 0.8 Hz の顕著な振動が、また  $\theta$  のオートコログラムから周期約 8 s (0.125 Hz) の振動がうかがえる。ロール系と同様、前者はパイロットが無意識の内に介在して起こる振動であり、操縦桿を手放すとほとんど消滅し、後者はパイロットの位置制御による振動と考えられる。

### (3) ヨー系 ( $\delta_r$ , $\dot{\phi}$ )

$\delta_r$ ,  $\dot{\phi}$  にはロール系やピッチ系に見られた顕著な振動は認められなかった。また  $\dot{\phi}$  のオートコログラムからは周期約 7 s (0.13 Hz) の振動がうかがえるが、これは  $\dot{\phi}$  のパワースペクトルで最大値が 0.1 Hz にあることと一致し、この振動はパイロットの姿勢角制御による振動と思われる。

### (4) 高度系 ( $\delta_c$ , $\dot{z}$ )

$\dot{z}$  のパワースペクトルとオートコログラムの太線に 2 ~ 5 Hz 程度の高い振動が見られるが、これはエンジンの回転に起因する機体振動と考えられる。これとは別に  $\delta_c$  と  $\dot{z}$  には約 0.2 ~ 0.3 Hz の振動が見られるが、これはパイロットを含む高度制御系の振動と思われる。これについては文献 18) で事前検討されている。なお 0.2 Hz と 0.3 Hz はそれぞれオートコログラムの太線と細線が対応し、これはパイロットの相違に対応するので、このことはパイロットを含む制御系の振動数がパイロットによって異なることを顕著に示した一例といえる。

## 10. む す び

以上、FTB の姿勢制御拘束実験、タイダウン実験および自由飛行ホバー実験について述べた。これを要約するとつぎのとおりである。

(1) 実験は、まず機体を姿勢制御拘束実験装置に取り付けて、遠隔操作による機体固定状態での運転 3 回および 2 自由度でのロールならびにピッチステップ応答実験 5 回を行い、つぎに搭乗員の操作による 2 および 3 自由度の姿勢制御実験 12 回を行った。その後機体を地上におろして搭乗員の操作によるタイダウン実験 4 回を行った。最後に自由状態で地上運転 2 回および自由飛行 5 回を行

った。

(2) 姿勢制御拘束実験は、前回実験と同様に実施したが、3自由度まで行った点異なる。その結果姿勢の中立保持に対して、ロール、ピッチ、ヨーの操舵はいずれも操縦装置の半行程の15%以下で十分であることが判った。

(3) タイダウン実験は、機体を地上に繫留して行い、エンジン排気による熱および振動が機体の性能と操縦席環境に対してほとんど影響を与えないことが確認された。

(4) 自由飛行ホバー実験は、2名のパイロットによって行い、最大高度2.5 m、最大飛行時間3 min 55 s、飛行時間合計12 min 40 sを記録した。

(5) ホバー特性は良好で、風速4~8 m/sの中でも、定点保持は上下方向±0.3 m、水平方向±0.5 m以内に収めることができ、終りの頃の飛行では、無風状態のもとで、機体重心の移動を±0.1 m以内に保ち得ると判断されるに到った。地面効果はほとんど無視でき、車輪下高度0.5 mでのホバーや離着陸は容易であった。パイロットの評価はロール、ピッチの姿勢制御能力は特に優れ、ヨーおよび高度制御能力はヘリコプターと同等との判定であった。しかし姿勢の中立保持に必要な使用操舵量は、3自由度の拘束実験より6自由度の自由飛行実験の方がかなり大きい(約2倍)ことが判った。

(6) 機体振動に関しては、地上でエンジン増速中、回転数11,500 rpm付近で5 Hz程度の振動が認められたが、この回転数を通過すれば振動は収まるので、この付近をなるべく早く通過するようにつとめた。またホバー中、ロール、ピッチおよび高度系に、それぞれ1.4 Hz、0.8 Hz および0.2~0.3 Hz程度の顕著な振動が見られたが、前2者はパイロットが無意識に介入している場合、後者は意識的に制御している場合の振動と考えられ、いずれも操縦桿を手放すとほとんど消滅した。しかしながらこれらの振動はパイロット自身はあまり気にならないようであった。

本実験の実施に当っては、富士重工業(株)、石川島播磨重工業(株)、日本電気(株)、(株)旭通信社、防衛庁の御協力に負う所が大きく、ここに深甚なる謝意を表する。また地元角田市の方々には大きな御支援をいただき、併せて厚く御礼申し上げる。実験には角田支所の全面的協力をいただいた。図および原稿の整理は新型航空機第2グループの岡田典秋技官、増田晴美嬢、第7グループの進藤重美技官の協力によった。

## 文 献

- 1) 滝澤直人; 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)

- 2) 新型航空機部; フライングテストベッドの計画 - 本体のシステムデザイン, 航技研報告 TR-154 (1968/5)
- 3) 滝澤直人, 小川敏雄, 田辺義一, 渋谷昭義, 藤枝郭俊, 甲斐忠夫, 宮本義人, 小野幸一, 鳥崎忠雄, 後藤芳夫; フライングテストベッド姿勢制御拘束実験 - 第4次実験, 航技研報告 TR-402(1975/1)
- 4) Alan E. Eeye Jr; Attitude control requirements for hovering determined through the use of piloted simulator, NASA TN D-792 (1964/4)
- 5) 滝澤直人, 宮本義人, 甲斐忠夫, 田辺義一, 渋谷昭義, 小川敏雄, 藤枝郭俊, 小野幸一, 鳥崎忠雄, 後藤芳夫; フライングテストベッド高度制御拘束実験 - 第3次実験, 航技研報告 TR-358(1974/3)
- 6) 小川敏雄, 甲斐忠夫, 十河弘, 増原恢; フライングテストベッド自動安定装置性能試験(I) - 製作時性能試験, 航技研資料 TM-217 (1972/7)
- 7) 小川敏雄, 甲斐忠夫, 十河弘, 増原恢; フライングテストベッド自動安定装置性能試験(II) - 実験前性能試験, 航技研資料 TM-218 (1972/7)
- 8) 藤枝郭俊, 牧野健, 川崎純男; フライングテストベッド操縦系統試験, 航技研資料 TM-227 (1972/7)
- 9) 甲斐忠夫, 十河弘; フライングテストベッド電気系統試験, 航技研資料 TM-232 (1972/9)
- 10) 宮本義人, 川崎純男, 中村公昭, 東海林秀幸; フライングテストベッド空気タービン試験, 航技研資料 TM-233 (1972/11)
- 11) 田辺義一, 小暮泰之, 川崎純男; フライングテストベッド燃料系統試験, 航技研資料 TM-214 (1972/2)
- 12) 小野幸一, 十河弘, 池上博; フライングテストベッドテレメータ性能試験, 航技研資料 TM-220 (1972/5)
- 13) 滝澤直人, 渋谷昭義, 小川敏雄, 藤枝郭俊, 甲斐忠夫, 宮本義人, 田辺義一, 竹内和之, 小野幸一; フライングテストベッド用付帯設備の計画, 航技研報告 TR-306 (1972/11)

14) }  
 { (30頁につづく)  
 20) }

Table 5 Operational records

	Date (1970)	Start Time	Run	Case	Weather	$P_a$ [mmHg]	$T_a$ [°C]	$H$ [%]	$V_w$ [m/s]	$D_w$ [°]	Operator	$P_s$ [kg/cm <sup>2</sup> G]		$t_s$ No. 1	$t_f$ No. 1	$t_i$ No. 1
												No. 1	No. 2			
(Remote Control)	Dec. 6	10:26	1	0	cloudy	760.0	5.5	68	0.8	135	Hatakeyama	6.4	—	0"	—	—
		10:30	2	0	"	"	"	64	"	"	Yamaguchi	—	6.4	—	—	—
		10:41	3	1	"	759.8	5.6	61	1.0	105	Hatakeyama	6.4	—	0"	11"	51"
		10:56	4	2	rainy	759.7	6.1	69	1.2	"	Yamaguchi	—	6.5	—	—	—
		11:41	5	3	"	759.3	5.8	"	1.0	345	Oike	6.5	6.0	0"	23"	1'05"
		14:36	6	4	"	"	4.9	72	0.8	315	Goto	6.4	5.4	0"	14"	
		15:21	7	5	cloudy	759.9	"	67	"	"	Suzuki	6.5	5.5	0"	16"	
Semi constrained Test (by Crew)	7	14:35	8	0	clear	759.2	9.0	53	1.8	195	Oike	—	—	0"	—	—
		14:41	9	0	"	"	8.7	55	"	"	"	—	—	—	—	—
		14:47	10	6	"	759.0	8.5	56	"	"	"	—	—	0"	28"	1'45"
		15:01	11	7	cloudy	758.9	8.3	57	"	"	"	—	—	—	—	—
		15:59	12	8	"	"	8.0	"	"	180	"	—	—	0"	22"	1'30"
		16:35	13	0	"	758.0	5.8	61	"	"	"	—	—	0"	—	—
		16:40	14	0	"	"	"	"	"	"	"	—	—	—	—	—
		16:55	15	0	"	"	"	"	"	"	"	—	—	0"	—	—
	8	10:58	16	0	snowy	752.1	4.5	53	3.0	300	Oike	—	—	0"	—	—
		11:00	17	0	"	"	4.0	60	"	"	"	—	—	—	—	—
		11:07	18	8	"	"	3.5	67	"	"	"	—	—	0"	18"	1'00"
		13:37	19	8	clear	"	"	50	5.0	285	"	—	—	0"	22"	1'15"
		14:53	20	9	"	753.0	4.4	40	3.5	270	Goto	—	—	0"	18"	1'00"
		16:15	21	10	"	752.1	2.5	48	4.0	"	Suzuki	—	—	0"	16"	
		10:49	22	0	clear	756.9	5.0	51	4.0	270	"	—	—	0"	—	—
	9	10:54	23	0	"	"	"	49	"	"	"	—	—	—	—	—
		11:06	24	10	"	"	"	48	"	"	"	—	—	0"	20"	1'05"
		11:26	25	10	"	756.7	6.0	46	"	"	"	—	—	0"	20"	
		15:37	26	11	"	758.0	5.1	67	1.0	"	Goto	—	—	0"	22"	1'17"
		10:49	27	0	clear	763.1	5.5	54	0.5	180	Suzuki	—	—	0"	—	—
		10:55	28	0	"	"	"	"	1.0	360	"	—	—	—	—	—
		11:04	29	12	"	762.7	6.5	53	"	"	"	—	—	0"	23"	55"
	10	12:00	30	11	"	"	"	"	"	"	Goto	—	—	0"	19"	1'15"
		14:35	31	12	"	763.3	6.8	48	2.0	270	Suzuki	—	—	0"	20"	
Tie Down Test	13	10:48	32	0	clear	751.3	13.2	81	2.5	90	Oike	—	—	0"	—	—
		10:50	33	0	"	"	14.0	77	"	"	"	—	—	—	—	—
		11:07	34	17	"	751.7	14.6	75	"	"	"	—	—	0"	18"	1'15"
		11:35	35	18	"	752.0	14.7	"	"	"	"	—	—	0"	26"	1'40"
		14:30	36	19	"	748.0	13.5	58	5.0	270	Goto	—	—	0"	19"	1'10"
		15:42	37	20	"	746.9	11.0	51	"	"	Suzuki	—	—	0"	18"	
Free Flight Test	15	12:29	38	0	clear	759.0	9.9	48	4.5	270	Goto	—	—	0"	—	—
		12:34	39	0	"	"	10.0	50	"	"	"	—	—	—	—	—
		12:46	40	22	"	758.7	11.0	59	2.0	90	"	—	—	0"	24"	1'05"
		15:52	41	23	"	759.6	8.6	46	3.0	305	"	—	—	0"	17"	
	16	10:47	42	0	clear	763.6	9.0	58	2.0	120	Goto	—	—	0"	—	—
		10:50	43	0	"	"	10.0	55	1.5	"	"	—	—	—	—	—
		10:59	44	24	"	"	10.7	48	1.0	90	"	—	—	0"	18"	1'15"
		15:08	45	26	"	762.8	12.0	51	1.5	180	Suzuki	—	—	0"	21"	1'00"
	17	10:45	46	0	clear	759.0	9.0	63	2.2	90	Suzuki	—	—	0"	—	—
		10:49	47	0	"	758.8	10.0	62	2.5	"	"	—	—	—	—	—
		10:58	48	27	"	758.3	12.9	61	5.0	"	"	—	—	0"	23"	1'00"
	18	11:25	49	0	clear	757.1	11.4	47	3.5	270	Goto	—	—	0"	—	—
		11:31	50	0	"	"	11.8	46	3.0	"	"	—	—	0"	—	—
		11:35	51	0	"	756.8	12.0	45	"	"	"	—	—	—	—	—
		11:45	52	24	"	756.6	12.6	43	"	"	"	—	—	0"	25"	1'20"
		15:45	53	28	"	757.6	8.4	46	2.0	315	Suzuki	—	—	0"	19"	55"

[Note] No. 1, No. 2; E/G No. —; No operation, Blank; No data



運 転 記 録

$t_s$	$t_f$	$t_i$	Operation	$t_i$	$t_0$	$t_c$		$W_F$	Remarks
No. 2	No. 2	No. 2				No. 1	No. 2	[ kg ]	
—	—	—	No. 1 dry motoring	—	47"	2' 00"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	31"	—	2' 15"		
—	—	—	No. 1 E/G Check	4' 15"	4' 59"	2' 11"	—	87	
0"	14"	1' 09"	No. 2 "	5' 40"	7' 52"	—	2' 26"	133	
1' 15"	1' 41"	2' 12"	Check	6' 10"	7' 14"	2' 17"	2' 17"	217	
1' 04"	1' 20"	1' 47"	Roll & pitch	5' 54"	6' 37"	2' 17"	2' 19"	204	
1' 00"	1' 18"	2' 00"	"	6' 10"	7' 11"	2' 17"	2' 17"	223	
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	40"	2' 28"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	26"	—	2' 19"		
—	—	—	No. 1 E/G check	4' 20"	5' 33"	2' 10"	—	77	
0"	22"	1' 40"	No. 2 "	4' 30"	5' 33"	—	2' 18"	93	
1' 40"	—	—	—	—	4' 02"	2' 11"	—	56	Call off; No. 2 low fuel pressure
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	31"	2' 09"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	36"	—	2' 19"		
—	—	—	No. 1 "	—	24"	2' 10"	—		
—	—	—	No. 1 "	—	30"	2' 01"	—		After fuel pressure check
0"	—	—	No. 2 "	—	39"	—	2' 18"		"
1' 10"	1' 33"	2' 25"	—	—	5' 33"	2' 14"	2' 22"	155	Call off; air turbine hunting
1' 50"	2' 00"	2' 10"	Check	8' 10"	8' 02"	2' 21"	2' 21"	232	
1' 15"	1' 30"	2' 15"	Roll & pitch	8' 00"	9' 46"	2' 17"	2' 17"	300	Exhibition test
1' 11"	1' 27"	—	—	—	4' 32"	1' 50"	1' 50"	90	Call off; pitch caution
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	50"	2' 06"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	32"	—	2' 21"		
1' 12"	—	—	—	—	2' 31"	2' 33"	2' 05"	28	Call off; No. 2 E/G fault start
—	—	—	Roll & pitch	—	—	—	—	294	
1' 22"	1' 40"	3' 00"	Roll, pitch, yaw	11' 00"	11' 23"	2' 16"	2' 12"	381	
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	36"	2' 03"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	36"	—	2' 18"		
1' 10"	1' 30"	2' 00"	Roll, pitch, yaw	10' 00"	11' 09"	2' 18"	2' 15"	359	Master caution; low fuel?
1' 33"	1' 49"	2' 30"	"	10' 44"	11' 31"	2' 16"	2' 14"	390	
1' 05"	1' 20"	2' 30"	"	10' 45"	11' 40"	2' 17"	2' 13"	393	
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	39"	2' 06"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	37"	—	2' 25"		
—	—	—	Check	—	2' 30"	2' 12"	—	31	
1' 50"	2' 07"	—	"	8' 15"	8' 31"	2' 23"	2' 27"	232	Generator caution
1' 20"	1' 38"	2' 25"	"	7' 00"	7' 33"	2' 18"	2' 18"	220	
1' 11"	1' 25"	2' 30"	"	7' 00"	8' 04"	2' 19"	2' 15"	245	
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	25"	2' 03"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	25"	—	2' 22"		
1' 28"	1' 46"	—	Check	—	5' 43"	2' 18"	2' 33"	136	
1' 10"	1' 26"	3' 45"	Lift off & hover	—	6' 41"	2' 17"	2' 24"	198	Maiden flight
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	23"	2' 02"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	21"	—	2' 19"		
1' 24"	1' 40"	—	Lift off & hover	—	6' 54"	2' 18"	2' 28"	204	
1' 15"	1' 32"	—	Check	—	3' 44"	2' 19"	2' 32"	68	
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	25"	2' 03"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	30"	—	2' 21"		
1' 20"	1' 38"	—	Lift off & hover	—	6' 54"	2' 22"	2' 25"	204	
—	—	—	No. 1 dry motor ing	—	34"	1' 59"	—		LowN(1000rpm); twist of hose
—	—	—	"	—	18"	2' 00"	—		
0"	—	—	No. 2 "	—	18"	—	2' 22"		
1' 22"	1' 40"	—	Lift off & hover	—	6' 38"	2' 20"	2' 31"	198	Exhibition test
1' 12"	1' 28"	—	"	—	7' 31"	2' 14"	2' 20"	238	

