

UDC 629.735.7.016.  
84.004.4;  
021.452.32

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-496

フライングテストベット・ホバー・タクシー実験

——第6次実験——

滝澤直人・渋谷昭義・甲斐忠夫  
藤枝郭俊・小川敏雄・宮本義人  
小野幸一・鳥崎忠雄・田辺義一  
後藤芳夫

1977 年 4 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

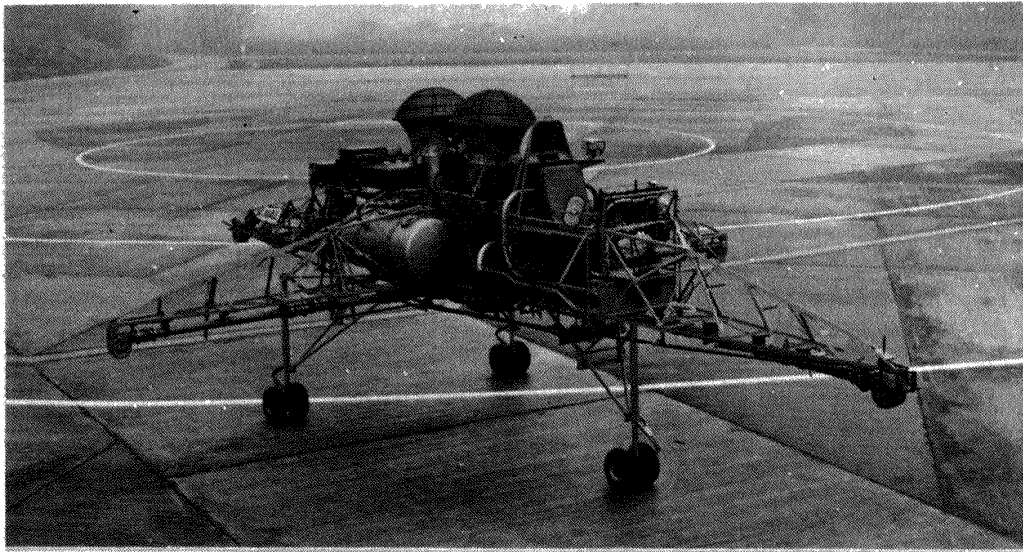


Figure1 NAL Flying Test Bed 航技研フライングテストベッド

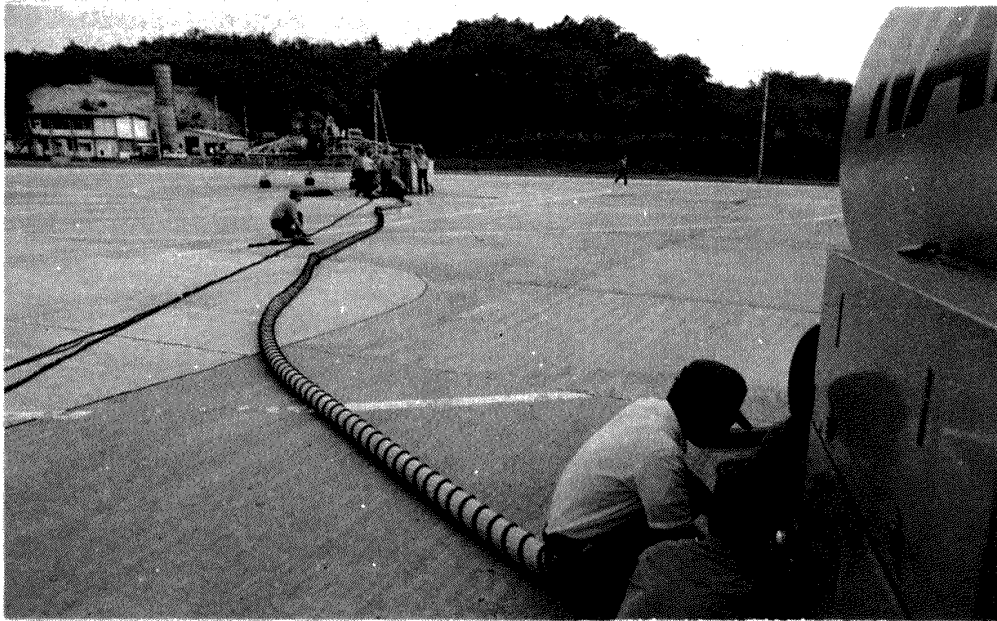


Figure2 Test field 試験場



Figure3 Pursuit sight  
追跡装置

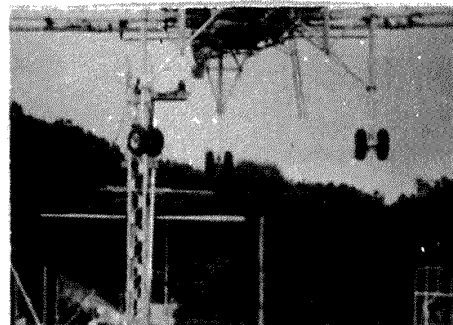


Figure4 Height marks  
高度標識

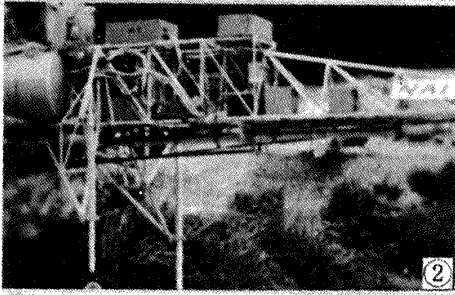
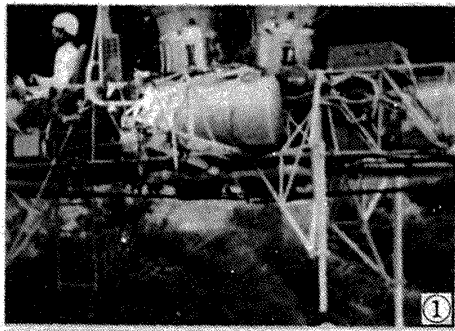


Figure5 Forward 前進

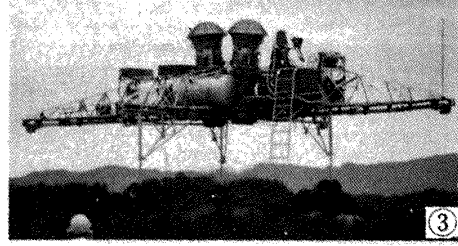
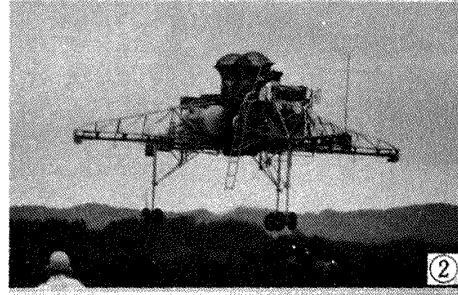
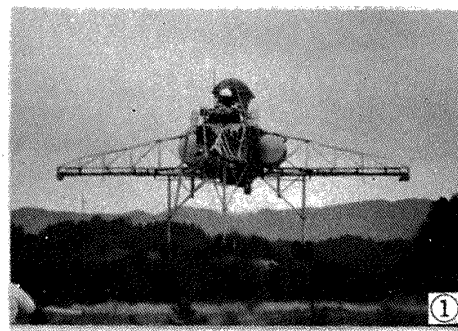


Figure6 Hover turn 回頭

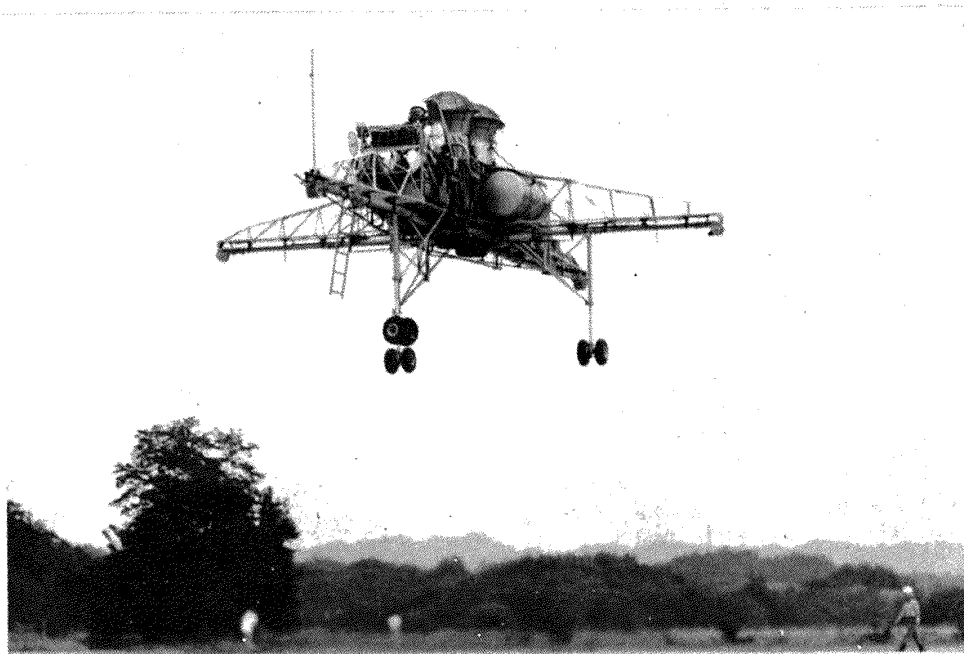


Figure7 Climb to 4 meters 高度4m上昇

## 目 次

1. まえがき	1
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	7
5.1 計画一般	7
5.2 直接計測	7
5.3 テレメータ計測	7
5.4 地上計測	7
6. 実験運営	10
6.1 計 画	10
6.2 器材展開	10
6.3 実験準備	10
6.4 実験要領	11
6.5 運転整備記録	11
6.6 撤 収	11
7. 実験内容	11
8. 実験結果	11
8.1 運転記録	11
8.2 作動特性	13
8.3 飛行結果	13
8.4 ホバー・タクシー特性	17
8.5 自由飛行時の振動	20
9. 実験に関する特記事項	22
9.1 高度制限	22
9.2 高度制御用操縦桿による運動	22
9.3 操縦桿による運動	23
9.4 ペダルによる運動	23
9.5 空気力の推定	23
10. む す び	24
〔文 献〕	25
付録A. 機体調整基準	56
付録B. 搭乗員手順表	56

担 当 部 長 武田峻（新型航空部），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，西村博史（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，小林日出彦，若林高男，若月賢瑞，小口宏蔵，福地昌男，篠原文夫，斎藤政美，大島秀夫，尾池義人，大関貞夫，新山仁，山本薫，飯田俊明，鶴見幹夫，荻部昭寿（以上富士重工業株式会社），増原恢，五十嵐公一，池上博，栗村長武（以上日本電気株式会社），熊野和郎，児玉浩二（以上日本航空電子工業株式会社），長塚吉郎，安達秀夫，百々喜久（以上株式会社旭通信社），竹内和之（機体第一部），照井祐之，鎌田幸雄（以上飛行実験部）
エ ン ジ ン	◎鳥崎忠雄，吉田晃，中山普，武田克己，関根静雄（以上原動機部），笹生芳男，市川宗義，武藤功，畠山忠利，鶴沢芳雄（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，甲斐忠夫，藤枝郭俊，小野幸一，渋谷昭義，田辺義一，小川敏雄，宮本義人
執 筆 者	滝澤直人，渋谷昭義，甲斐忠夫，藤枝郭俊

注 ◎；主 任      ○；副主任

# フライングテストベッド・ホバー・タクシー実験\*

## — 第6次実験 —

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

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

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

This paper describes the hover-taxi 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 conducted in two steps: The first step was composed of six preliminary remote control tests and four crew control tests under a tie-down condition. The second step was composed of ten free flight tests by two pilots.

The tie-down tests exhibited good engine, electronic and other FTB subsystem characteristics under high temperature and humidity condition.

Various maximum movements and speeds in the hover-taxi control tests were as follows: fore and aft; 14 m, 1.1 m/s, right and left; 12 m, 1.5 m/s, hover turn (right and left); 270°, 12°/s, climb and descent; 4 m, 0.7 m/s. Maximum and total flight times were 5 min 32 S and 46 min 11 S respectively.

The hover-taxi control tests exhibited good control characteristics for horizontal, vertical and directional displacements. During the hover-taxi in a 1-10 m/s wind, the longitudinal, lateral and vertical position errors were within approximately  $\pm 0.5$  m, however, during hover turn maximum horizontal position error was  $\pm 3$  m. The two pilots evaluated the attitude control characteristics as excellent and the takeoff, landing and height control characteristics comparable to current helicopters.

### 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12月、ホバー実験を実施し、主として定点ホバー時の高度および姿勢制御特性に関する実験資料を得、特性の良好であることが確認された<sup>3)</sup>。

ホバー時の高度および姿勢制御特性とならんで位置制御

特性は重要な研究課題である。そしてFTBでは、ロールとピッチの姿勢角が、それぞれ左右と前後の移動加速度に対応するが、そればかりでなく飛行中の高度、姿勢、位置の各制御系の間にも相互関連があると考えられる。本実験ではこの観点から、ホバー状態を基点とした運動に焦点を合わせて、総合的な飛行性の評価に関する実験資料を得ることを目的とした。

運動課目は、考え得る一通りのものを網羅するようにし、垂直離陸、ホバー、垂直昇降、前後進、左右横進、左右回頭、指定地着陸などを選定した。

実験は昭和46年6月13日から21日まで角田支所において実施し、ほかに器材展開に20日、撤収に5日を要した。機体ははじめ拘束実験場内の地上にタイダウンされ、

\* 昭和51年12月27日受付

\*\* 新型航空機研究グループ

\*\*\* 機体第一部

\*\*\*\* 航空機公害研究グループ

\*\*\*\* 飛行実験部

つぎに自由飛行実験場に移された。実験はつぎの3段階に分けて行った。(1)約60mの遠隔操作によるタイダウン実験, (2)搭乗操作によるタイダウン実験, (3)自由飛行ホバー・タクシー実験。

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・タクシ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。

本実験によりFTBの総合的な飛行性の評価が行われ, 一連のFTB試作研究はこれをもって終了した。

## 2. 記号

### 2.1 主記号および単位

$a_a, a_e, a_r, a_c$ [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)	Stiffness gain (roll, pitch)
$C_x, C_y$ ; 空気力係数 (抵抗, 横力), Air force Coefficient (drag, side force)	$M_{a\max}, M_{e\max}, M_{r\max}$ [kgm]; 最大利用制御モーメント (ロール, ピッチ, ヨー), Maximum available control moment (roll, pitch, yaw)
$D_w$ [deg]; 北を基点とした風向, Direction of the wind defined with reference to the north	$M_D$ [kgm]; 不平衡モーメント, Unbalance moment
$E$ [V]; 電圧, Voltage	$N, N_A$ [rpm]; エンジン回転数, 発電機回転数, Engine speed, Generator revolutions
$F$ [kg]; 推力, Thrust	$n$ ; 地面反力荷重倍数 Ground reaction load factor
$f$ [Hz]; 振動数, Frequency	$P(\quad)$ ; パワースペクトル密度, Power spectral density (Figure 27, 29)
$g_x, g_y, g_z$ [g]; 上下振動加速度 (縦, 横フレーム), Vertical vibrating acceleration (longitudinal, lateral framework)	$P_a, P_F, P_{na}, P_{ne}, P_R, P_S, P_3$ [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, リングタンク, 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)
$H$ [%]; 相対湿度, Relative humidity	$S$ [mil]; エンジン振動上下振幅, Vertical amplitude of engine vibration
$I_x, I_y, I_z$ [kg m <sup>2</sup> ]; 慣性モーメント (前後, 左右, 上下軸回り), Moment of Inertia (about longitudinal, lateral, vertical axis)	$S_A$ [%]; 空気タービン制御ロッドストローク, Air turbine control rod stroke
$K$ ; ゲイン, Gain (添字 Suffix; Figure 8)	$S$ [m <sup>2</sup> ]; 基準面積, Reference area
$K_L$ ; 推力/重量, Thrust/Weight	$s$ [1/s]; ラプラス変換のパラメータ, Parameter of Laplace transformation
$\ell_p, m_q, n_r$ [1/s]; 減衰項ゲイン (ロール, ピッチ, ヨー), Damping gain (roll, pitch, yaw)	$s, s_t$ [m]; 変位 (オレオ, タイヤ), Displacement (oleo, tire)
$\ell_\delta, m_\delta, n_\delta$ [rad/s <sup>2</sup> /cm]; 操舵感度 (ロール, ピッチ, ヨー), Control sensitivity (roll, pitch, yaw)	$T_a, T_{na}, T_{ne}, T_R, T_2, T_5$ [°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)
$\ell_\phi, m_\phi$ [1/s <sup>2</sup> ]; 復元項ゲイン (ロール, ピッチ),	$T_d, T_s, T_\ell, T_\Sigma$ [s]; 時定数, Time constant (Figure 8)
	$T_p$ [s]; パルス幅, Pulse width (Figure 34)
	$t_s, t_f, t_i, t_a, t_u, t_d, t_o, t_c, t_h$ [s]; 時間 (始動, 着火, アイドル, 空気源切離し, 離昇,