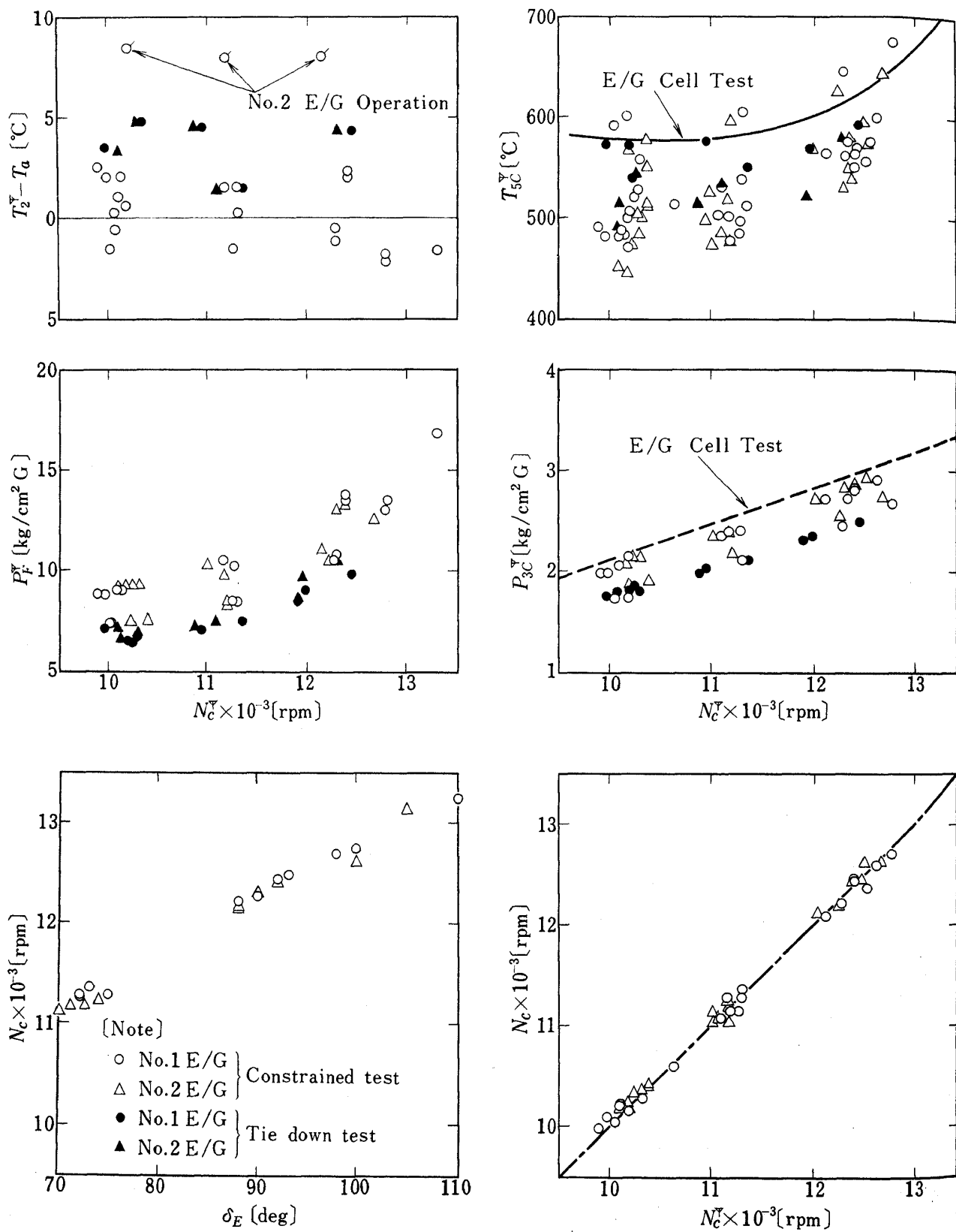


Figure 16 Engine data

エンジンデータ

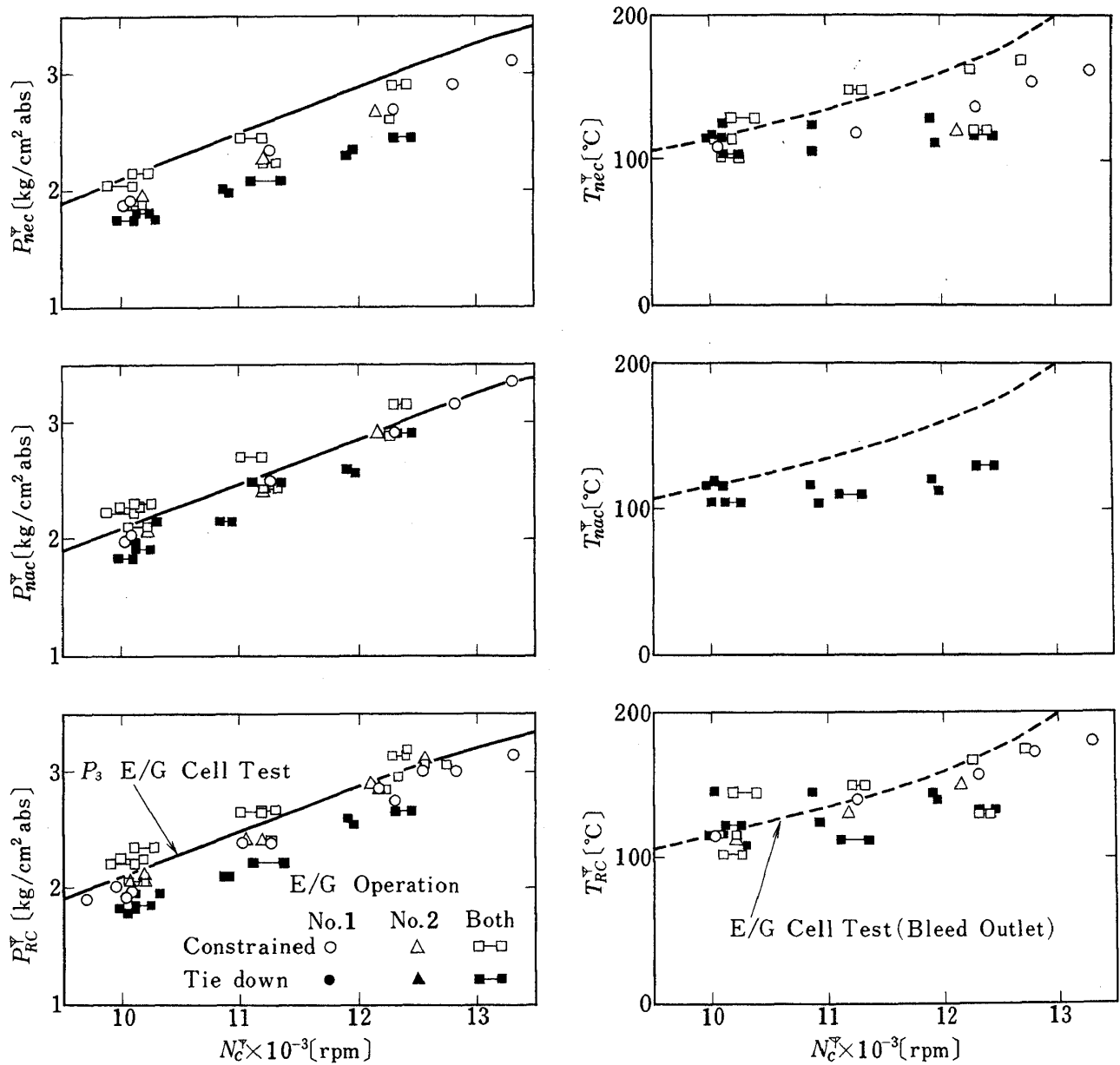


Figure 17 Bleed air data  
抽気データ

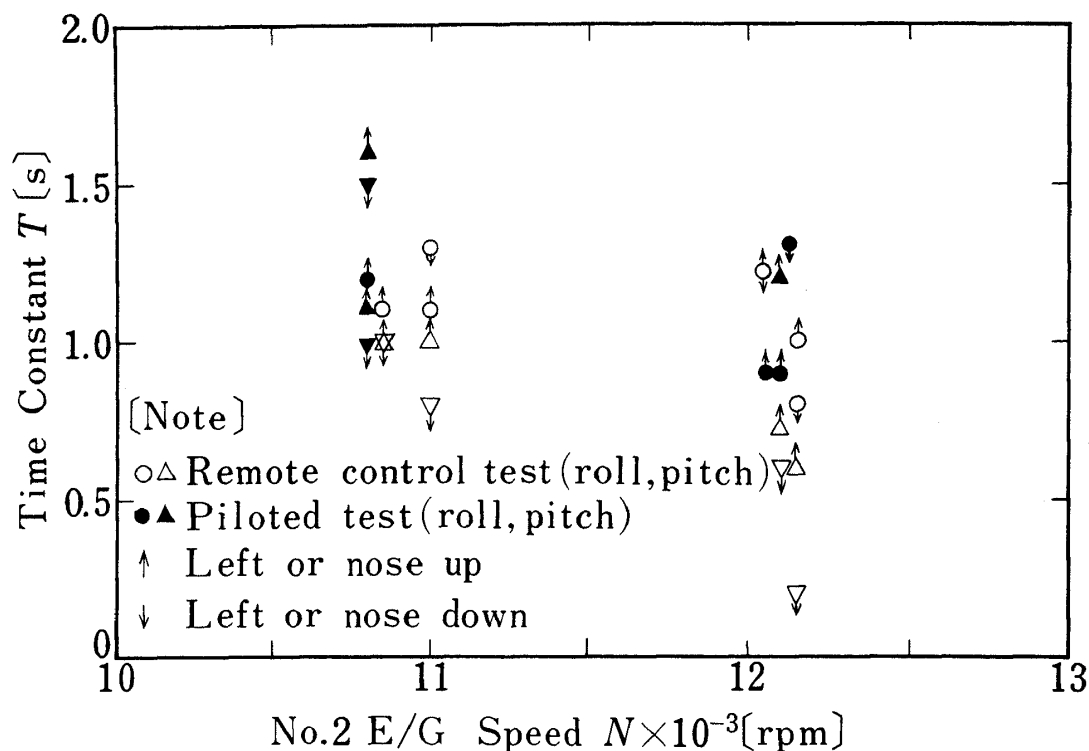


Figure 18 Time constant of step response at semi-constrained test  
 拘束実験におけるステップ応答の時定数

\*\*\*\*\*

( 25 頁よりつづく )

- 14) 滝澤直人, 田辺義一, 渋谷昭義, 小川敏雄, 藤枝郭俊, 甲斐忠夫, 宮本義人, 小野幸一, 鳥崎忠雄 ; フライングテストベッド全機作動実験 - 予備・第1次・第2次実験, 航技研報告 TR-319 (1973/6)
- 15) 西尾健二, 遠藤征紀, 杉山七契, 越沼威, 大畑敏美 ; リフトジェットエンジンJR-100Hの動特性について, 航技研報告 TR-238 (1971/5)
- 16) D. Lean and H.W. Chinn; Review of General Operating with a Jet-Lift VTOL Research Aircraft (Short S.C.1), A.R.C.C.P. No. 832 (1965)
- 17) Patrich E. Ryan, Richard J. Heim and Wayne J.

Cosgrove; A Generalized Experimental Investigation of Hot Gas recirculation and Ingestion for Jet VTOL Aircraft, NASA CR-1147, (1968/9)

- 18) 武田峻, 甲斐忠夫 ; フライングテストベッドの高度制御システムの検討(I), 航技研報告 TR-114 (1966/8)
- 19) 堀川勇壮, 甲斐忠夫 ; フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (II) - シミュレーションによる二, 三の問題点の検討 - 航技研報告 TR-200 (1970/6)
- 20) 武田峻, 堀川勇壮, 小川敏雄, 森幹彦 ; 航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討, 航技研報告 TR-120 (1966/11)

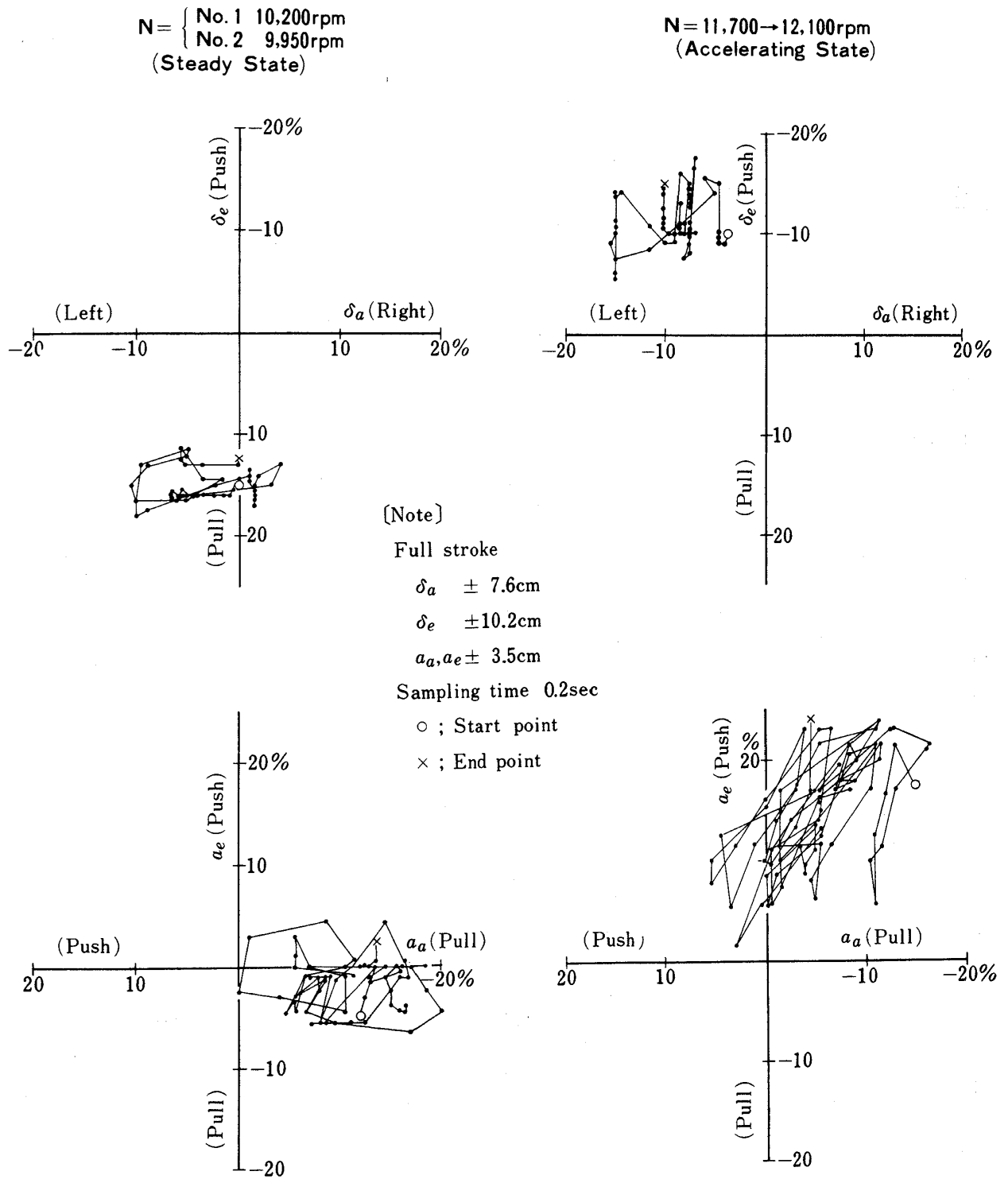


Figure 19 Stick and actuator displacement locus at semi-constrained hover test

拘束ホバー試験時における操縦桿およびアクチュエータ変位軌跡

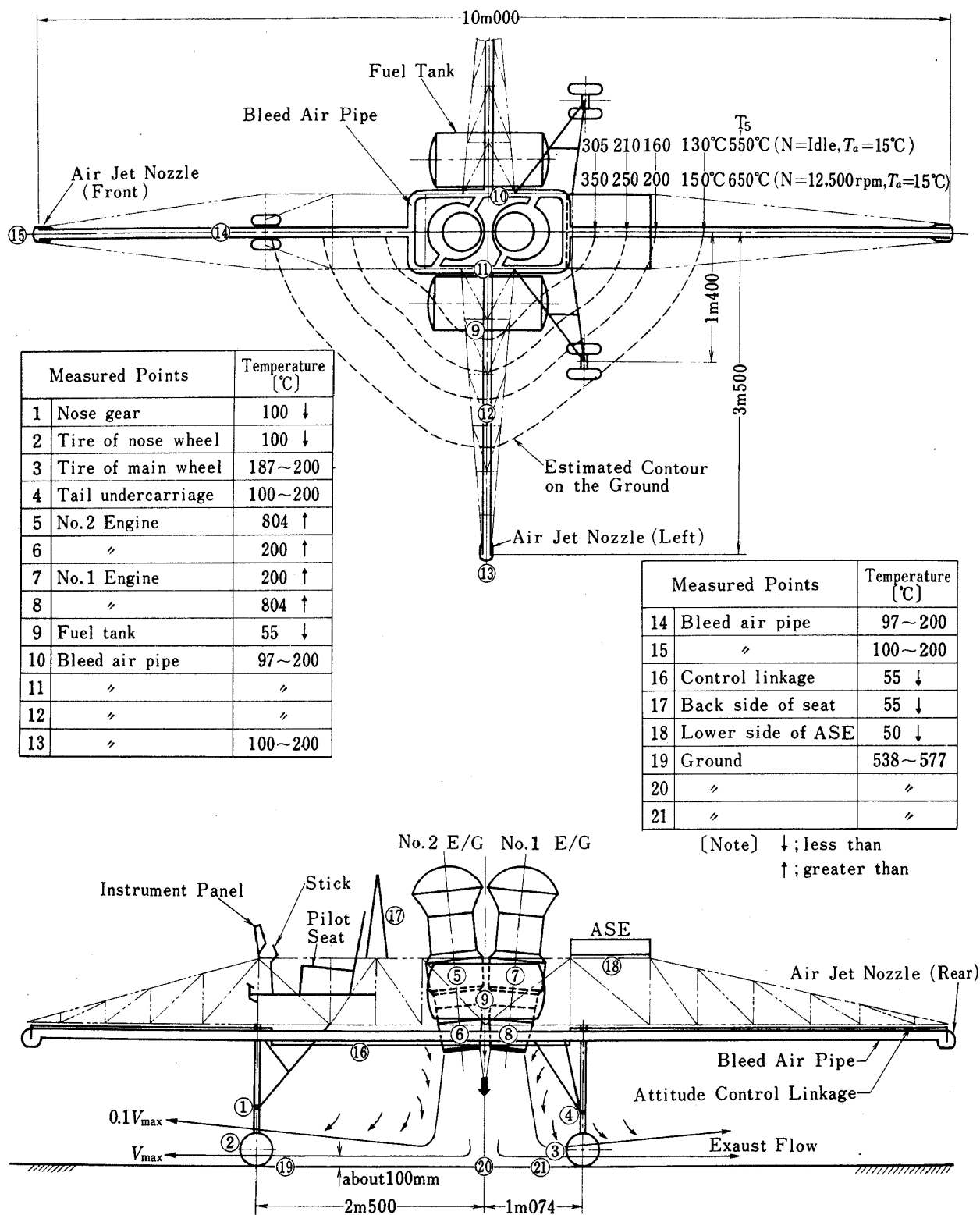


Figure 20 Surface temperature at tie down test

タイダウン実験時における表面温度

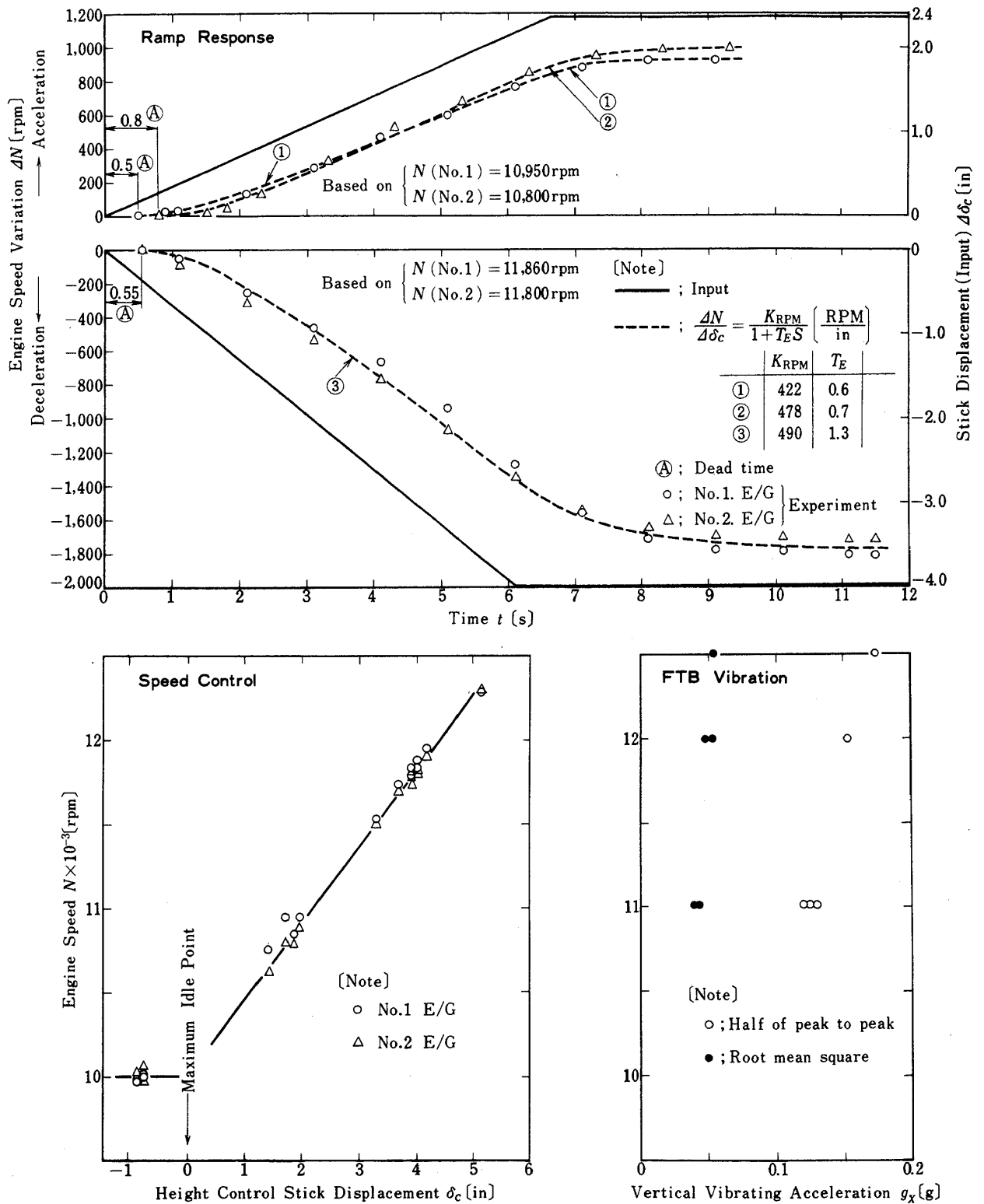


Figure 21 Engine characteristics at tie down test  
タイダウン実験時におけるエンジン特性

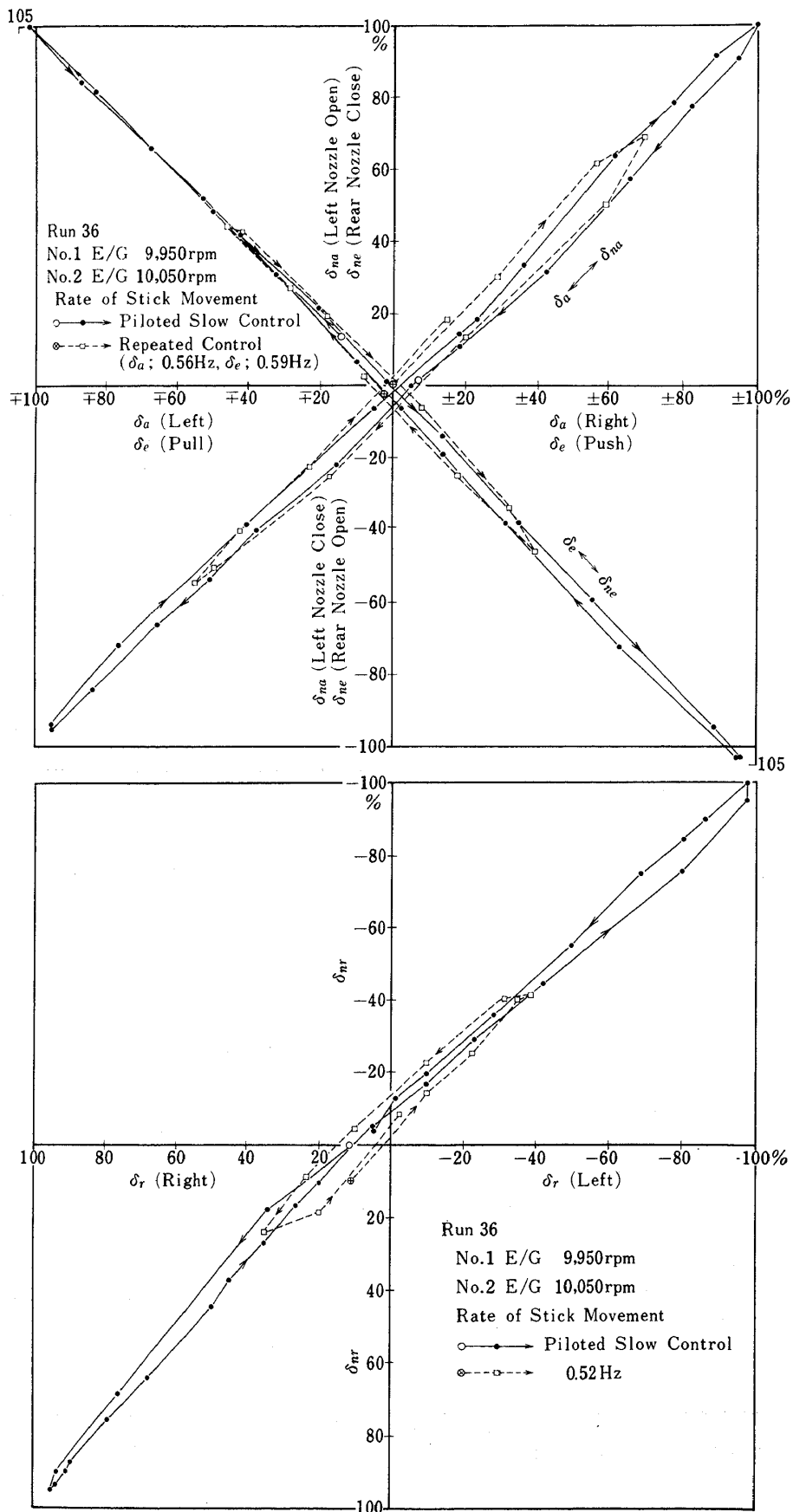


Figure 22 Hysteresis of attitude controls at tie down test  
タイダウン実験時における



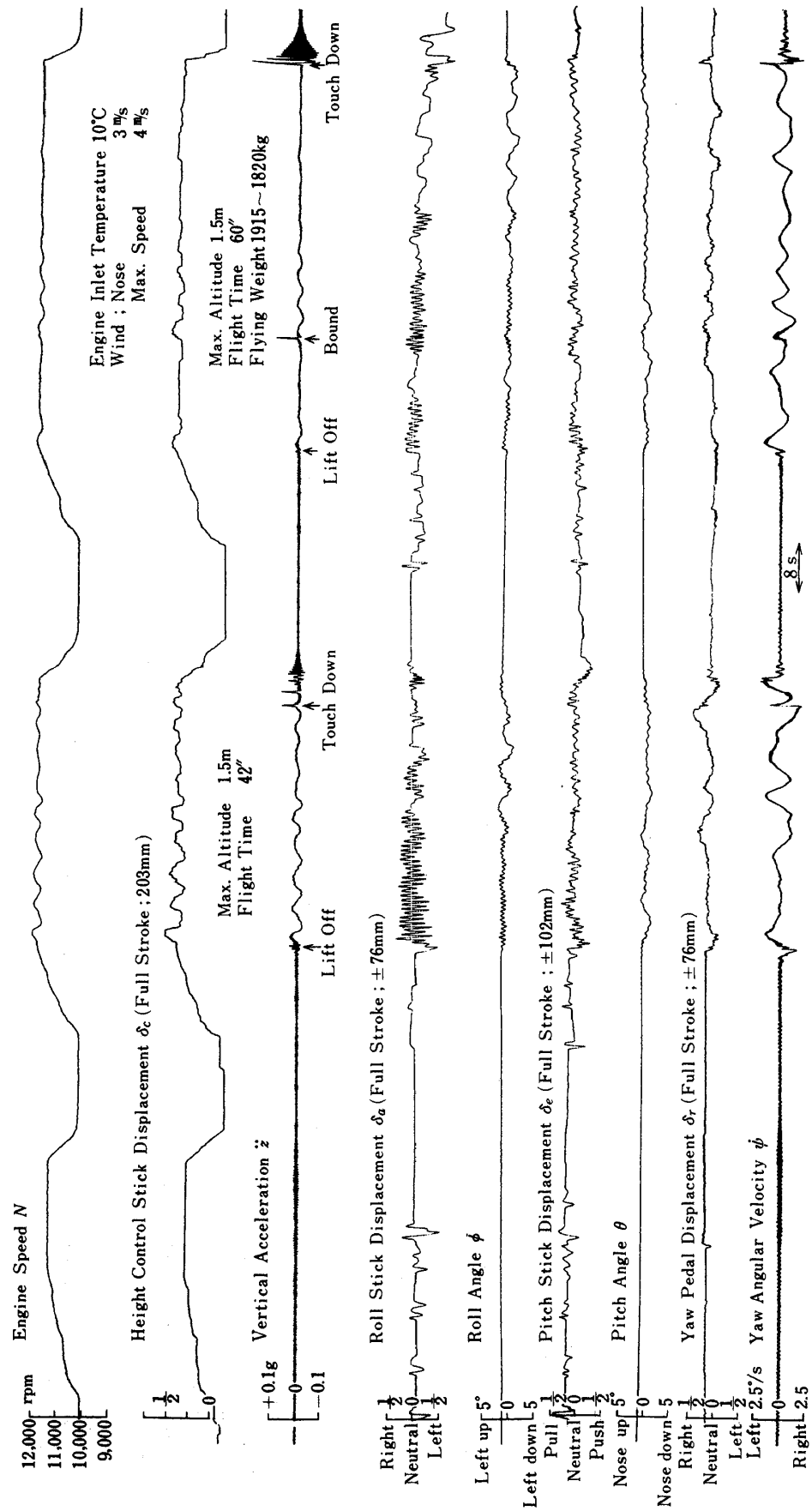


Figure 23 Hover test records  
ホバー試験記録 (I. Run 41.)

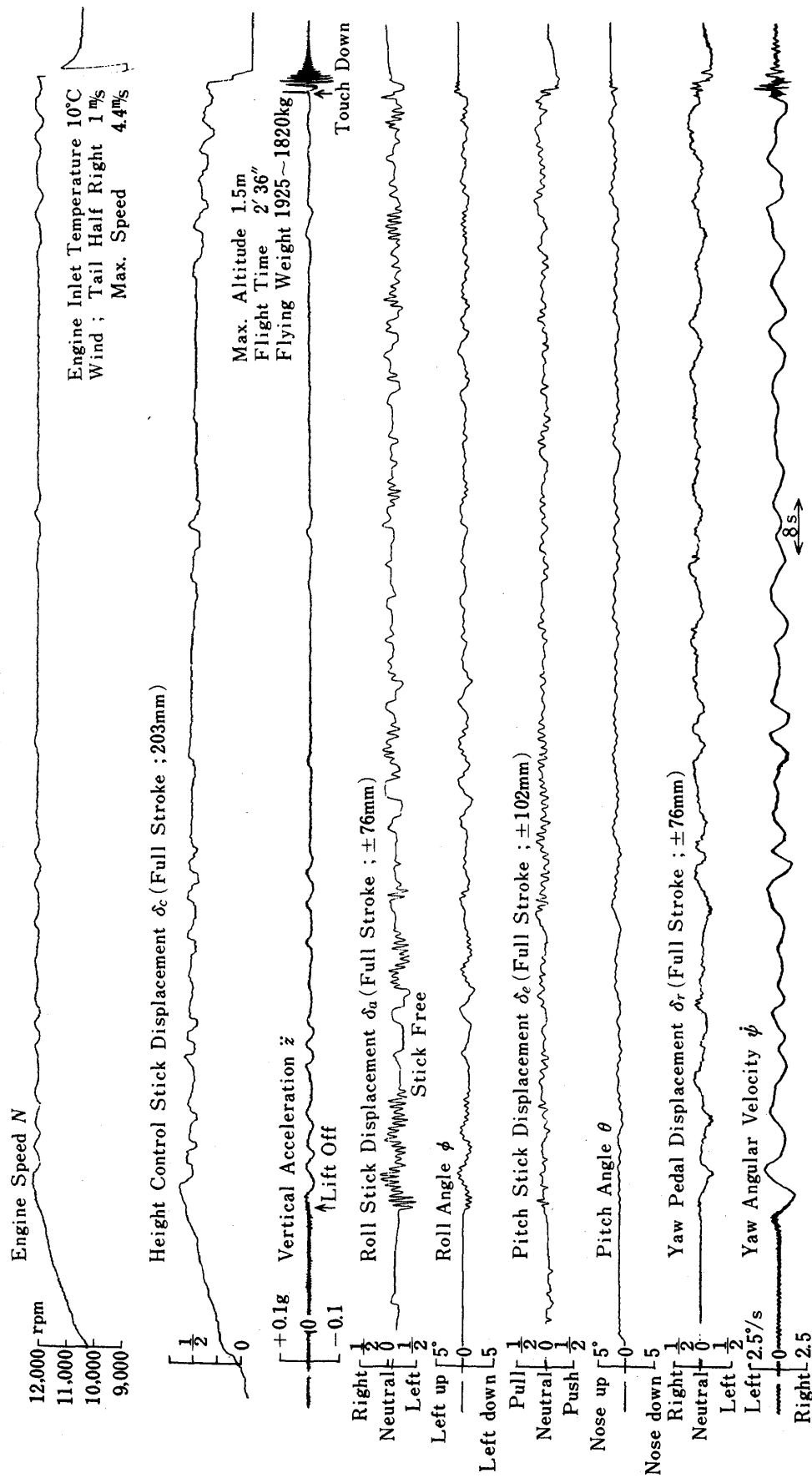


Figure 24 Hover test records

ホバ一試験記録 (II. Run 44.)