接地, 燃料カット, コーストダウン, ホバー), Time, (start, fire, idle, air source off, 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

$W, W_u, W_d, W_F$  [kg] ; 機体, 離昇, 接地, 消費燃料重量, FTB, lift off, touch down, consumed fuel weight

$x, y, z$  [m] ; 移動距離 (前後, 左右, 上下), Moved distance (forward and rearward, left and right, vertical)

$\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  [m/s] ; 速度, (前後, 左右, 上下) Velocity (forward and rearward, left and right, vertical)

$\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$  [m/s<sup>2</sup>] ; 加速度, (前後, 左右, 上下) Acceleration (forward and rearward, left and right, vertical)

$\alpha_1, \alpha_2$  [deg] ; 追跡装置の仰角, Elevation angle of pursuit sight (Figure 10)

$\beta$  [deg] ; 追跡装置の方位角, Azimuth angle of pursuit sight (Figure 10)

$\gamma$  [deg] ; 追跡装置の方位角, Azimuth angle of pursuit sight (Figure 10)

$\delta_a, \delta_t, \delta_r, \delta_c$  [cm] [%] ; 操縦装置変位 (ロール, ピッチ, ヨー, 高度), Cockpit control displacement (roll, pitch, yaw, height)

$\delta_L$  [deg] ; 操縦席のスロットル変位, Cockpit throttle displacement

$\eta, \eta_t$  ; エネルギー吸収効率 (オレオ, タイヤ), Energy absorbing efficiency (oleo, tire)

$\phi, \theta, \psi$  [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 26, 28, 30)

$\tau(S)$  [S] ; 時間, Time (Figure 26, 28, 30)

## 2.2 補助記号

$C$  ; 修正値, Corrected value

$N_c = N\sqrt{288/Ta[^\circ K]}$

$P_c = P(760/Pa[mmHg])$

$T_c = T(288/Ta[^\circ K])$

$z$  ; 入力, Input

$\nabla$  ; テレメータ計測, Telemetry

— ; ASEゲイン切換スイッチの目盛<sup>4)</sup>(1~5)  
Graduation of ASE gain change over switch(1~5)

## 2.3 略字記号

abs ; 絶対, Absolute

ASE ; 自動安定装置, Automatic stabilization equipment

B ; 後方, Backward, (Figure 21, 28)

BAP ; 抽気圧力, Bleed air pressure

BAT ; 抽気温度, Bleed air temperature

BATT ; バッテリ, Battery

C ; 上昇, Climb (Figure 21, 28)

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

D ; 降下, Descent (Figure 21, 28)

DC ; 直流, Direct current

E ; 慣熟操作, Exercise (Figure 21)

E/G.ENG ; エンジン, Engine

EGT ; 排気温度, Exhaust gas temperature

EMS ; 非常信号, Emergency signal

F ; 前方, Forward (Figure 21, 28)

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



<i>IAT</i>	；吸気温度, Inlet air temperature
<i>IGN</i>	；点火, Ignition
<i>IND</i>	；計測, 指示計, Indicator
<i>INST</i>	；計器, Instrument
<i>J/P</i>	；ジェットパイプ, Jet pipe
<i>L</i>	；左方, Left (Figure 21, 28)
<i>L/O</i>	；離昇, Lift off (Figure 21)
<i>L/T</i>	；左回頭, Left turn (Figure 21, 28)
<i>Max</i>	；最大, Maximum
<i>Min</i>	；最小, Minimum
<i>OP</i>	；操作, Operation
<i>PRESS</i>	；圧力, Pressure
<i>R</i>	；右方, Right (Figure 21)
<i>RMS</i>	；二乗平均平方根, Root mean square
<i>R/T</i>	；右回頭, Right turn (Figure 21, 28)
<i>RPM</i>	；エンジン回転数, Engine speed 〔rpm〕
<i>S/B</i>	；待機, Standby
<i>SW</i>	；スイッチ, Switch
<i>T/D</i>	；接地, Touch-down (Figure 21)
<i>TEMP</i>	；温度, Temperature
<i>VIB</i>	；振動, Vibration

要に応じて部品を新品と交換した。

(2) 降着装置の油圧ブレーキを機械式に改修するため、シムおよび締め付けネジ6組を製作し、交換取り付けを行った。

(3) ヨー角度（方位角）を計測するために、方向ジャイロを機体後部に取り付け、またその出力をテレメータ入力信号に変換するための変換器を製作して取り付け、さらに座席下部のインバータ、方向ジャイロ、変換器、テレメータ間の配線を行った。

### 3.4 機能試験

第5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>4)</sup>
- (2) 操縦系統試験<sup>5)</sup>
- (3) 空気タービン試験<sup>6)</sup>
- (4) 燃料系統試験<sup>7)</sup>
- (5) テレメータ調整試験<sup>8)</sup>
- (6) エンジン単体試験（定格確認）
- (7) ブレーキ静特性試験（合否確認）
- (8) 方向ジャイロ特性試験（合否確認）

## 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にはほぼ実現されているので、ここではFTBの写真をFigure1に、また、全般的な要目をTable1に示すにとどめる。

### 3.2 制御システム

本実験では、搭乗員の操縦による、ホバーならびにホバーを基点とした運動を主要課題とした。このための高度、姿勢、位置の制御系<sup>2)</sup>の線型化したブロック図をFigure8に、重量、慣性モーメント、ホバー時エンジン回転数、最大利用制御モーメント、ASEゲインをFigure9に示す。

### 3.3 実験用機装

第5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) エンジンおよびASEのオーバーホールを行い、必

Table 1. Summary of FTB  
FTB 要 目

Length	10 m
Span	7 m
Height	3 m
Gross weight	2000 kg
Fuel	480 kg (JP-4)
Crew	1
Power plants	JR100F × 2
Total thrust	1320 kg × 2
Flight time	10 min (max)
Limited altitude	4 m (clear)

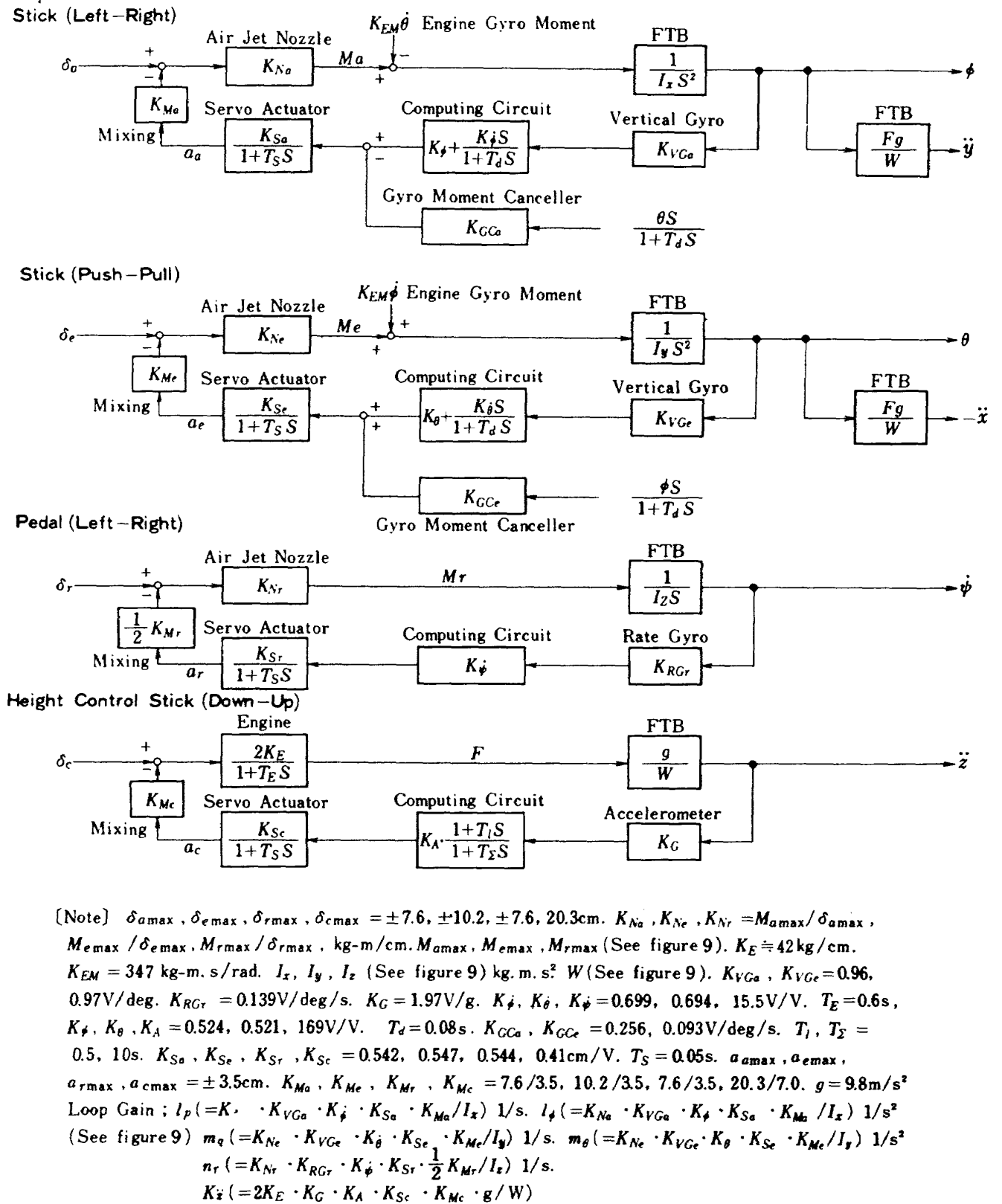


Figure 8 Hover taxi control system block diagram

ホバータクシー制御システムブロック図

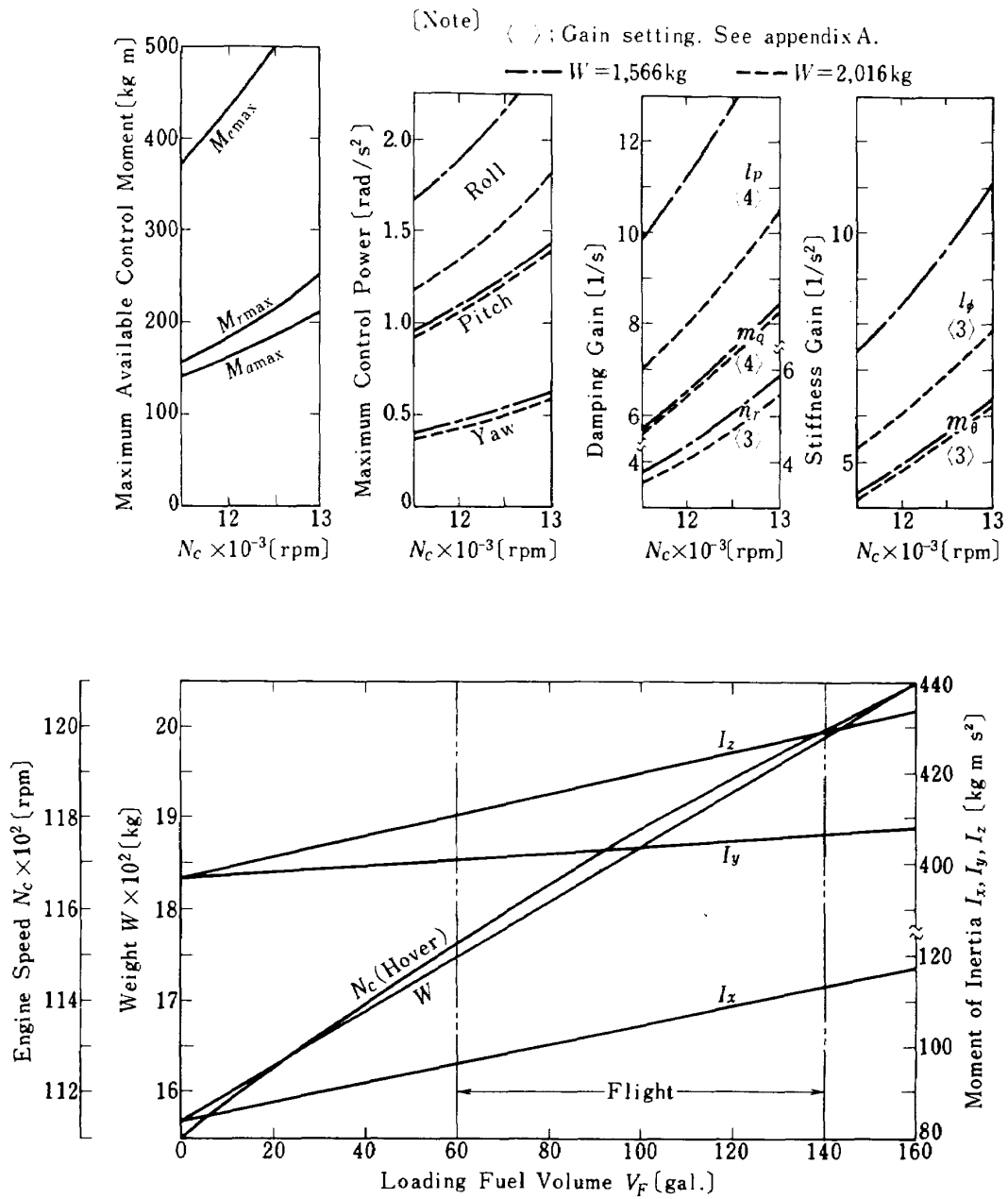


Figure 9 Various fundamental data for flight

飛行のための各種基礎データ

#### 4. 実験設備

F T Bの実験設備については文献(9)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、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。

#### 5. 計 測

##### 5.1 計画一般

計測はF T B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、F T B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、タイダウン実験で行い、遠隔操作時と搭乗操作時では異なる。後者は第5次実験<sup>3)</sup>の場合と全く同様としたが、前者は姿勢制御拘束実験<sup>10)</sup>の遠隔操作時にはほぼ類似させた。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F T B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5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による同時記録を大幅に増加した。

計測配線に関する総括表をtable2に示す。

##### 5.2 直接計測

つぎの計測は文献(10)と同じである。 $E, N_A, S_A,$

つぎの計測は文献(11)と同じである。 $N, P_F, P_S, T_S, E/G, VIB, S_L, P_S, P_R,$  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。 $E, N_A, S_A.$