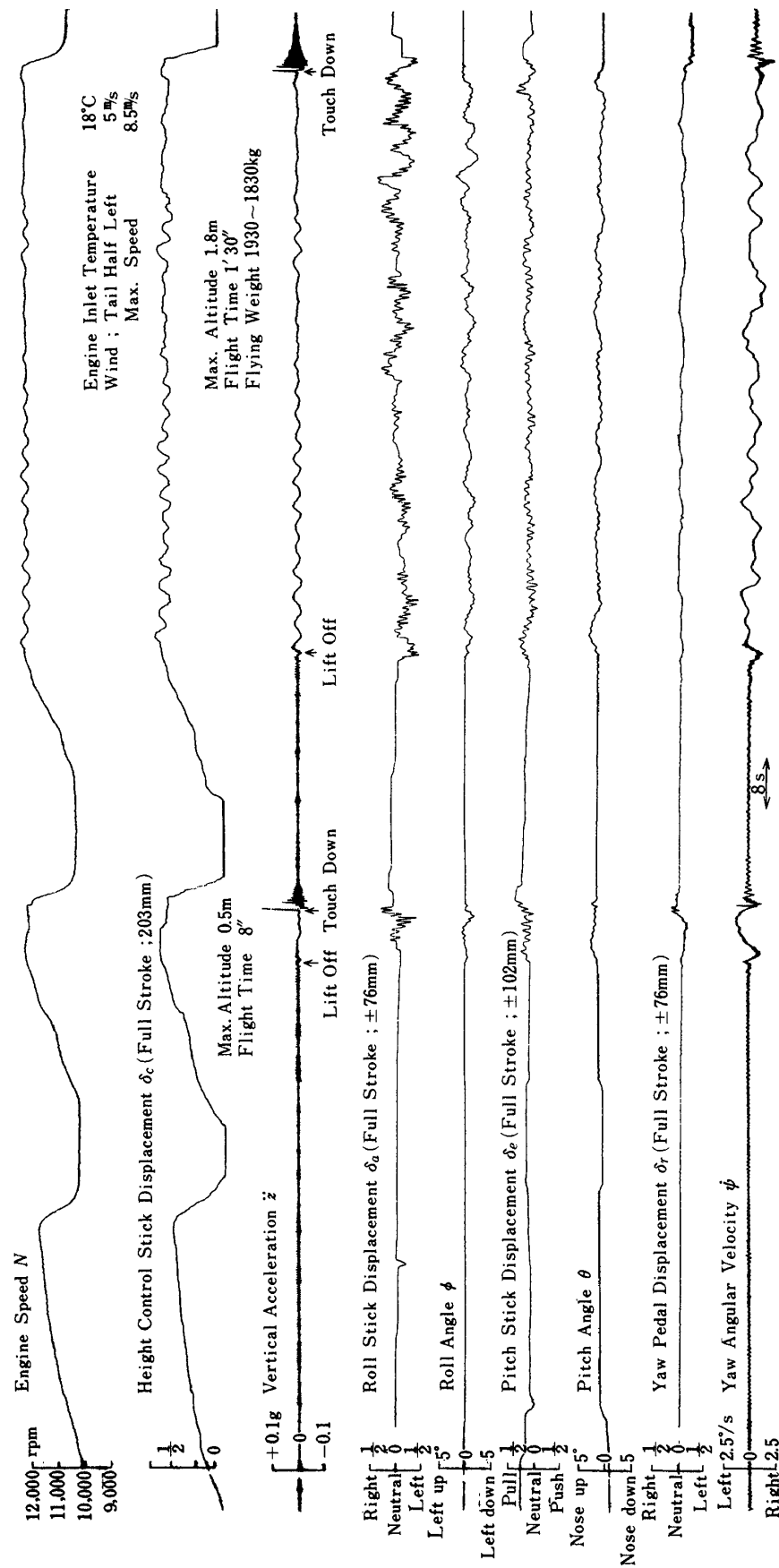


Figure 25 Hover test records  
ホバー試験記録 (III. Run 48.)

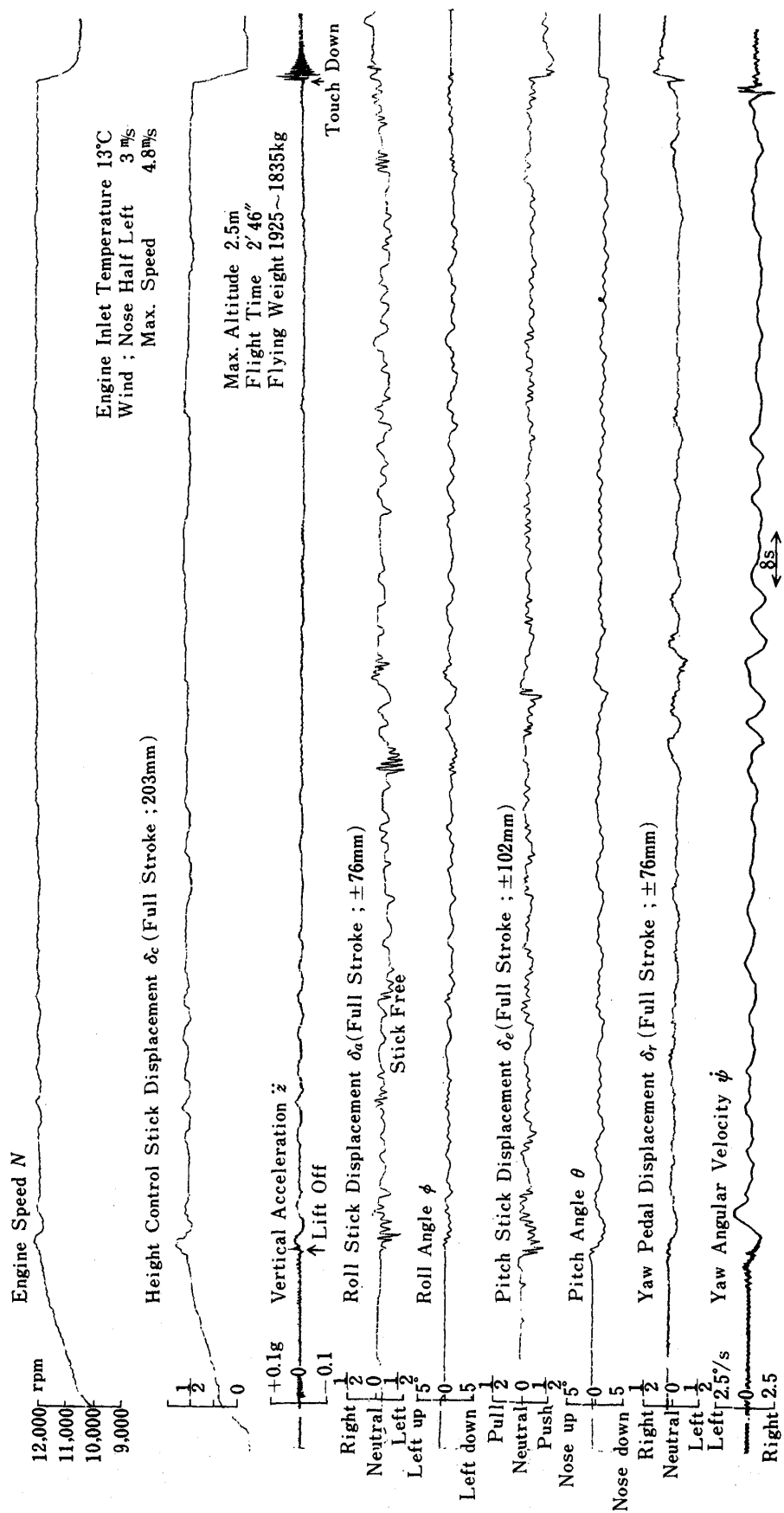


Figure 26 Hover test records

ホバークラフト試験記録 (IV, Run 52.)

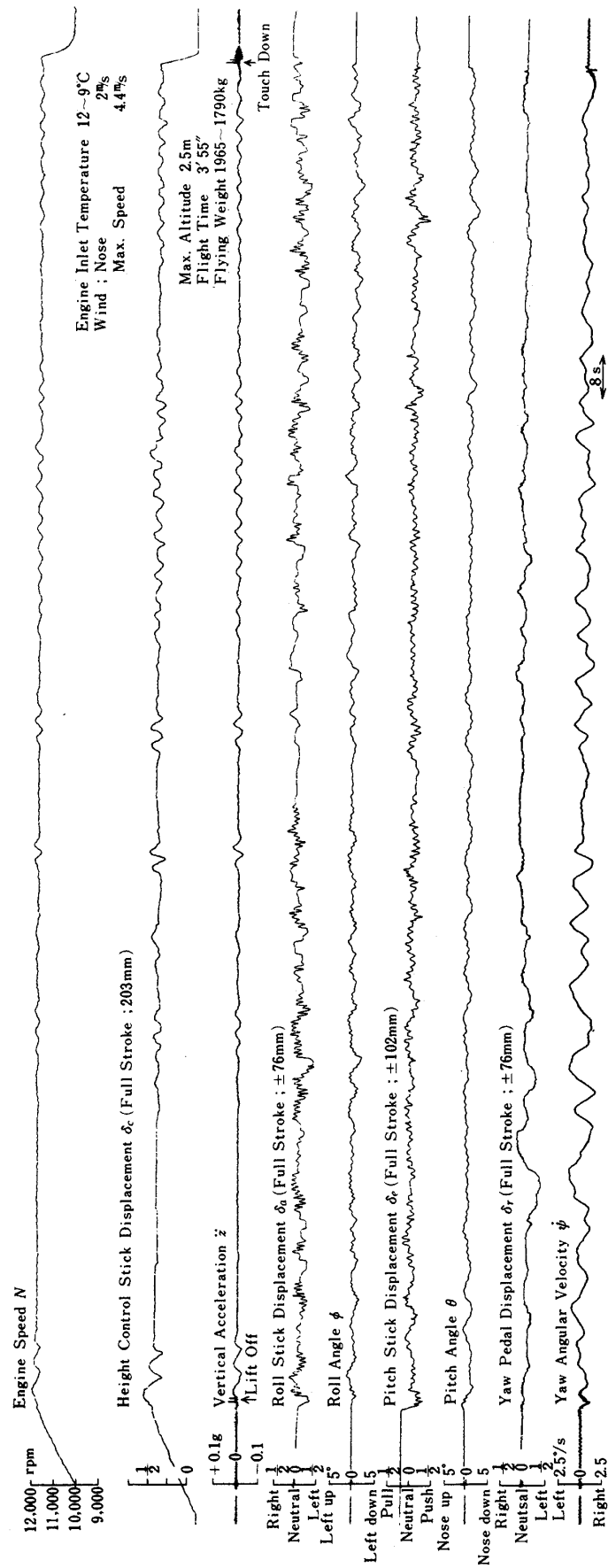


Figure 27 Hover test records  
ホバー試験記録 (V. Run 53.)

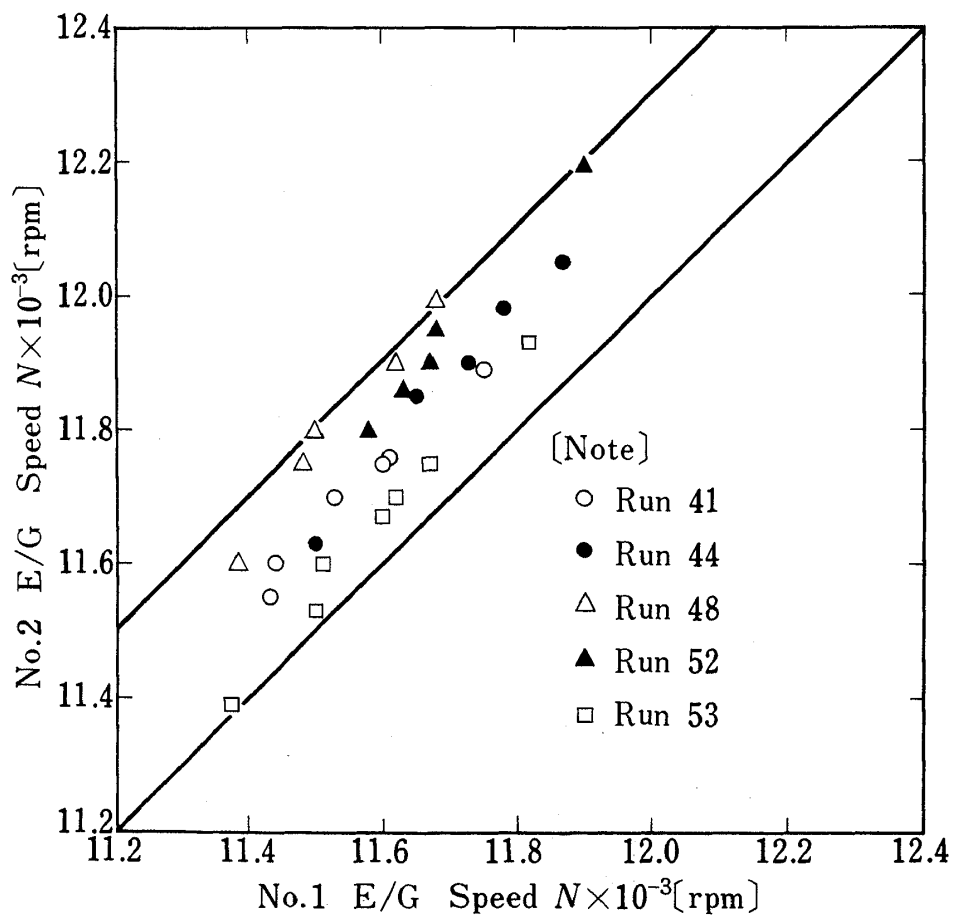
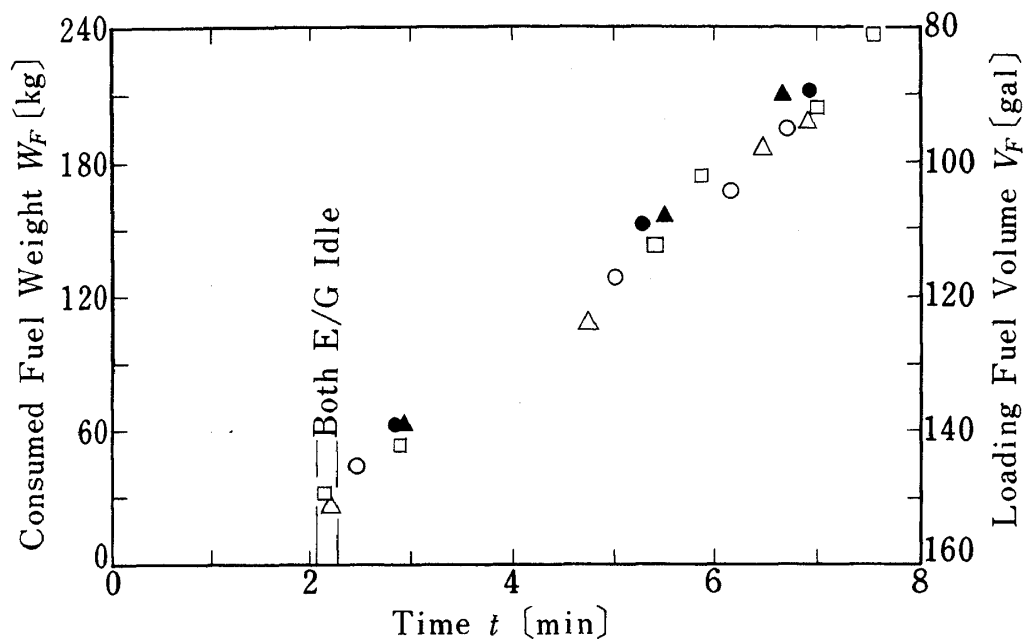