##### 5.3 テレメータ計測

つぎの計測は文献(10)と同じである。 $N, T_2, P_3,$

$P_F, P_R, P_{na}, P_{ne}, G_X, G_Y, T_S, T_R, T_{na}, T_{ne},$

$\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_{na}, \delta_{ne}, \delta_{nr}, \phi, \theta, \psi, a_a, a_e.$

つぎの計測は文献(11)と同じである。 $\delta_c, \ddot{Z}.$

テレメータ計測の総括表をTable 3に示す。表中サンプリング計測( $P_3, P_F, T_2$ の一部、 $T_S, T_R, T_{na}, T_{ne}$ ) しないものはすべて磁気テープに同時記録した。

##### 5.4 地上計測

つぎの計測は文献(11)と同じである。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)

つぎの計測は文献(3)と同じである。テレビジョン、16ミリ映画。

自由飛行中のF T Bの上下、前後、左右の位置変化は、中央基点から50 m離れた運動基準線上およびこれに直交する地点の高さ約3 mの所から、機体の中央頭部(エンジン部)をトランシットによって追跡し、トランシットの仰角( $\alpha_1, \alpha_2$ )および方位角( $\beta, \gamma$ )をポテンショメータによって取り出して記録した。(Figure 10, 12)。

$V_W, \alpha_1, \alpha_2, \beta, \gamma$  は磁気テープに同時記録した。

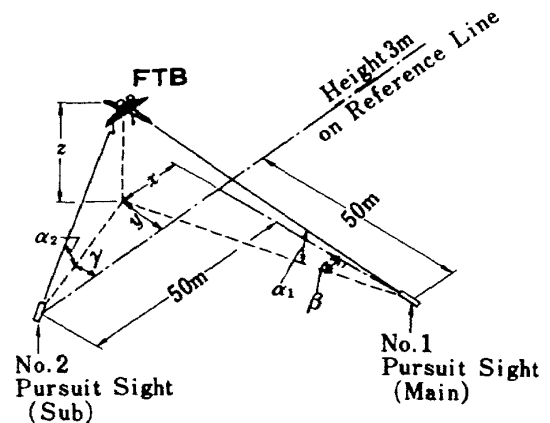


Figure 10 Method of pursuit 追跡方法

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	
$P_F$	2	□	△	R, P	
$P_s$	2	□	○	R, P	
$T_b$	2	◇	△	R	
$\delta_L$	2	◇	△	R	
E/G VIB	8	◇	△	R	
E/G VIB	2*2	□	△	P	Monitor
E/G Bearing TEMP	4	◇	△	R	Monitor
E/G Remote CON	14	◇	△	R	
E/G Remote CON	(2)	◇	△	R	
Electric Power	1	×	□	R, P, F	With air supply
Air Supply	(1)	×	□	R, P, F	E/G start only
Air Remote CON	8	×	△	R	
$P_s$	(1)	×	△	R, P, F	
Emergency Light	1	○	□	P	
Television	1	□	○	R, P	VTR
Television	1*2	×	○	F	VTR
$P_R$	(1)	◇	×	R, P	
$E$	1	□	○	R, P	Pen 3-4*3
$N_A$	1	□	○	R, P	Pen 3-2*3
$S_A$	1	□	○	R, P	Pen 3-3*3
$\alpha_1, \alpha_2$	2	×	○	F	Pen 3-1,*3 <sub>3-2</sub> *3
$\beta$	1	×	○	F	Pen 3-3*3
$r$	1	×	○	F	Pen 3-4*3
$D_w^{*4}, V_w^{*4}$	2	×	○	R, P, F	Pen 2-8( $V_w$ )*3
$T_a, P_a, H$	3*1			R, P, F	
Surface TEMP	Many*1			R, P	
Pictures	4*1			R, P, F	

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

○ : Instrument room, △ : Operating room

R : Remote controlled tie down test, P : Piloted tie down test

F : Free flight test

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

\*3 : Simultaneous recording by the magnetic tape

\*4 : Recorded by exclusive pen recorder

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	F		R	P	F	R	P	F	
N-1	1	1	1	Pulse pickup				2-1	2-1	2-1	9000~13000rpm
N-2	2	2	2	"				2-2	2-2	2-2	"
EMS	2	2	2	Relay				2-2	2-2	2-2	
$\phi$			9	ASE						1-4	$\pm 10^\circ$
$\theta$			10	"						1-8	"
$\psi$			13	Directional gyro						2-7	$-90 \sim +90^\circ$
$\psi$			14	ASE						2-6	$\pm 5^\circ/s$
Z			15	"						2-4	$\pm 0.2 g$
$a_a$			7	"						1-2	$\pm 3.5 m/s^2$
$a_s$			8	"						1-6	"
$a_r *$				"							"
$a_c *$				"							"
$\delta_a$		3	3	"					1-1	1-1	$\pm 3$ in
$\delta_s$		4	4	"					1-2	1-5	$\pm 4$ in
$\delta_r$		11	11	Potentiometer					1-5	2-5	$\pm 3$ in
$\delta_c$		12	12	"					2-3	2-3	$-2 \sim +8$ in
$\delta_{na}$	5	5	5	"				1-3	1-3	1-3	左0~100%
$\delta_{ns}$		6	6	"					1-4	1-7	前0~100%
$\delta_{nr}$		13		"					1-6		前 $\pm 2.5^\circ$
$P_R$	7	7		Strain gauge				3-1	3-1		0.5~2.5 kg/cm <sup>2</sup> G
$P_{na}$	8	8		"				1-7	1-7		"
$P_{ns}$	9	9		"				1-8	1-8		"
$P_s-1$	3	14		"		1-3		1-1	2-6		"
$P_s-2$	4			"				1-2			"
$P_F-1$	11	14		"		1-4		1-5	2-6		0~20 kg/cm <sup>2</sup> G
$P_F-2$	13	14		"		1-5		1-6	2-6		"
$T_b-1$	15	15		Thermo couple	2-1	2-1		2-7	2-7		400~800℃
$T_b-2$	15	15		"	2-2	2-2		2-7	2-7		"
$T_R$	15	15		"	2-3	2-3		2-7	2-7		100~200℃
$T_{na}$	15	15		"	2-4	2-4		2-7	2-7		"
$T_{ns}$	15	15		"	2-5	2-5		2-7	2-7		"
$T_z-1$	14	14		Resistance		1-1		2-5	2-6		$-10 \sim 70^\circ$
$T_z-2$	6	14		"		1-2		2-6	2-6		"
$g_Y$	10	10		Strain gauge				2-4	2-4		$\pm 1 g$
$g_X$	12			"				2-3			"

[ Note ] Those items except sampling items were simultaneously recorded on magnetic tape. R, P, F; See note in table 2.

\*: Preflight check item.

## 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タイダウン実験、および自由飛行ホバー・タクシー実験を含む大規模な野外実験であり、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>12)</sup>～第5次実験と同様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。人員計画は第5次実験に準じて行った。今回はFTBの移動を行わなかったため輸送計画は簡単と

なった。

実験計画に当たって行った主な技術検討事項については「9」に述べる。

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2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タイダウン実験で、文献(3)とほぼ同様であるが、遠隔操作関係は文献(10)と同様である。

第2段階は、自由飛行・ホバー・タクシー実験で、文献(3)とほぼ同様であるが、機体位置計測用追跡装置 (Figure 3, 10) および高度識別目標 (Figure 4, 11) を追加した点、ならびに地上に運動基準線と、これに垂直な10m間隔の5本の直線を描いた点が異なる。自由飛行ホバー・タクシー実験の器材展開の状況をFigure 12に、実験場の状況をFigure 2に示す。

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。

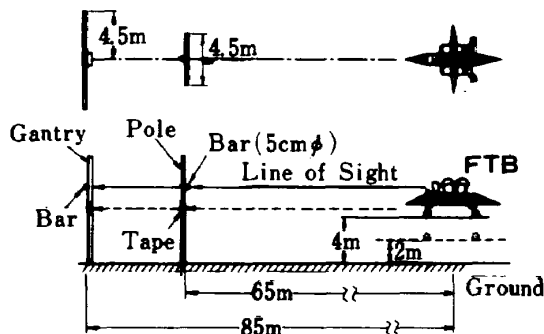


Figure 11 Method of height identification  
高度識別方法

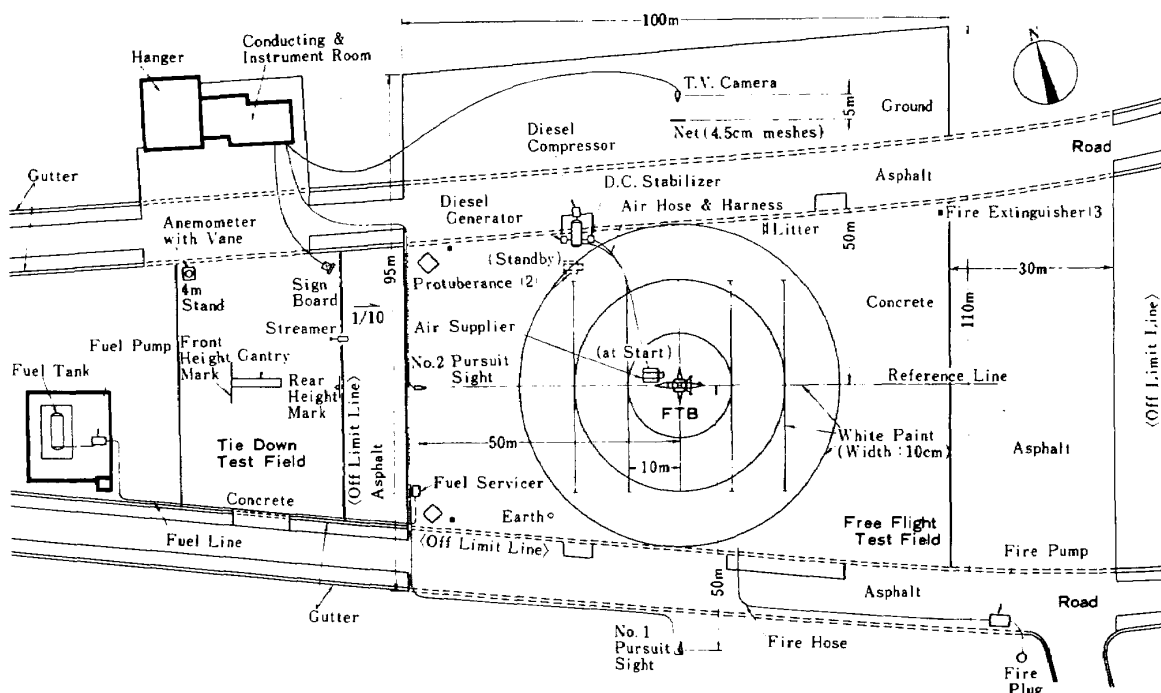


Figure 12 Layout of free flight test field 自由飛行実験場配置図

実験状態の変更としては、遠隔操作関連装置の取外しとFTBの復旧、FTBへの直接配線の取外しとタイダウンの解除、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金具の着脱、ASE用サーキットブレーカのオンオフとゲイン切り換えスイッチの変更、運動検出器配線の着脱、計測項目変更などがあった。

主な修理関連事項は、梅雨期のためASE主計算増幅器に露滴を生じて操縦桿を動かすとアクチュエータも動く現象を生じたのでドライヤーでこれを毎朝除去したこと、テレメータのキャリブレーションが一時故障したこと、ASEロール待機系統のポテンショメータが故障して交換したこと、タイダウン実験から自由飛行に移る前に車輪を新品と交換したことなどであった。

#### 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。遠隔操作によるタイダウン実験の要領は文献(10)の機体固定状態での遠隔操作実験に同じである。搭乗操作によるタイダウン実験および自由飛行ホバー・タクシー実験の要領は文献(3)と同様である。その際の機体調整基準を「付録A」に、また、搭乗員手順表を「付録B」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(12)と同様であるが、前回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。

#### 6.6 撤 収

撤収の手順等はすべて文献(12)と同様である。

### 7. 実験内容

実験内容は、0から25までのCase No.によって示され、Case 0はモータリングとして適宜実施し、Case 1～5は遠隔操作によるタイダウン実験、Case 6～9は搭乗操作によるタイダウン実験、Case 10～25はパイロットの操作による地上運転および自由飛行ホバー・タクシー実験である。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Run No. を付した。各実験Caseの内容をTable 4に示す。

遠隔操作によるタイダウン実験は、前回実験<sup>3)</sup>の姿勢拘束実験装置内のFTBに対する機体固定状態での遠隔操

作運転実験と同じ内容で、全機作動確認実験である。

搭乗操作によるタイダウン実験は、前回実験と全く同じ内容である。

自由飛行ホバー・タクシー実験は、ホバーを基点として、垂直昇降、前後進、左右進、回頭、指定地着陸などの課目を実施した。

### 8. 実験結果

実験は、まず機体を繫留索で地上にタイダウンした状態で遠隔操作による運転6回および搭乗員の操作による運転4回を行った。つぎに機体を自由状態にして、パイロットの操作による自由飛行実験10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、地上運転時の条件などに関する資料を得、つぎに自由飛行により垂直離着陸、ホバー、垂直昇降、水平移動、回転などのホバー・タクシ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。自由飛行中の写真をFigure 5～7に示す。特記のほか計測値は、Table 6～7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 (Table 4)、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、飛行重量、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、Case 6, 10, 11, 15, 16は、実験前検討により省略した。

実験中の気象状態は気圧 $P_a = 754.2 \sim 760.2 \text{ mmHg}$ 、気温 $T_a = 17.0 \sim 27.8^\circ\text{C}$ 、湿度 $H = 44 \sim 80\%$ 、平均風速 $V_w = 0.5 \sim 7.5 \text{ m/s}$ 、風向 $D_w = 0 \sim 270^\circ$ であった。

エンジン始動用空気源の貯気槽圧力 $P_s$ は、遠隔地上運転時のみ確認の意味で記録したが、始動時圧力は $6.0 \sim 6.5 \text{ kg/cm}^2$ であった。

エンジンの始動経過時間は、送気開始時間 $t_s$ を基準にして、着火時刻 $t_f$ 、アイドル到達時刻 $t_i$ をNo.1, No.2エンジン別に記録し、つぎに地上空気源供給接続装置切離し時刻および離昇時刻を記録した。

実験内容はモータリング、作動実験、自由飛行実験の別を記録した。

エンジン停止経過時間は、着陸、アイドル到達、燃料供給停止の時刻およびNo.1, No.2エンジン別のコーストダウ



Table 4. Experimental cases

実験ケース

Case No	Operation	Tie Down	Total Air Jet Nozzle Area	Air Turbine	A S E	Throttle Engage	E/G Speed [rpm]	Flight Request	Operator
0	Motoring								
Tie Down Test (Remote Control)	1	Remote	Tie Down	1/2	OFF	OFF	OFF	13000*1	E/G Operator
	2	"	"	"	"	"	"	13000*2	"
	3	"	"	Normal	ON	ON*3	"	12500	Mechanic
	4	"	"	"	"	"	"	No 1	Pilot-1
	5	"	"	"	"	"	"	"	Pilot-2
	<6>	Crew	"	"	OFF	OFF	"	アイドル*1	Mechanic
	7	"	"	"	ON	ON*3	ON	12500	"
	8	"	"	"	"	"	"	No 2	Pilot-1
	9	"	"	"	"	"	"	"	Pilot-2
Free Flight Test	<10>	"	Free	"	OFF	OFF	OFF		No 3 Pilot-1
	<11>	"	"	"	ON	ON	ON		No 4 "
	12	"	"	"	"	"	"		No 5 "
	13	"	"	"	"	"	"		No 6 "
	14	"	"	"	"	"	"		No 7 "
	<15>	"	"	"	OFF	OFF	OFF		No 3 Pilot-2
	<16>	"	"	"	ON	ON	ON		No 4 "
	17	"	"	"	"	"	"		No 5 "
	18	"	"	"	"	"	"		No 6 "
	19	"	"	"	"	"	"		No 7 "
	20	"	"	"	"	"	"		No 8 Pilot-1
	21	"	"	"	"	"	"		No 9 "
	22	"	"	"	"	"	"		No 10 "
	23	"	"	"	"	"	"		No 8 Pilot-2
	24	"	"	"	"	"	"		No 9 "
	25	"	"	"	"	"	"		No 10 "