Figure 28 Some engine data at free flight  
自由飛行時のあるエンジンデータ

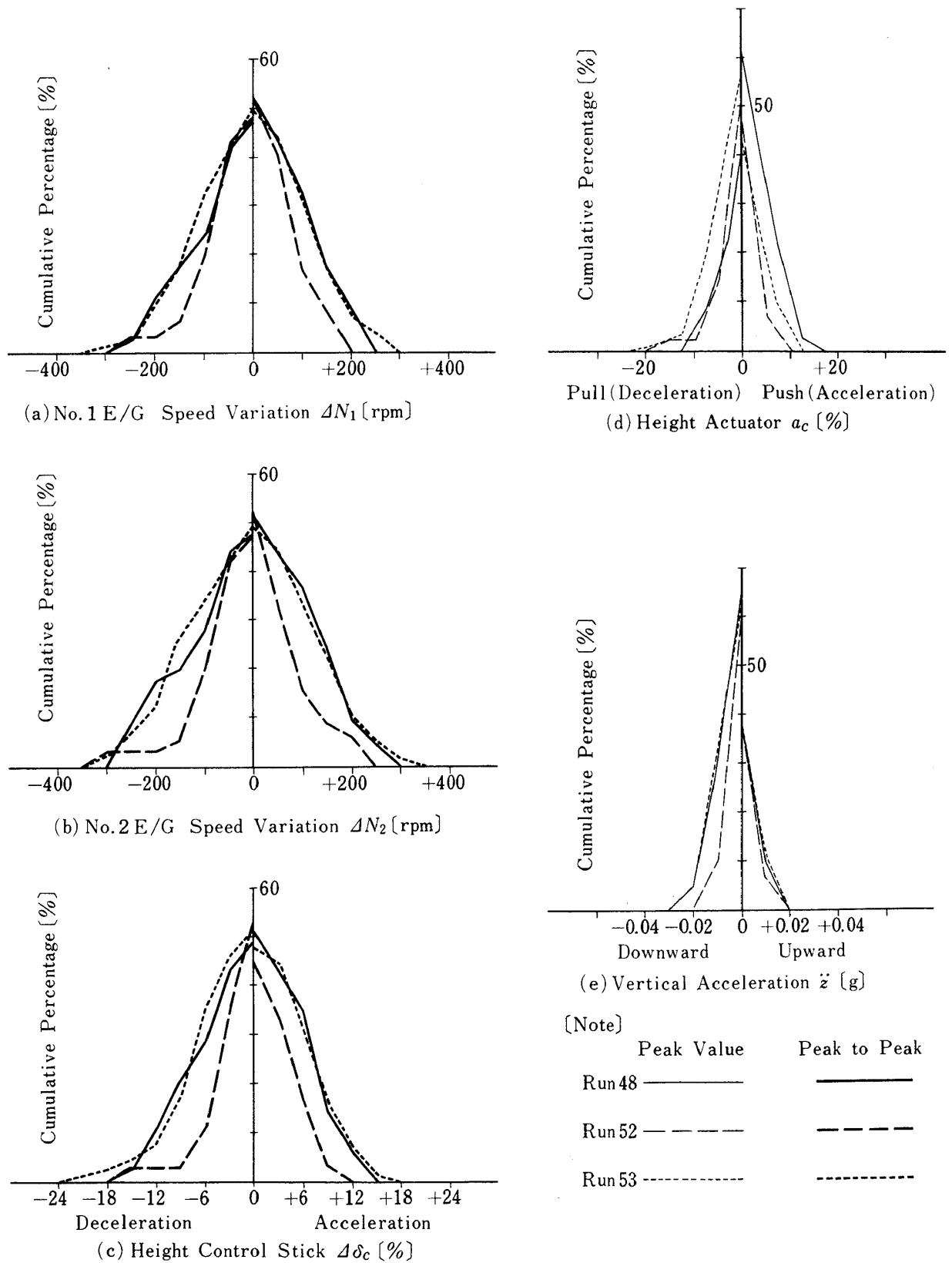


Figure 29 Various cumulative percentage for height control  
高度制御に関する各種累積百分率

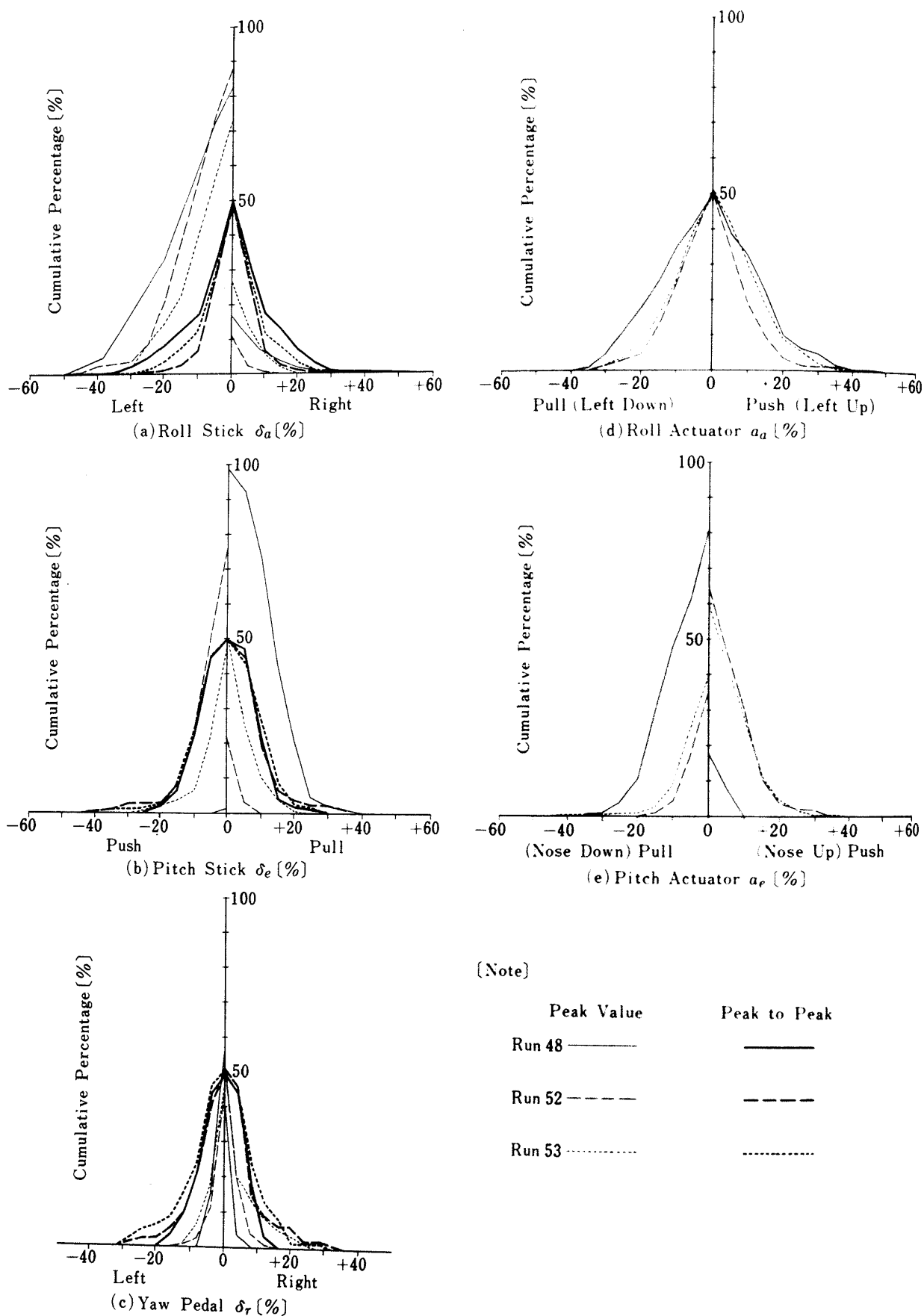


Figure 30 Various cumulative percentage for attitude control parameter  
 姿勢制御のパラメータに関する各種累積百分率



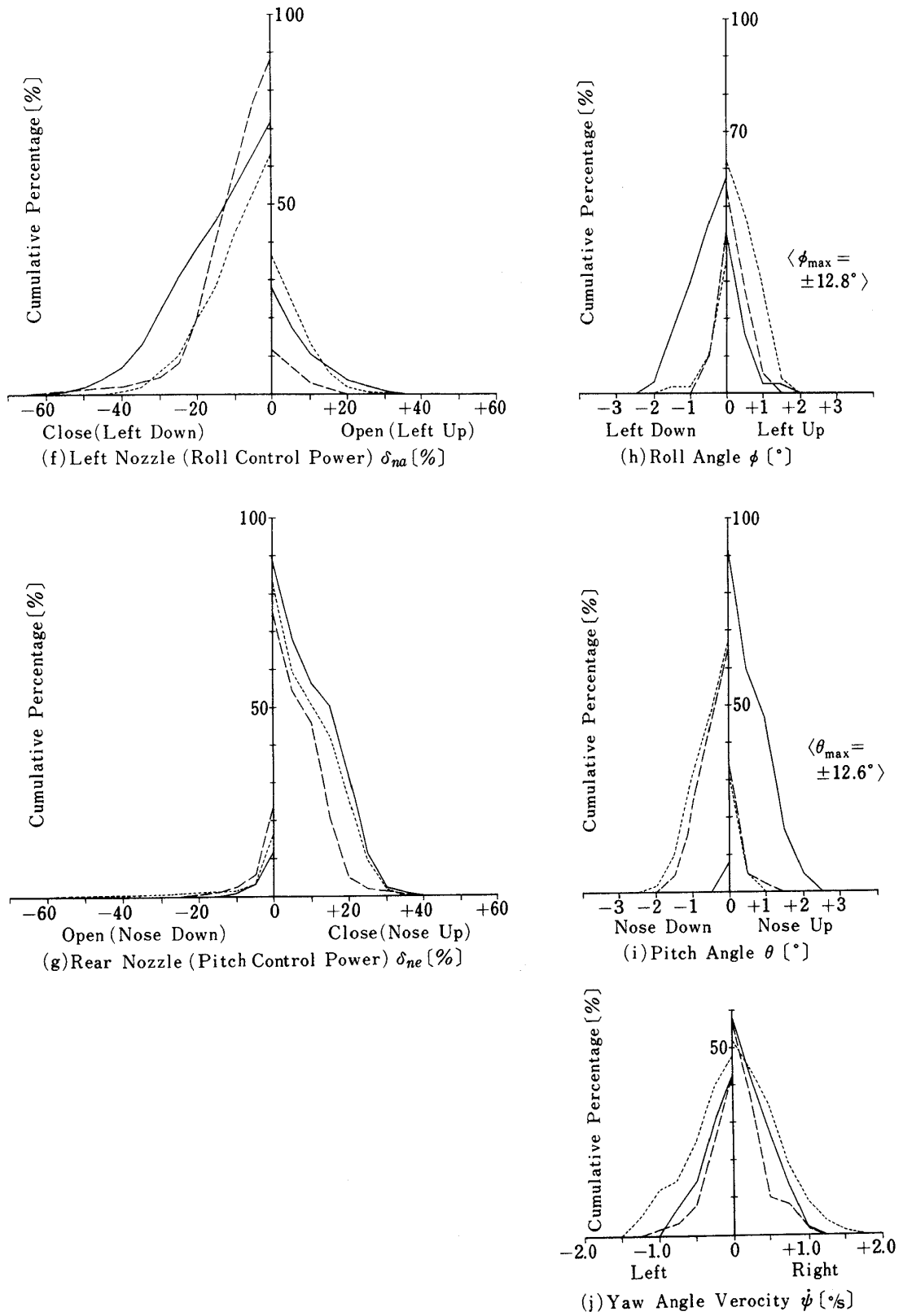


Figure 30 (Continued)