[Note] < >: No operation, \*1: No 1 E/G only, \*2: No 2 F/G only, \*3: Sensor off, gain 0,

ンの時間を記録した。

離陸重量および着陸重量は、パイロットが離昇および着陸時の燃量計を読み無線で通報した値から求めた。消費燃料重量 $P_f$ は、飛行前と飛行後の燃料量をFTBの燃料計で読みその差から消費燃料の量を求め、それを重量に換算した。FTB燃量計は5ガロン毎に目盛ってあるので、その読み取り誤差は±1ガロンと推定される。したがって飛行重量の誤差は燃料の比重を0.76として約±3kgと推定される。

本実験の総運転時間はNo.1エンジン；2h 20min(19回)、No.2エンジン；1h 54min(18回)であった。モータリングはNo.1が7回、No.2が6回であった。ほかに点火系統のサーキットブレーカをONにするのを忘れたため着火に失敗したことが1回あった。燃料(JP4, MIL-J-5624E)の総消費量は約4,000kgであり、また潤滑油(MIL-L-7808D)の総消費量は約7ℓ(標準消費量20ℓ/minであるので、これは約5h50min分に相当)であった。

自由飛行実験の記録は「8.3」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、タイダウン実験において確認した。その結果をつぎに述べる。

### (1) エンジン作動特性

Table 5によれば、始動空気源のタンク圧が6 kg/cm<sup>2</sup>Gのとき、送気開始から着火までの時間はNo.1エンジン；1.4～2.8s、No.2エンジン；1.3～2.4s、また着火時間は両エンジン共0.5～1s、さらに着火からアイドルまでの加速時間はNo.1エンジン；5.0～6.8s、No.2エンジン；3.1～6.2s、であり、両エンジンの始動特性は良好と判断される。

定常運転中のエンジンの作動および振動特性をFigure 13に示す。

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、最大偏差は2.5%であるのでテレメータ計測値の信頼性は高いと考えてよい。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の傾向を示したが、テレメータ計測値は直接計測値より約20%低い値を示した。(Table 6)

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。図から排気再循環の影響はほとんど認められないばかりか、かえって $T_2 < T_a$ の場合が多いく

らいであった。

縦フレーム先端の上下振動加速度 $g_x$ の最大値は、前回実験<sup>3)</sup>(root mean squareで0.06g)よりやや大きめの値(0.08g)を示したが第4次実験<sup>10)</sup>(0.09g)の場合に近い。横フレーム先端の $g_y$ の最大値は、0.12gで第4次実験(0.11g)の場合に近い。またHalf of peak to peakの最大値は $g_x$ ；0.25g、 $g_y$ ；0.43g、であった。

### (2) 抽気および排気特性

抽気および関連するエンジン圧縮機出口圧力ならびにエンジン排気温度の特性については、前回実験まで何度か計測を行なっているが、特性確認のため今回の結果をFigure 14に示す。

エンジン圧縮機出口圧力 $P_3$ は、エンジン単体試験の結果より約0.3 kg/cm<sup>2</sup>低めの値を示したが、前回実験<sup>3)</sup>のタイダウン試験結果とほぼ一致した。

エンジン排気温度 $T_5$ は、エンジン単体試験の値とこれより約120°低い値の間にばらつきを示し、前回実験より良いまとまりを示した。

抽気圧力は、前回実験のタイダウン試験結果とほぼ一致し、左ノズル入口圧力 $P_{n1}$ 、リングタンク圧力 $P_R$ 、後ノズル入口圧力 $P_{n2}$ の順に、 $P_3$ のエンジン単体試験結果からの低下量が大きくなっていった。

抽気温度も、前回実験のタイダウン試験結果とほぼ一致し、3者ともエンジン回転数増加による温度上昇は、ほとんど認められずエンジン単体試験時の抽気口温度との差は回転数とともに増した。3者の中ではリングタンク温度 $T_R$ がやや高めであった。

## 8.3 飛行結果

自由飛行実験は、2名のパイロットにより合計10回行い総飛行時間46min11s、平均飛行時間4min37s、最大飛行時間5min32sであった。

ホバー・タクシー実験におけるパイロットの主要課題は、車輪下高度2mにおける前後移動10m、左右移動10m、左右回頭90°、180°、270°、および上昇限度ホバー4m(「9.1」)ならびに指定地着陸であった。以下にホバー・タクシー実験の飛行結果について述べる。飛行実験のペンレコーダによる記録をFigure 15～20に、また水平面内の移動記録をFigure 21に示す。

### (1) 主要飛行記録

#### ◇Run 20

滞空時間	4 min 33 s
最大高度	2 m

前進距離 10 m  
 後進距離 10 m  
 飛行重量 1990~1794 kg  
 平均風向, 風速 南東, 3.5 m/s

## ◇Run 21

滯空時間 3 min 35 s  
 最大高度 2.5 m  
 左回頭角(最大角速度) 180° (9.2°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 180° (7.0°/s)  
 水平移動距離 約 6 m  
 飛行重量 2001~1843 kg  
 平均風向, 風速 南東, 4 m/s

## ◇Run 24

滯空時間 4 min 25 s  
 最大高度 4 m  
 左回頭角(最大角速度) 90° (6°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 90° (6°/s)  
 左進距離(最大速度) 10 m (1 m/s)  
 右進距離(最大速度) 10 m (1 m/s)  
 飛行重量 1995~1805 kg  
 平均風向, 風速 南東, 3 m/s

## ◇Run 25

滯空時間 5 min 7 s  
 最大高度 2 m  
 前進距離 14 m  
 後進距離 14 m  
 飛行重量 1989~1828 kg  
 平均風向, 風速 南東, 3 m/s

## ◇Run 28

滯空時間 4 min 3 s  
 最大高度 2.5 m  
 左回頭角(最大角速度) 180° (5.5°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 180° (10°/s)  
 水平移動距離 約 8 m  
 飛行重量 1989~1811 kg  
 平均風向, 風速 西, 7.5 m/s

## ◇Run 29

滯空時間 4 min 35 s  
 最大高度(最大上昇速度) 4 m (0.5 m/s)  
 左回頭角(最大角速度) 90° (8°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 90° (8°/s)  
 左進距離(最大速度) 11 m (0.6~1 m/s)  
 右進距離(最大速度) 11 m (0.6~1 m/s)  
 飛行重量 1989~1811 kg  
 平均風向, 風速 西, 3 m/s

## ◇Run 30

滯空時間 4 min 12 s  
 最大高度(最大上昇速度) 4 m (0.5 m/s)  
 左回頭角(最大角速度) 90° (9°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 90° (9°/s)  
 前進距離(最大速度) 11 m (0.9 m/s)  
 後進距離(最大速度) 11 m (0.6 m/s)  
 左進距離(最大速度) 11 m (0.6 m/s)  
 右進距離(最大速度) 9 m (0.6 m/s)  
 飛行重量 1992~1805 kg  
 平均風向, 風速 南東, 4 m/s

## ◇Run 31

滯空時間 5 min 20 s  
 最大高度(最大上昇速度) 4 m (0.3 m/s)  
 左回頭角(最大角速度) 90° (7.5°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 90° (6.5°/s)  
 前進距離(最大速度) 11 m (1 m/s)  
 後進距離(最大速度) 11 m (0.5 m/s)  
 左進距離(最大速度) 12 m (0.7 m/s)  
 右進距離(最大速度) 10 m (0.9 m/s)  
 飛行重量 1989~1774 kg  
 平均風向, 風速 南東, 3 m/s