続き

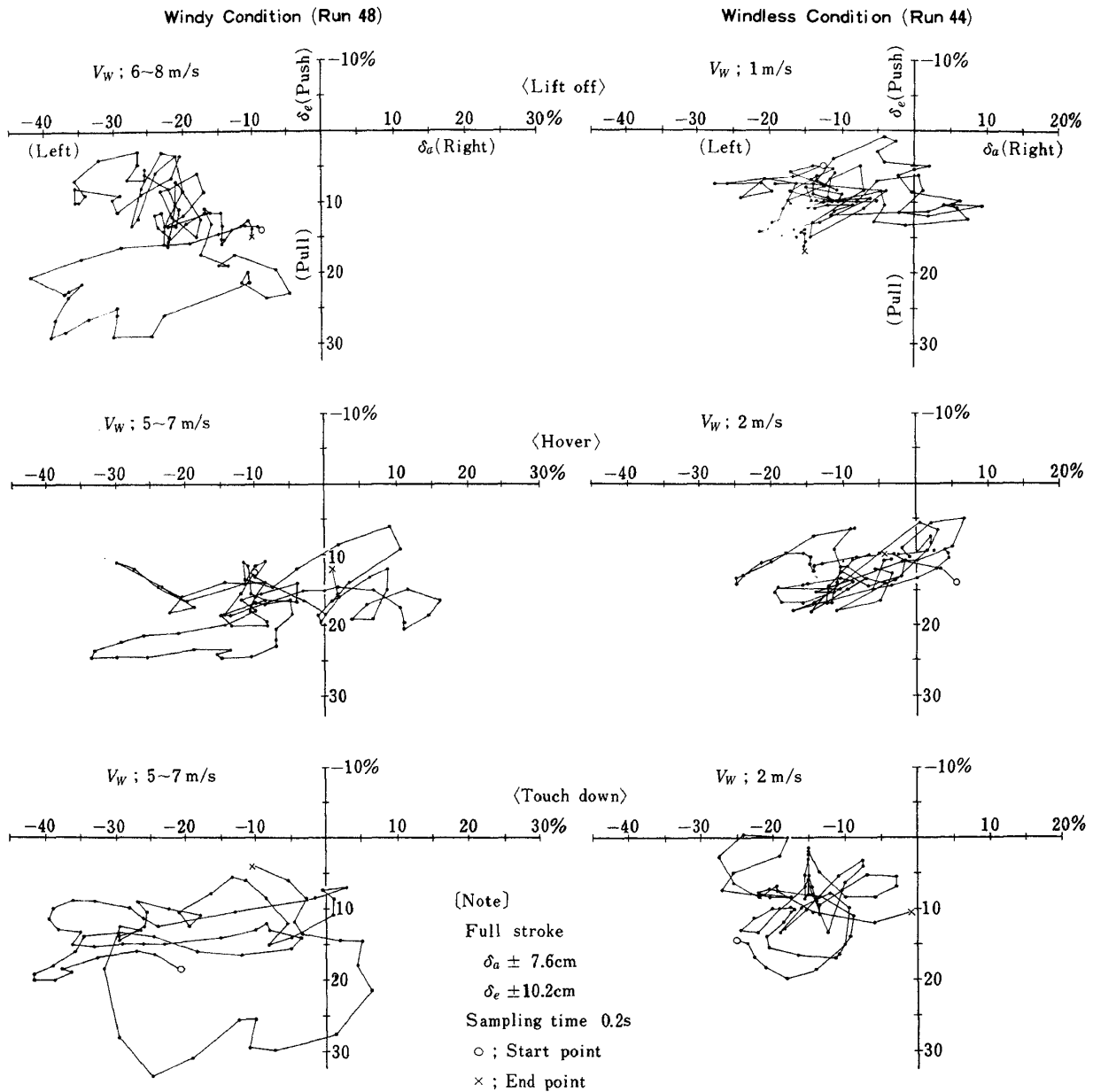


Figure 31 Stick displacement locus at free flight  
自由飛行時の操縦桿変位軌跡

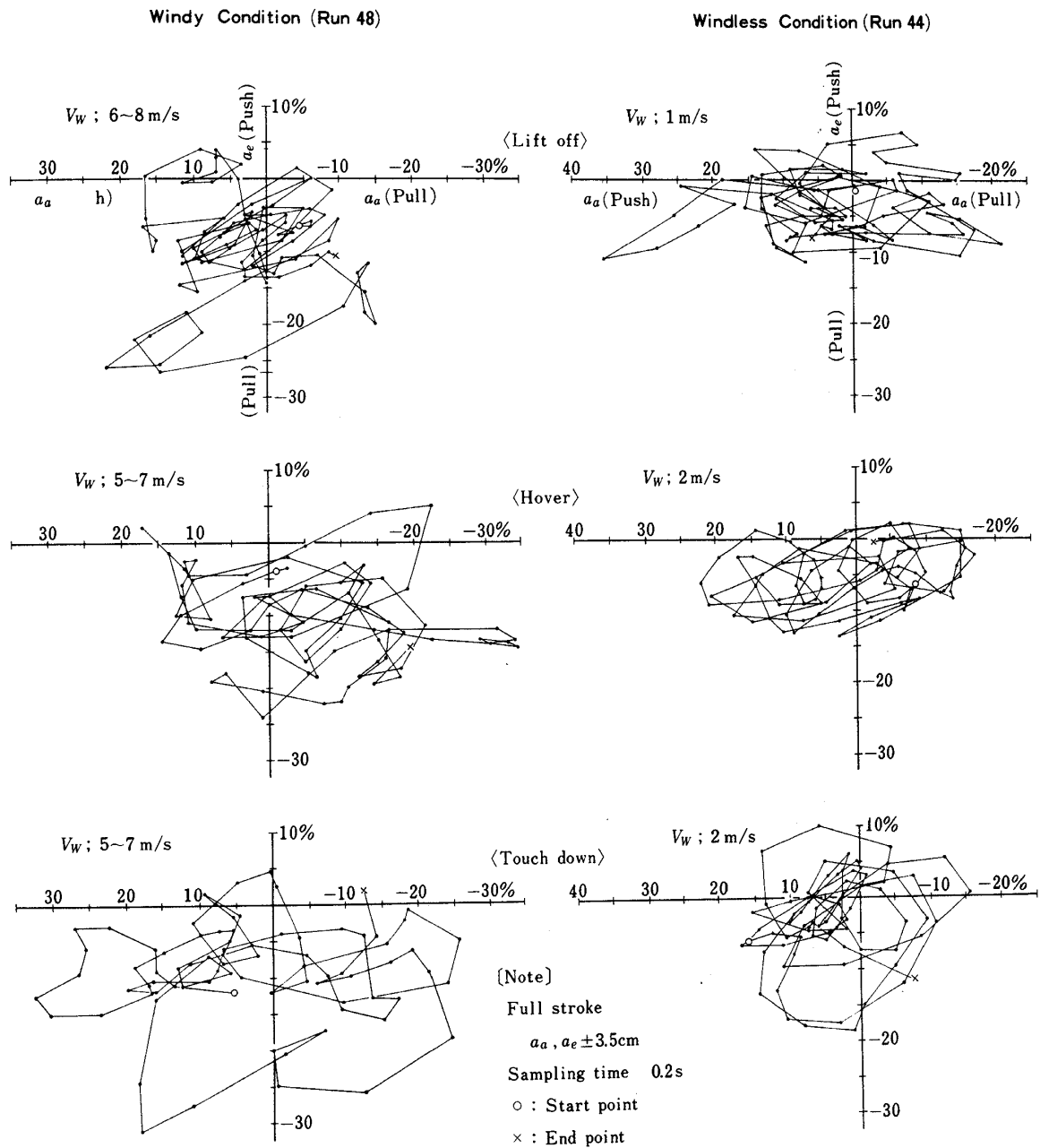


Figure 32 Actuator displacement locus at free flight  
自由飛行時のアクチュエータ変位軌跡

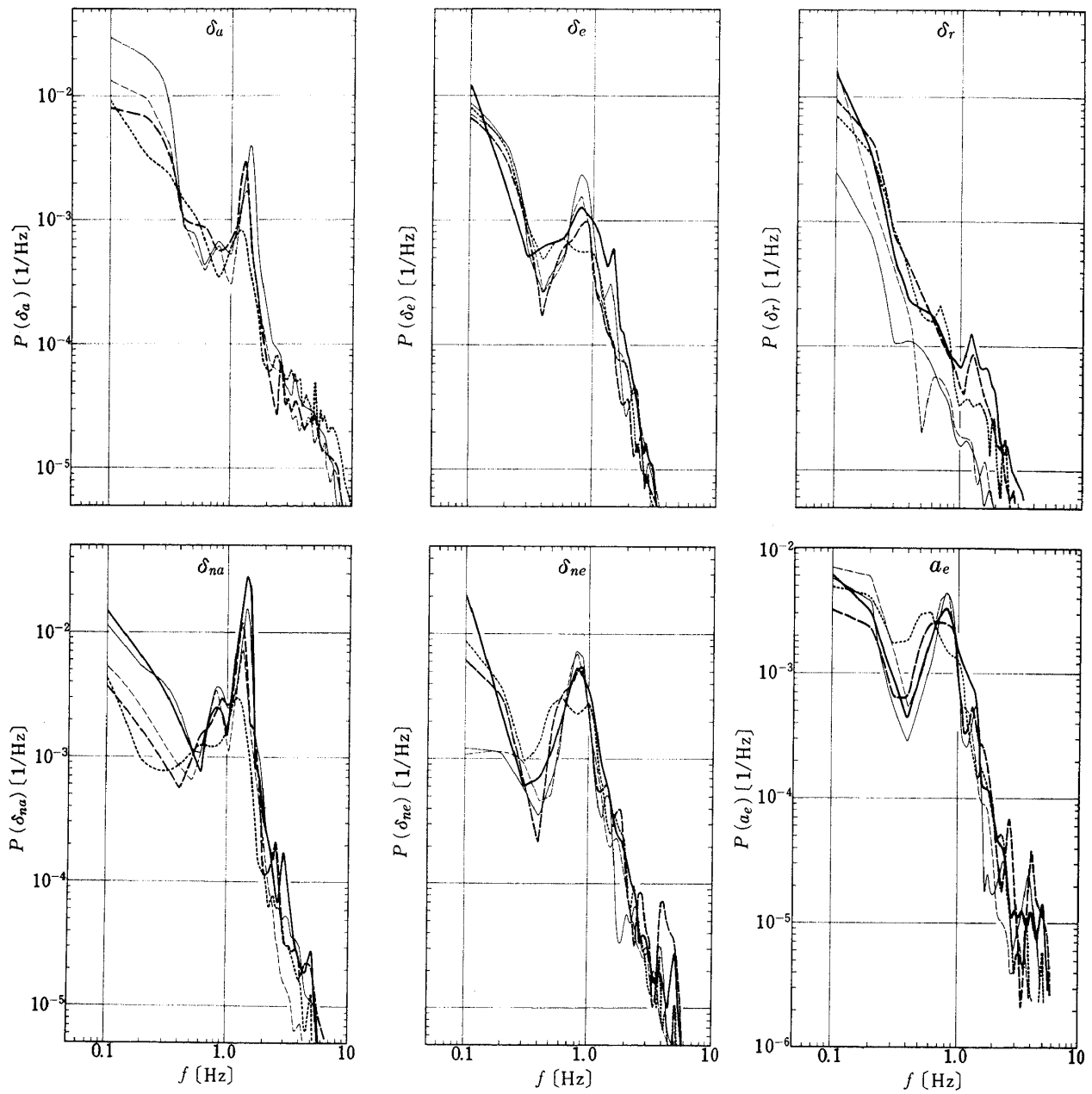


Figure 33 Power spectrum of flight data  
飛行データのパワースペクトル

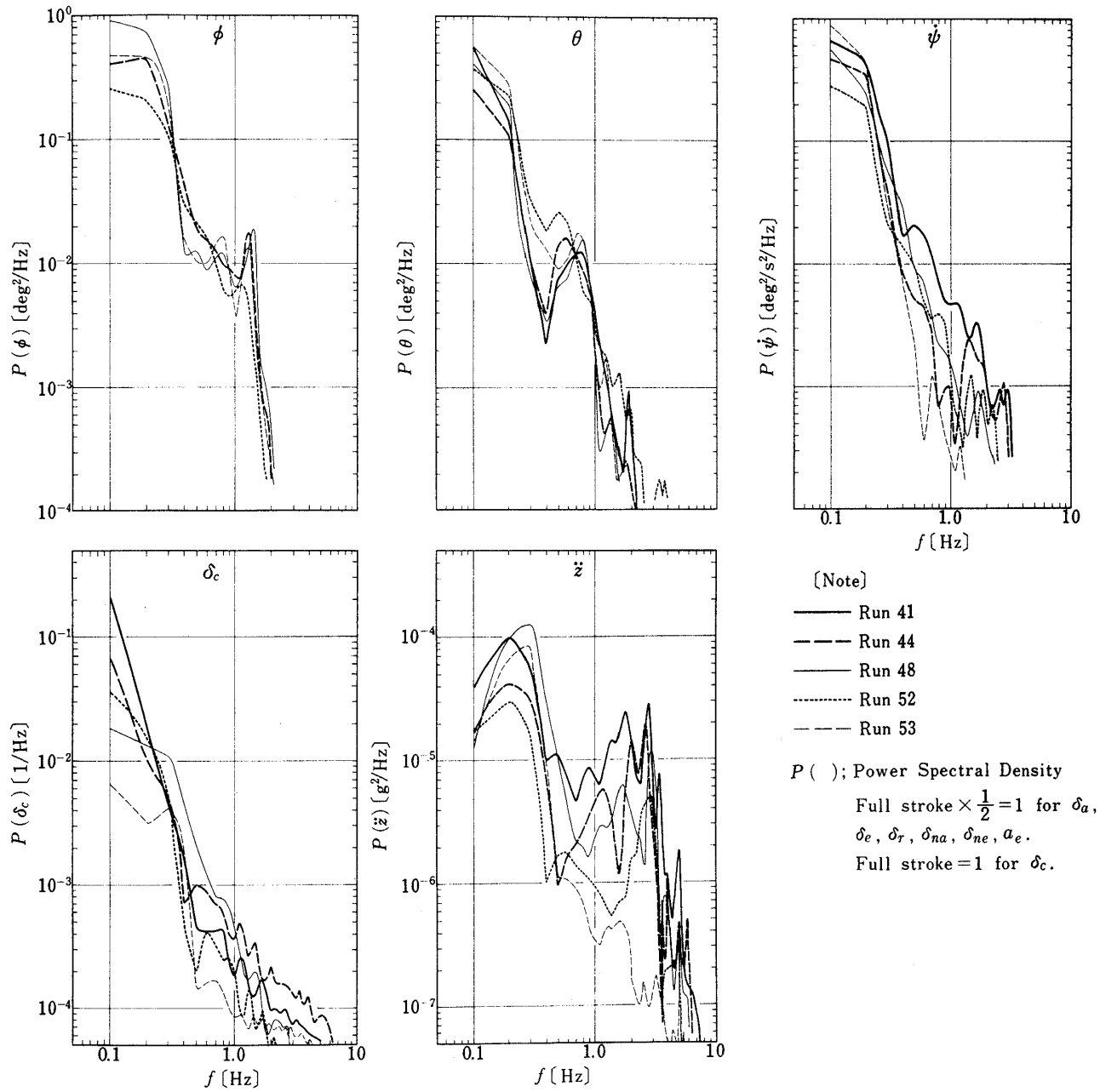


Figure 33 (Continued)

続き

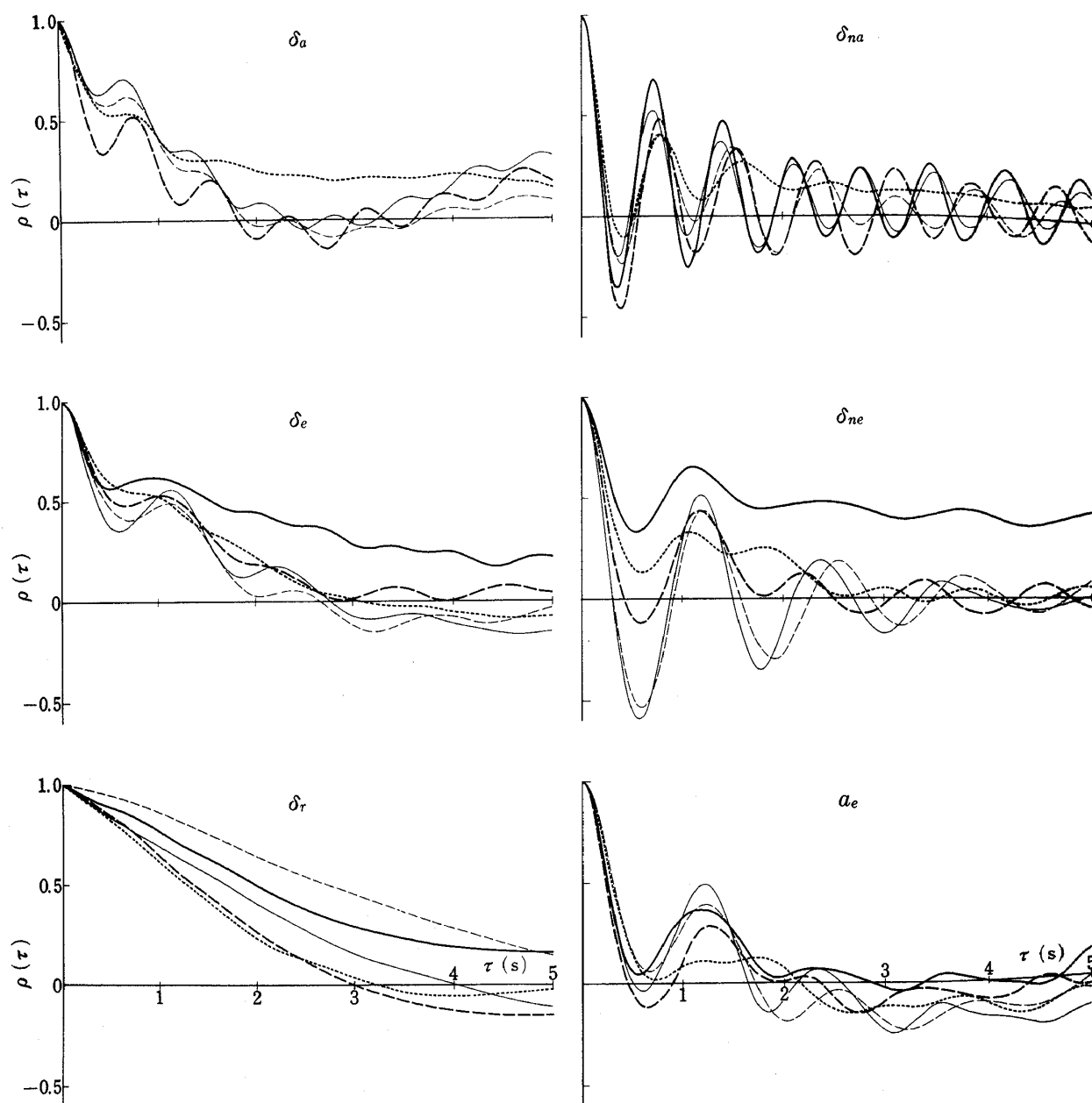


Figure 34 Auto correlogram of flight data  
飛行データのオートコレログラム

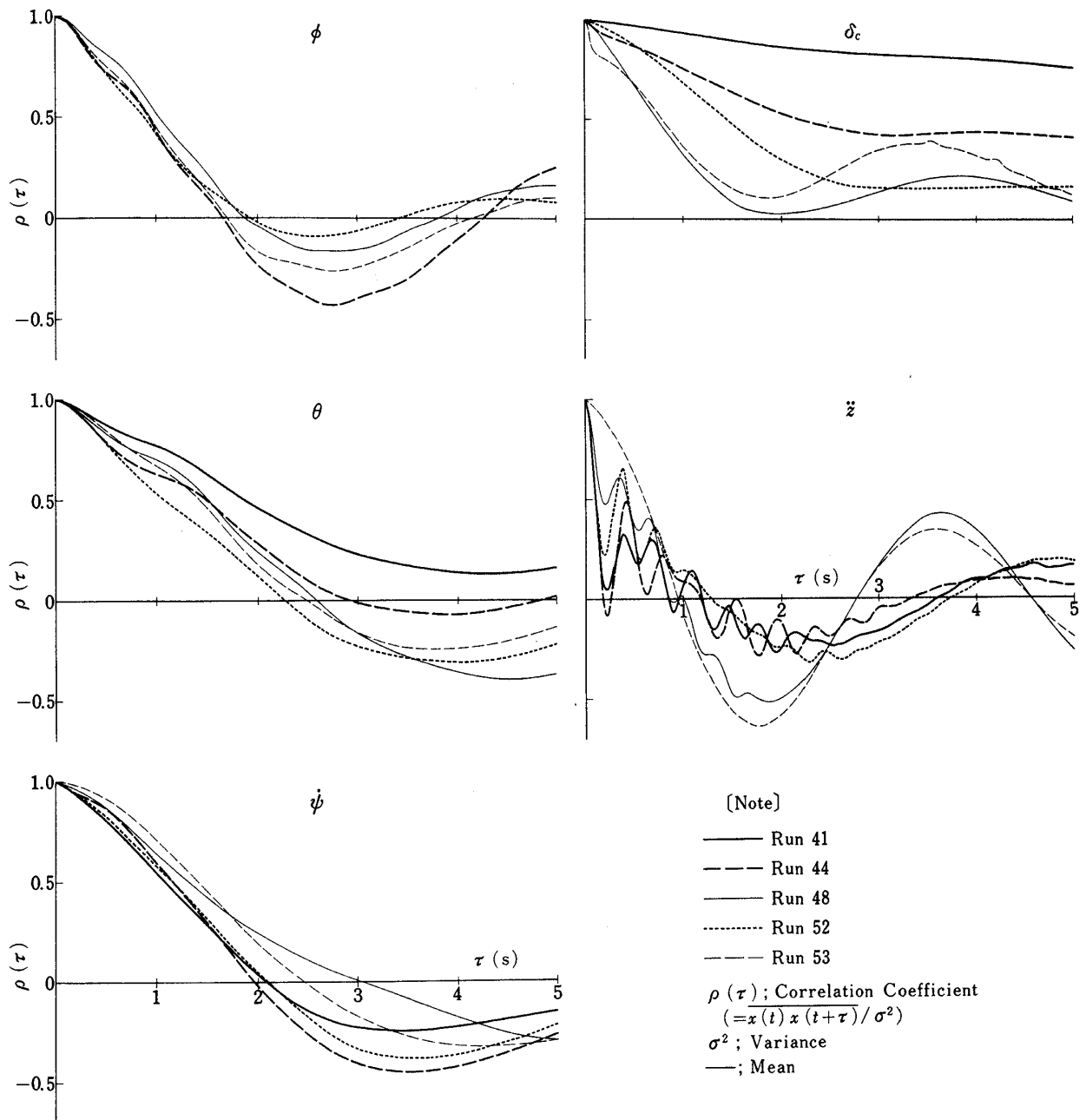


Figure 34 (Continued)