## ◇Run 32

滯空時間 4 min 49 s  
 最大高度(最大上昇速度) 4 m (0.1 m/s)  
 左回頭角(最大角速度) 270° (11.5°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 270° (12°/s)  
 前進距離(最大速度) 10 m (0.7 m/s)  
 後進距離(最大速度) 10 m (0.8 m/s)  
 左進距離(最大速度) 9 m (0.7 m/s)  
 右進距離(最大速度) 11 m (0.6 m/s)  
 飛行重量 2001~1799 kg  
 平均風向, 風速 北西, 1 m/s

## ◇Run 33

滯空時間 5 min 32 s  
 最大高度(最大上昇速度) 4 m (0.7 m/s)  
 左回頭角(最大角速度) 270° (10.5°/s)  
 右回頭角(最大角速度) 270° (8°/s)  
 前進距離(最大速度) 10 m (1.1 m/s)  
 後進距離(最大速度) 11 m (1.0 m/s)  
 左進距離(最大速度) 8 m (1.1 m/s)  
 右進距離(最大速度) 10 m (1.5 m/s)  
 飛行重量 1996~1777 kg  
 平均風向, 風速 北西, 1 m/s

## (2) 代表的操作の記録

### (i) 前後移動および指定地着陸 (Figure 15, Run20)

前進約10 mには約16 sを要し、前進開始から停止まで操縦桿変位 $\delta$ は押し約10 mmから引き約25 mmまで、ピッチ角 $\theta$ は頭下げ約1°から頭上げ約2°まで変化した。前進途中において高度制御用操縦桿による高度維持の操作が見られ、また前進開始および停止時にはペダルの当て舵が見られた。

指定地着陸には、高度約2 mからの降下に約16 sを要した。降下中の高度制御用操縦桿変位 $\delta_c$ はホバーに対して下げ約6 mm、降下加速度 $\ddot{z}$ 約0.01 gであった。また降下時には操縦桿の引き、離昇時には押しの操作が見られた。

後進約10 mには約24 sを要し、後進開始から停止まで $\delta$ は引き約25 mmから0まで、 $\theta$ は頭上げ約2°から0°まで変化した。後進時の高度制御用操縦桿およびペダルの操作は前進時と類似している。

### (ii) 左右移動 (Figure 16, Run 29)

左進約9 mには約10 sを要し、操縦桿変位 $\delta$ は左約23 mmから右約28 mmまで、ロール角 $\phi$ は左下げ約1.5°から左上げ約4°まで変化した。左進途中においても、前後進同様高度制御用操縦桿の操作は見られたが、ペダル操作はほとんど認められなかった。

右進約8 mには約8 sを要し、 $\delta$ は右約15 mmから左約25 mmまで、 $\phi$ は左上げ約2°から左下げ約4°まで変化した。右進途中においても高度制御用操縦桿の操作が見られた。

### (iii) ホバーにおける風の影響 (Figure 17, Run 29)

無風状態において、高度約3.5 mでホバー中の機体が斜め左前方より、約3~7 m/sの風を約40 s受けた場合の状況をつぎに述べる。機体は約3 m後退し、操縦桿変位 $\delta_a$ 、 $\delta$ や姿勢角 $\phi$ 、 $\theta$ の振幅が大きくなり、ロールがやや大きめであった。高度は約1.5 mまで降下したが、風に対処したものであったかどうかは不明である。風が強くなると、ペダル変位 $\delta_r$ およびヨー角速度 $\dot{\psi}$ にも変化が認められた。

### (iv) 回頭 (Figure 18, Run 30)

左回頭90°には約13 sを要し、ペダル変位 $\delta_r$ は0から左踏み約50 mmまで約5 s、同位置で約6 s、0まで約2 sと変化した。これに対応してヨー角速度 $\dot{\psi}$ は右1°/sから左9°/sまで約11 s間で直線的に変化し、0まで約2 sで戻った。この間ロール操縦桿変位 $\delta_a$ に左約55 mm、水平移動にはこれと逆に右約3 m(後約3 m; Figure 21)の変化が見られ、また高度制御用操縦桿変位 $\delta_c$ には高度約2.5 mを維持する操作が見られたが、これ

らは風の影響とも考えられる。

右回頭90°には約14.5 sを要し、 $\delta_r$ は右踏み約4 mmから約50 mmまで約5 s、同位置で約8 s、0まで約1.5 sと変化した。これに対応して $\dot{\psi}$ は右約1°/sから約6°/sまで約13 s間だらだらと変化し、0まで約1.5 sで戻った。この間操縦桿変位、左右移動ならびに高度制御用操縦桿変位に特別な変化は見られなかった。

### (v) 上昇および降下 (Figure 19, Run 32)

離昇から高度約4 mまでの垂直上昇に約8 sを要し、高度制御用操縦桿変位 $\delta_c$ は最大約167 mmまで引き上げ、高度約4 mでは約125 mmに保持された。この間、上昇加速度 $\ddot{z}$ は約0.035 gから約-0.035 gまで変化した。離昇時には、操縦桿変位、ペダル変位、姿勢角、ヨー角速度等に変化が見られたが、上昇中には変化が認められなかった。なお離昇時には操縦桿を押して、ピッチ角 $\theta$ をゼロとしている。

高度約3.7 mから約2 mまでの垂直降下に約7 sを要し、 $\delta_c$ は約125 mmから約10 mm下げたところで約5 s保持してから、一旦約150 mmまで引き上げて、最後に約125 mmに戻した。下降中には、ヨー系の $\delta_r$ 、 $\dot{\psi}$ 、 $\psi$ にわずかな変化が認められたがロールやピッチ系に変化は認められなかった。

### (vi) 複合課題 (Figure 20, Run 33)

複合課題は、飛行経験を積んだ後の飛行であったこと、および短時間に多くの課題を実施する必要があったことなどの理由により、それぞれの課題は手早く処理されたが、それぞれの課題の特徴は(i)~(v)に述べたものとほぼ同様であった。以下、経過を追って順に述べる。

離昇から高度約4 mまでの上昇に約11 s、そこから高度約2 mまでの降下に約5 sを要し、ヨー系に変化が見られた。また上昇中にはピッチ系にも変化が表われ、約3 m前進したがこれは風の影響とも考えられる。

前進約10 mに約10 s、後進約13 mに約11 sを要し、はっきりした前後進の開始や停止時にペダルの動きが見られたが、高度制御用操縦桿による高度維持の操作は、 $\delta_c$ や $\ddot{z}$ の変動があったので認め難かった。

右回頭270°に約25 sを要した。この間約3 mの水平移動が認められた。

左進約8 mに約7 s、右進約10 mに約8 sを要した。ロール系以外に特別の変化は認められなかった。

左回頭270°に約23 sを要した。この間約3~5 mの水平移動が認められた。

左回頭90°に約10 s、左進約8 mに約8 s、右進約8 mに約8 s、右回頭90°に約13 s、後進約11 mに約10 s、前進約9 mに約9 sを要し、高度2 mからの降

下接地に約6 sを要したが、この間特記すべき変化は認められなかった。

### (3) 実験経過とパイロット所見

Run 20 [経過] ; エンジン回転数  $N \div 12,300 \text{ rpm}$  で離昇、高度約2 mでホバー、前後進約2 mの慣熟操作、前進10 m、指定地上空でホバー、垂直着陸、着地後一旦エンジンをアイドルまで減速した後ふたたび加速して  $N \div 12,500 \text{ rpm}$  で離昇、高度2 mでホバー、後進10 m、最初の離昇点上でホバー、垂直着陸。

〔パイロット所見〕 ; 前後移動中高度がふらつき、とくに後進中が大きいようであった。

Run 21 [経過] ;  $N \div 12,500 \text{ rpm}$  で離昇、高度2 mでホバー、左右回頭の慣熟操作、左回頭180°、右回頭180°、離昇地点に垂直着