続き

Table 6 Experimental results

Run	Case	N [rpm]				$\delta_L$ [deg]		$P_F$ [kg/cm <sup>2</sup> G]				$P_3$ [kg/cm <sup>2</sup> G]				$N_A$ [rpm]	$V_F$ [gal]
		No. 1 $\nabla$	No. 1	No. 2 $\nabla$	No. 2	No. 1	No. 2	No. 1 $\nabla$	No. 1	No. 2 $\nabla$	No. 2	No. 1 $\nabla$	No. 1	No. 2 $\nabla$	No. 2		
3	1	9850	9878	—	—	idle	—	7.3	7.9	—	—	0.72	1.0	—	—	8190	146
		11070	11085	—	—	75	—	8.5	8.9	—	—	1.13	1.43	—	—	8370	140
		12080	12061	—	—	90	—	10.7	11.4	—	—	1.47	1.78	—	—		136
		12600	12524	—	—	100	—	13.5	14.3	—	—	1.70	2.0	—	—	8310	130
		13090	13020	—	—	110	—	16.8	18.9	—	—	1.82	2.28	—	—		128
		9900	9888	—	—	idle	—	7.2	—	—	—	0.73	1.0	—	—	7950	123
4	2	—	—	10030	10079	—	idle	—	—	7.4	8.6	—	—	0.9	1.07		117
		—	—	11000	11012	—	73	—	—	8.4	9.3	—	—	1.22	1.43		114
		—	—	11970	11970	—	88	—	—	11.0	11.8	—	—	1.60	1.78		106
		—	—	—	12491	—	98	—	—	—	14.3	—	—	—	2.07		
		—	—	—	12936	—	105	—	—	—	18.6	—	—	—	2.14		
		—	—	—	10180	—	idle	—	—	—	—	—	—	—	1.07		
5	3	9880	9869	10050	10046	idle	idle	7.3	7.9	7.5	8.6	0.73	1.0	0.87	1.07		
		11120	11088	11020	11015	72	71	8.4	9.3	8.2	9.6	1.10	1.36	1.17	1.43		
		12080	12012	12050	12001	88	88	10.5	11.8	10.5	11.8	1.45		1.55			
		12570	12502	12470	12425	98	100	13.0	14.1	12.5	13.6	1.66	2.07	1.73	2.14		
		10020	9992	10220	10182	idle	idle	7.3	7.9	7.5	8.6	0.75	1.0	0.90	1.07		
6	4	9720	9807	9930	10004	idle	idle	8.8	7.5	9.2	8.6	0.98	1.0		1.07	8175	154
		10970	11072	10830	10923	72	70	10.4	8.9	10.2	9.3	1.40	1.36		1.43	8175	132
		12180	12208	12070	12109	92	90	13.5	12.5	13.0	12.1	1.82	1.86	1.82	2.00	8370	115
		9930	10009	10070	10162	idle	idle	9.0	7.5	9.3	8.2	1.06	1.07	1.15	1.14	7830	100
7	5	9800	9910	10000	10072	idle	idle	8.8	7.5	9.2	7.9	0.98	0.93	1.08	1.07	8130	150
		11080	11145	10970	11026	73	74	10.2	8.9	9.7	9.3	1.40	1.43	1.40	1.43	8310	136
		12180	12257	12170	12200	93	92	13.7	12.5	13.2	12.5	1.83	1.21	1.85	1.27	8430	114
		9940	10047	10140	10184	idle	idle	9.0	7.5	9.2	7.9	1.05	1.0	1.13	1.14	7845	92

Run	Case	N [rpm]	$V_F$ [gal]	$\phi_i$ [deg]	$\Delta a_a$ max [%]	$\Delta \delta_{na}$ max [%]	$\Delta \dot{\phi}$ max [deg/s]	$\Delta \phi$ max [deg]	$T_\phi$ [s]	$I_x^*$ [kgms <sup>2</sup> ]	$M_a^*$ max [kgm]	$\phi$ max* [1/s <sup>2</sup> ]
6	4	10850	133	+4	+28.5	+30	+3.2	+4	1.1	154.7	113	0.73
		"	129	Return	-28.5	-30	-3.2	-3.3	1.0	153.8	113	0.74
		10850	127		+22.0	+20	+1.7	+0.5		153.3	113	0.74
		"	125		-17.0	-20	-1.0	-0.2		152.9	113	0.74
		12050	117	+4	+29.0	+30	+3.8	+4.2	1.2	151.0	157	1.04
		"	113	Return	-29.0	-30	-3.5	-3.5	1.2	150.1	157	1.04
		12100	110		+20.0	+15	+1.25	+0.5		149.4	159	1.06
		"	108		-17.0	-20	-1.25	-0.5		149.0	159	1.07
7	5	11000	129	+4	+25.6	+30	+3.25	+4.25	1.1	153.8	119	0.774
		"	127	Return	-25.6	-30	-3.25	-4.25	1.3	153.3	119	0.775
		11000	125		+20.0	+20	+1.0	+0.5		152.9	119	0.78
		"	123		-17.0	-20	-1.0	-0.5		152.4	119	0.78
		12150	112	+4	+28.5	+30	+3.8	+4.7	1.0	149.9	161	1.07
		"	110	Return	-28.5	-30	-3.6	-4.0	0.8	149.4	161	1.08
		12150	106		+20.0	+20	+1.5	+0.25		148.5	161	1.085
		"	104		-20.0	-20	-1.5	-0.25		148.0	161	1.090

[Note] No. 1, No. 2 ; E/G No., C-12; T-12 etc; O: clock position (from tail) at compressor

□: Step input,  $\Delta$ : Difference between input and steady state output, \*: from figure 10,



実験結果 (Run 3~7)

$P_R$ $\nabla$	$P_R$	$P_{na}$ $\nabla$	$P_{ne}$ $\nabla$	$T_2$ [°C]	$T_5$ [°C]				$T_R$ $\nabla$	$T_{ne}$ $\nabla$	No. 1 S [mil]				No. 2 S [mil]			
					No. 1 $\nabla$	No. 1	No. 2 $\nabla$	No. 2			C-12	C-9	T-11	T-5	C-12	C-9	T-11	T-3
0.92	1.1	0.98	0.87	4.0	566	525	—	—	110	—	0.7	0.5	0.9	0.7	—	—	—	—
1.38	1.6	1.50	1.34	4.0	570	540	—	—	133	113	0.8	0.3	0.9	1.0	—	—	—	—
1.75	2.0	1.90	1.70	4.5	608	590	—	—	151	133	0.5	0.5	0.9	1.2	—	—	—	—
2.0	2.2	2.15	1.90	3.5	655	620	—	—	165	148	0.5	0.6	0.9	1.4	—	—	—	—
2.15	2.4	2.35	2.10	4.0	698	655	—	—	175	157	0.6	0.7	1.0	1.5	—	—	—	—
0.95	1.1	1.02	0.90	5.0	568	—	—	—	113	105	—	—	—	—	—	—	—	—
1.06	1.1	1.06	0.95	14.5	—	—	535	500	109	—	—	—	—	—	0.4	1.0	0.7	0.7
1.42	1.5	1.40	1.26	14.0	—	—	538	505	126	100	—	—	—	—	0.8	0.4	0.7	0.7
1.85	1.9	1.90	1.67	14.0	—	—	576	535	144	115	—	—	—	—	0.6	0.8	1.0	1.0
	2.1	—	—	—	—	—	—	565	—	—	—	—	—	—	0.8	1.2	1.0	0.9
	2.3	—	—	—	—	—	—	605	—	—	—	—	—	—	1.0	1.6	1.0	1.0
	1.2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
1.05	1.2	1.10	0.88	6.0	572	510	548	490	114	110	1.2	1.3	0.8	0.9	0.2	0.7	0.6	0.8
1.42	1.6	1.43	1.22	6.0	585	545	577	505	145	142	0.7	0.5	0.8	0.9	0.6	0.5	0.7	0.7
1.86	2.1	1.87	1.60	5.2	623	580	605	530	161	157	0.5	0.6	0.9	1.2	0.45	0.5	0.9	0.8
2.08	2.2	2.12	1.80	4.0	650	615	620	545	168	164	0.5	0.7	1.0	1.3	0.6	0.9	1.0	0.9
1.10	1.20	1.07	0.91	6.5	580	525	560	500	139	124	0.5	0.6	0.6	0.8	0.6	0.8	0.6	0.7
1.23	—	1.24	1.03	7.5	473	520	437	500	—	—	0.8	0.6	0.4	0.5	0.8	0.8	0.8	0.7
1.65	—	1.70	1.45	6.5	485	550	458	495	105	98	0.5	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	0.8	0.8
2.12	—	2.15	1.90	7.2	532	590	513	535	124	116	0.5	0.6	0.5	0.8	0.7	0.7	0.6	0.7
1.33	—	1.30	1.15	6.0	465	520	459	490	100	97	—	—	—	—	—	—	—	—
1.25	—	1.27	1.07	7.0	460	515	430	490	—	—	1.2	0.2	1.2	0.6	0.8	0.3	0.7	0.8
1.65	—	1.70	1.42	6.5	480	540	460	495	—	—	0.7	0.5	0.7	0.5	0.8	0.7	0.7	0.7
2.18	—	2.23	1.92	7.0	544	590	520	540	125	112	0.5	0.5	0.7	0.8	0.8	0.9	0.8	0.8
1.33	—	1.30	1.10	7.0	470	520	467	490	100	97	0.5	0.5	0.5	0.6	0.7	0.6	0.7	0.7

$\iota_p^{**}$	$\iota_\phi^{**}$	$\theta_i$	$\Delta a_{\max}$	$\Delta \delta_{ne \max}$	$\Delta \dot{\theta}_{\max}$	$\Delta \theta_{\max}$	$T_\theta$	$I_y^*$	$M_{e \max}^*$	$\dot{\theta}_{\max}^*$	$m_q^{**}$	$m_\theta^{**}$
[1/s]	[1/s <sup>2</sup> ]	[deg]	[ % ]	[ % ]	[deg/s]	[deg]	[ s ]	[kgms <sup>2</sup> ]	[kgm]	[1/s <sup>2</sup> ]	[1/s]	[1/s <sup>2</sup> ]
4.35	3.26	+ 4 Return	-11.4	- 5.0	-0.9	-0.25	1.0	486.6	263.0	0.54	3.26	2.45
4.37	3.28		+11.4	+10.0	+1.0	+0.25		486.3	263.0	0.54	3.26	2.45
4.39	3.29		+28.5	+40.0	+3.5	+4.5		486.1	263.0	0.54	3.26	2.45
4.40	3.30		-28.5	-30.0	-3.5	-4.5		485.9	263.0	0.54	3.26	2.45
6.19	4.64	+ 4 Return	-17.0	-10.0	-1.2	-0.2	0.7	485.3	388.0	0.80	4.82	3.62
6.23	4.67		+17.0	+10.0	+1.0	+0.2		484.9	388.0	0.80	4.83	3.62
6.33	4.75		+34.0	+25.0	+3.5	+4.5		484.6	393.0	0.81	4.89	3.67
6.35	4.76		-31.0	-30.0	-4.0	-4.0		484.4	393.0	0.81	4.89	3.67
4.61	3.45	+ 4 Return	- 8.6	-10.0	-1.0	—	0.8	486.3	278.0	0.572	3.45	2.59
4.62	3.47		+ 8.6	+ 5.0	+1.0	—		486.1	278.0	0.572	3.45	2.59
4.63	3.47		+28.5	+30.0	+3.3	+4.25		485.9	278.0	0.572	3.45	2.59
4.65	3.49		-28.5	-30.0	-3.0	-3.5		485.7	278.0	0.572	3.45	2.59
6.39	4.79	+ 4 Return	-11.5	-10.0	-1.25	-0.5	0.6	484.8	399.0	0.824	4.96	3.72
6.41	4.81		-11.5	+ 5.0	+0.25	+0.5		484.6	399.0	0.824	4.97	3.72
6.45	4.84		+28.5	+30.0	+3.75	+3.5		484.3	399.0	0.825	4.97	3.73
6.47	4.86		-23.0	-30.0	-3.5	-3.8		484.1	399.0	0.825	4.97	3.73

or turbine casing, —; No operation, Blank; No data

\*\*; from figure 11,  $\phi > 0$  etc; Clockwise to nose,  $\theta > 0$  etc; Nose up

Table 7 Experimental results

Run	Case	N [rpm]				P <sub>3</sub> [kg/cm <sup>2</sup> G]				P <sub>R</sub> <sup>▽</sup>	T <sub>5</sub> <sup>▽</sup> [°C]		No. 1 S	N <sub>A</sub>	V <sub>F</sub>
		No. 1 <sup>▽</sup>	No. 1	No. 2 <sup>▽</sup>	No. 2	No. 1 <sup>▽</sup>	No. 1	No. 2 <sup>▽</sup>	No. 2	[kg/cm <sup>2</sup> G]	No. 1	No. 2	C-9[mil]	[rpm]	[gal]
10	6	9600	9726	—	—	0.90	0.93	—	—	0.90	554	—	0.7	—	155
		10900	10995	—	—	1.32	1.36	—	—	1.38	543	—	0.4	—	150
		12020	12006	—	—	1.73	1.78	—	—	1.85	584	—	0.7	—	143
		12400	12433	—	—	1.88	—	—	—	2.0	625	—	0.7	—	137
		9850	9901	—	—	0.95	0.93	—	—	1.0	548	—	—	—	132
11	7	—	—	10000	10665	—	—	1.0	1.07	1.06	—	530	0.75	—	125
		—	—	10930	10998	—	—	1.35	1.43	1.40	—	530	0.6	—	120
		—	—	11970	12002	—	—	1.70	1.86	1.88	—	575	0.7	—	117
		—	—	12420	12434	—	—	1.88	2.00	2.10	—	600	1.2	—	112
		—	—	10080	10128	—	—	1.05	1.07	1.10	—	530	—	—	107
18	8	10120	9994	—	—	1.13	1.07	1.20	1.14	1.25	543	538	—	8145	137
		10950	10819	—	—	1.40	1.29	1.40	1.43	1.50	542	543	—	8460	128
		12010	11866	—	—	1.82	—	1.85	—	2.00	526	526	0.6	8115	107
19	8	10000	9989	10080	10132	1.15	1.0	1.20	1.14	1.20	488	485	—	8220	140
		10880	10846	10780	10808	1.35	1.29	1.35	1.36	1.50	510	505	0.4	8205	127
		11870	11830	11770	11847	1.73	1.71	1.73	1.78	1.85	540	542	0.45	8100	113
		12360	12331	12250	12358	1.92	1.93	1.95	2.00	2.10	574	572	0.95	8310	102
		10120	10073	10170	10210	1.07	1.0	1.15	1.14	1.20	535	528	—	7620	90
20	9	10000	9964	10150	10094	1.07	1.0	1.13	1.14	1.15	482	483	—	8175	135
		10860	10837	10770	10772	1.35	1.29	1.35	1.36	1.45	485	480	—	7950	130
		12100	12161	12100	12160	1.75	1.86	1.75	2.0	1.97	552	560	—	8010	97
		10100	10109	10190	10224	1.25	—	1.20	—	1.35	509	497	—	7755	75

Run	Case	N [rpm]	V <sub>F</sub> [gal]	$\overline{\delta a_i}$ [%]	T <sub>a i</sub> [s]	$\Delta a_a$ max [%]	$\Delta \delta_{na}$ max [%]	$\Delta \dot{\phi}$ max [deg/s]	$\Delta \phi$ max [deg]	T <sub>φ</sub> [s]	I <sub>x</sub> <sup>*</sup> [kg ms <sup>2</sup> ]	M <sub>a</sub> <sup>*</sup> max [kg m]	$\dot{\phi}$ max <sup>*</sup> [1/s <sup>2</sup> ]
20	9	10800	108	+ 35	0.8	- 31	+ 30	+ 2.8	+ 4	1.2	149.0	111	0.745
		"	108			+ 23	+ 20				149.0	111	0.745
		"	106			- 29	- 55				148.5	111	0.748
			104			- 11	- 35				148.0	111	0.750
			104			+ 17	+ 40				148.0	111	0.750
		12050	90	+ 50	0.3	- 66	+ 70	+ 6.0	+ 5.5	0.9	144.8	157	1.085
		12130	88	- 55	0.3	+ 45	- 30	- 3.0	- 6.5	1.3	144.3	160	1.110
		12100	81	+ 75	0.3	- 80	+ 50	+ 6.0	+ 7.0	0.9	142.7	159	1.110
		"	"			+ 31	+ 50				142.7	159	1.115

[Note] See note in table 6

実験結果 (Run 10 ~ 31)

Run	Case	N [rpm]				P <sub>s</sub> [kg/cm <sup>2</sup> G]				P <sub>R</sub> $\bar{\gamma}$	T <sub>s</sub> $\bar{\gamma}$ [°C]		No. 1 S	N <sub>A</sub>	V <sub>F</sub>
		No. 1 $\bar{\gamma}$	No. 1	No. 2 $\bar{\gamma}$	No. 2	No. 1 $\bar{\gamma}$	No. 1	No. 2 $\bar{\gamma}$	No. 2	(kg/cm <sup>2</sup> G)	No. 1	No. 2	C-9(mi l)	[rpm]	[gal]
21	10		10003		10142		1.00		1.14					8055	
25	10	9990	9978	10080	10059	1.00	1.00	1.05	1.07	2.05	470	456		8175	127
		11000	10958	10900	10881	1.38	1.36	1.32	1.43	2.44	462	460		8325	112
		12220	12249	12280	12252	1.75	1.78	1.75	1.86	2.96	550	555		7740	81
		10100	10092	10170	10192	1.12	1.07	1.12	1.07	2.17	505	500		8250	58
26	11	10030	9940	10100	10024	1.05	1.00	1.07	1.07	2.13	455	450		8100	136
		11070	10930	10960	10845	1.40	1.36	1.40	1.43	2.52	466	470		8250	120
		12300	12137	12220	12158	1.85	1.86	1.83	2.07	3.06	536	545		8010	87
		10440	10390	10230	10219	1.15		1.17		2.23	495	495		8295	37
29	12	10060	9863	10030	9988	1.00	1.00	1.04	1.07	1.10	480	455		8070	132
		11170	10953	10950	10905	1.35	1.36	1.35	1.43	1.45	497	470		8145	126
		12130	12004	12150	12003	1.75	1.78	1.75	1.86	1.95	545	532		8100	86
		11120	11113	11000	11014	1.42		1.40		1.55	522	502			52
		10000	10011	10120	10149	1.10	1.07	1.15	1.07	1.20	520	502		8130	40
30	11	9900	9921	10080	10028	1.00	1.00	1.05	1.07	1.08	460	432		8145	133
		11080	11036	11000	10965	1.40	1.43	1.35	1.50	1.50	500	480		8160	111
		12370	12171	12350	12222	1.85	1.86	1.80	2.00	2.10	557	555		8400	82
		10000	10026	10140	10138	1.10	1.07	1.10	1.14	1.17	515	500		7755	30
31	12	9880	9877	10050	10047	0.98	1.00	1.04	1.07	1.09	500	465		7875	134
		10920	10879	10880	10869	1.37	1.36	1.33	1.43	1.40	498	485		8205	123
			11723		11604										
		10290	10289	11160	10167	1.07	1.07	1.10	1.07	1.15	530	525		8160	25

$\bar{l}_p^{**}$	$\bar{l}_\phi^{**}$	$\overline{\delta_{ei}}$	T <sub>ei</sub>	$\Delta a_e \max$	$\Delta \delta_{ne} \max$	$\Delta \dot{\theta} \max$	$\Delta \theta \max$	T <sub>θ</sub>	I <sub>y</sub> <sup>*</sup>	M <sub>e</sub> <sup>*</sup> max	$\dot{\theta} \max^*$	m <sub>q</sub> <sup>**</sup>	m <sub>e</sub> <sup>**</sup>
[1/s]	[1/s <sup>2</sup> ]	[%]	[s]	[%]		[deg/s]	[deg]	[s]	[kgm s <sup>2</sup> ]	[kg m]	[1/s <sup>2</sup> ]	[1/s]	[1/s <sup>2</sup> ]
4.43	3.33			- 17	- 20				484.4	259	0.535	3.23	2.42
4.43	3.33	+ 30	0.3	- 34	+ 60	+ 2.5	+ 4.5	1.6	484.4	259	0.535	3.23	2.42
4.45	3.34	- 30	0.4	+ 43	- 50	- 3.0	- 2.3	1.0	484.3	259	0.535	3.23	2.42
4.46	3.35	- 30	0.4	+ 29	- 35	- 1.7	- 3.0	1.5	484.1	259	0.535	3.23	2.42
4.46	3.35	+ 33	0.6	- 46	+ 20	+ 3.1	+ 4.0	1.1	484.1	259	0.535	3.23	2.42
6.45	4.84			- 26	- 50				482.9	388	0.804	4.85	3.63
6.60	4.95			+ 11	+ 30				482.7	396	0.822	4.95	3.71
6.63	4.97			- 17	- 30				482.1	393	0.815	4.92	3.69
6.63	4.97	+ 47	0.3	- 51	+ 75	+ 4.8	+ 5.5	1.2	482.1	393	0.816	4.92	3.69

Table 8 Experimental results 実験結果 (Run 34 ~ 37)

Run	Case	$\delta_c$ [in]	$N$ [rpm]		$P_F$ [kg/cm <sup>2</sup> G]		$P_3$ [kg/cm <sup>2</sup> G]		$P_R$ [kg/cm <sup>2</sup> ]	$P_{na}$ [kg/cm <sup>2</sup> ]		$P_{ne}$	$T_2$ [°C]		$T_5$ [°C]		$T_R$	$T_{na}$ [°C]	$T_{ne}$	$g_X$ [g]	$N_A$ [rpm]
			No. 1	No. 2	No. 1	No. 2	No. 1	No. 2		No. 1	No. 2		No. 1	No. 2	No. 1	No. 2					
34	17		9560		6.8		0.67		0.42	0.69		0.46	16.0	18.0	640		100	112	110	$\pm 0.17 \sim 0.18$	
35	18	0.4	10200	10760	6.6	7.0	0.8		0.87	1.09		0.77	7.4	6.6	570	540	103			0.27~0.28	8220
		2.84	11350	11100	7.4	7.5	1.12		1.22	1.50		1.08	16.2	16.0	550	533	113	109		0.33~0.32	8235
		4.98	12450	12300	9.8	10.4	0.48		1.66	1.93		1.46	19.0	19.0	592	580	133	130	115	0.42~0.45	8280
		0.5	10300	10300	6.7	7.0	0.80		0.91	1.14		0.78	19.5	19.5	570	545	109	109		0.26~0.27	7980
36	19	0.48	9980	10050	6.8	7.2	0.76		0.83	0.84		0.75	17.0	16.8	570	490	115	115	114		7800
		2.86	10920	10850	7.1	7.2	1.04		1.12	1.16		1.01	18.0	18.0	572	512	123	102	104		8010
		4.78	11940	11900	9.1	9.7	1.37		1.57	1.60		1.36	16.2	16.0	570	520	127	112	110		8190
		0.6	10000	10070	6.4	6.7	0.88		0.87	0.93		0.80	16.0	17.0	535	512	121	105	102		7845
37	20	0.48	9970	10010	6.3	6.6	0.74		0.86	0.87		0.77	13.4	13.0	474	474	144	105	115		8145
		2.80	10850	10770	7.1	7.2	1.00		1.13	1.17		1.02	13.0	12.0	450	449	143	115	122		8115
		4.64	11830	11820	8.6	9.2	1.33		1.56	1.62		1.30	14.0	13.5	400	400	142	118	125		7950
		0.60	10020	10070	6.5	6.8	0.82		0.96	0.98		0.83	13.0	12.0	430	430		116	124		8085

[Note] See note in table 6

# 付録 搭乗員手順表

搭乗員は、始動前操縦席内点検手順表とフライトリクエストを1組、また始動と停止手順表を1組として計4枚を携行し、ほかに緊急手順表を計器板右横に掲示した。これらの手順表は合計18枚ある。その内容を上記の順にしたがってつぎにまとめておくが、下記一部変更部分に

ついては、その相違点のみを記す。本実験では、緊急用スイッチならびにエンジン始動用スイッチの誤操作防止対策を中心として、計器板の新製およびサイドコンソールパネルのスイッチ類の配置換えを行った。これにともない始動前操縦席内点検手順表を大幅に、また始動と停止手順表および緊急手順表を一部変更した。

## 始動前操縦席内点検手順

1. 始動前整備点検, ASE 点検	完了確認
2. 安全ベルトおよび肩バンド	点検
○ 3. 操縦桿, ペダル作動	全範囲確認
4. 外部電源接続	ON 確認
5. 計器板全 SW	OFF 確認
6. ASE, A/T SW	ON (OFF) 確認
7. BATT, GEN SW	ON 確認
8. FUEL, HYD, COMP, INV SW	OFF 確認
9. CIRCUIT BRAKER	IN 確認
10. ASE CLUTCH ENGAGE LIGHT	消灯確認
11. ENGAGE LOCK LIGHT	消灯確認
12. RED FLASH	無線合図
13. WARNING, CAUTION, INDICATING LIGHT	TEST
14. INVERTER SW	ON
15. EGT IND	規定値以下
16. FUEL PRESS IND	零位置確認
17. HYD PRESS IND	零位置確認
18. FUEL Q' ty IND	燃料積載量確認
19. 時計	時刻を合せる
20. IAT	規定値以下
21. THROTTLE LEVER	CUT OFF 位置確認
22. HEIGHT CONTROL STICK	最低位置確認
23. DISENGAGE HANDLE	LOCK 確認
24. ENGAGE PIN	引き出し確認
25. 始動用空気配管	接続確認
26. ブレーキ SW	OFF 確認
27. 電圧 $26.5 \sim 27^V$ ( $28 \sim 29^V$ )	確認
28. 空気源合図	確認
29. 点検完了	無線合図

[注] 26.は姿勢制御拘束実験時のみ実施

## FLIGHT REQUEST No. 1

1	ロールステップ入力 ON, OFF	待機
2	ピッチステップ入力 ON, OFF	待機
3	始動合図	確認
4	No. 1, No. 2 ENG 始動手順 (遠隔)	実施
5	ENG アイドル	合図
6	台車切離 (指揮所合図, 整備員実施)	待機
7	ENG 増速合図	確認
8	ENG 11,000 rpm 設定	合図
9	ブレーキ解除	待機
10	ロールステップ ON, OFF	待機
11	ピッチステップ ON, OFF	待機
12	ENG 増速合図	確認
13	ENG 12,200 rpm 設定	合図
14	ロールステップ ON, OFF	待機
15	ピッチステップ ON, OFF	待機
16	ENG 減速合図	確認
17	ENG アイドル	合図
18	ブレーキ固定合図	確認
19	No. 1, No. 2 ENG 停止手順 (遠隔)	実施

## FLIGHT REQUEST No. 2

1	ロール緩徐操舵 (一杯)	実施
2	ピッチ緩徐操舵 (一杯)	実施
3	ロールステップ操舵 (中立, 右約 20 mm, 中立, 左約 20 mm, 中立)	実施
4	ピッチステップ操舵 (中立, 引約 25 mm, 中立, 押約 25 mm, 中立)	実施
5	No. 1, No. 2 ENG 始動手順	実施
6	台車切離	合図
7	ENG 11,000 rpm	設定
8	ブレーキ解除	無線合図
9	ブレーキ解除完了合図	確認
10	ロール緩徐操舵 (姿勢角 5°)	実施
11	ピッチ緩徐操舵 (姿勢角 5°)	実施
12	ロールステップ操舵 (中立, 右約 20 mm, 中立, 左約 20 mm, 中立) 途中ロールクラッチ ON	実施
13	ピッチステップ操舵 (中立, 引約 25 mm, 中立, 押約 25 mm, 中立) 途中ピッチクラッチ ON	実施
14	ENG 12,200 rpm	設定
15	ロール緩徐操舵 (姿勢角 5°)	実施
16	ピッチ緩徐操舵 (姿勢角 5°)	実施
17	ロールステップ操舵 (中立, 右約 20 mm, 中立, 左約 20 mm, 中立)	実施
18	ピッチステップ操舵 (中立, 引約 25 mm, 中立, 押約 25 mm, 中立)	実施
19	ENG アイドル	実施
20	ハイトクラッチ ON	実施
21	ブレーキ固定	合図
22	ブレーキ固定完了合図	確認
23	No. 1, No. 2 ENG 停止手順	実施

FLIGHT REQUEST No. 3

1	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
2	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
3	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
4	No. 1, No. 2 ENG 始動手順	実施
5	台車切離	合図
6	ENG 11,000 rpm	設定
7	ブレーキ解除	無線合図
8	ブレーキ解除完了合図	確認
9	中立姿勢保持約 10 秒	実施
10	ロール自由操舵（姿勢角 5°まで）途中ロールクラッチON約 20 秒	実施
11	ピッチ自由操舵（姿勢角 5°まで）途中ピッチクラッチON約 20 秒	実施
12	ヨー自由操舵（姿勢角 10°まで）途中ハイトクラッチON約 20 秒	実施
13	中立姿勢にて ENG 12,200 rpm	設定
14	中立姿勢保持約 10 秒	実施
15	ロール自由操舵（姿勢角 5°まで）	実施
16	ピッチ自由操舵（姿勢角 5°まで）	実施
17	ヨー自由操舵（姿勢角 5°まで）	実施
18	中立姿勢にて ENG アイドル	設定
19	ブレーキ固定	合図
20	ブレーキ固定完了合図	確認
21	No. 1, No. 2 ENG 停止手順	実施

FLIGHT REQUEST No. 4

1	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
2	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
3	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
4	No. 1, No. 2 ENG 始動手順	実施
5	台車切離	合図
6	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
7	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
8	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
9	ENG 11,000 rpm	設定
10*	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
11*	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
12*	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
13	ENG 12,000 rpm	設定
14*	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
15*	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
16*	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
17	ENG アイドル	設定
18	No. 1, No. 2 ENG 停止手順	実施

〔注〕 \* 印，さぐり操作

## FLIGHT REQUEST No. 5

1	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
2	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
3	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
4	No. 1 ENG 始動手順	実施
5	No. 1 ENG アイドル約1分	保持
6	No. 1 ENG 停止手順	実施

## FLIGHT REQUEST No. 6

1	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
2	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
3	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
4	No. 1, No. 2 ENG 始動手順	実施
5	台車切離	合図
6	ロール緩徐操舵（中立，右20 mm，中立，左20 mm，中立）	実施
7	ピッチ緩徐操舵（中立，引25 mm，中立，押25 mm，中立）	実施
8	ヨー緩徐操舵（中立，右踏20 mm，中立，左踏20 mm，中立）	実施
9	No. 1, No. 2 ENG 停止手順	実施

## FLIGHT REQUEST No. 7

1	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
2	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
3	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
4	No. 1, No. 2 ENG 始動手順	実施
5	台車切離	合図
6	緩かに ENG 増速	実施
7	ENG 約 11,500 rpm にて約 20 秒	保持
8	ENG アイドルまで減速	実施
9	緩かに ENG 増速	実施
10	リフトオフ（ENG 11,800 ～ 12,000 rpm）	実施
11	ENG アイドルまで減速	実施
12	リフトオフ（ENG 11,800 ～ 12,000 rpm）	実施
13	リフトオフ上昇（瞬時）	実施
14	ENG アイドルまで減速	実施
15	No. 1, No. 2 ENG 停止手順	実施



FLIGHT REQUEST No. 8

1	ロール操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
2	ピッチ操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
3	ヨー操舵（緩一杯，急一杯，サイクル）	実施
4	No. 1, No. 2 ENG 始動手順	実施
5	台車切離	合図
6	緩かに ENG 増速	実施
7	ENG 約 11,500 rpm にて約 10 秒	保持
8	リフトオフ（ENG 11,800 ～ 12,000 rpm）	実施
9	脚下約 0.5 ～ 1 m まで緩かに上昇	実施
10	ホバー約 30 秒	実施
11	緩かに上昇下降，ハイト小舵操作，約 30 秒	実施
12	緩かに下降	実施
13	タッチダウン	実施
14	ENG アイドルまで減速	実施
15	No. 1, No. 2 ENG 停止手順	実施

ENG ドライモータリング手順

- 1 ～ 5 <文献(3)の対応する手順表の 1 ～ 5 に同じ>
- \* 6. No. 1 (No. 2) ENG 約 1000 RPM  
START IGN SW No. 1 (No. 2)
- 7 ～ 10 <文献(3)の対応する手順表の 7 ～ 10 に同じ>
- \* 11. START IGN SW OFF
- 12 ～ 15 <文献(3)の対応する手順表の 12 ～ 15 に同じ>
- [注] <文献(3)の対応する手順表の [注] に同じ>

ENG 燃料放出モータリング手順

- 1 ～ 4 <文献(3)の対応する手順表の 1 ～ 4 に同じ>
5. START IGN SW No. 1 (No. 2)
- 6 ～ 8 <文献(3)の対応する手順表の 6 ～ 8 に同じ>
9. START IGN SW OFF
- 10 ～ 15 <文献(3)の対応する手順表の 10 ～ 15 に同じ>

ENG 単独始動手順

- 1 ～ 4 <文献(3)の対応する手順表の 1 ～ 4 に同じ>
5. No. 1 (No. 2) ENG 約 1000 RPM  
START IGN SW No. 1 (No. 2)
- 6 ～ 8 <文献(3)の対応する手順表の 6 ～ 8 に同じ>
9. No. 1 (No. 2) ENG 8000 RPM 以上  
送気停止 合図  
START IGN SW OFF
10. <文献(3)の対応する手順表の 10 に同じ>
11. CAUTION LIGHT RESET  
消灯確認
- [注] FUEL, HYD EMERGENCY CIRCUIT SW OFF  
COMPARE SIGNAL OUT PUT SW OFF  
ASE, A/T SW OFF  
DISENGAGE HANDLE LOCK

ENG 単独運転停止手順

&lt;文献(3)に同じ&gt;

No. 1, No. 2 ENG 始動手順

- 1～4 <文献(3)の対応する手順表の1～4に同じ>
5. No. 1 ENG 約 1000 RPM START IGN SW No. 1
- 6～14 <文献(3)の対応する手順表の6～14に同じ>
15. No. 2 ENG 約 1000 RPM START IGN SW No. 2
- 16～20 <文献(3)の対応する手順表の16～20に同じ>
21. DISENGAGE HANDLE FREE
22. No. 1, No. 2 スロットル エンゲージ
23. 電圧 28～29V 確認
24. FUEL EMERGENCY CIRCUIT SW ON
25. HYD EMERGENCY CIRCUIT SW ON
26. COMPARE SIGNAL OUT PUT SW ON
27. CAUTION LIGHT 消灯確認
28. CLUTCH ENGAGE LIGHT 消灯確認

No. 1, No. 2 ENG 停止手順

- 1～13 <文献(3)の対応する手順表の1～13に同じ>
- 〔注〕 <文献(3)の対応する手順表の〔注〕に同じ>

## 緊急状態一覧表

下記を除き文献(3)に同じ

WARNING LIGHT 欄に 3.OIL FLASH 追加  
 INDICATING LIGHT 欄より 2.OIL FLASH 削除  
 INDICATOR 欄より 3.CDP DROP 削除

エンジン正常停止手順

1. 緊急着陸 実施
- 2～8 <文献(3)の対応する手順表の1～7に同じ>

エンジン非常停止手順

1. 緊急着陸 実施
- 2～3 <文献(3)の対応する手順表の1～2に同じ>

---

## 航空宇宙技術研究所報告 425 号

昭和 50 年 9 月 発行

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

印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

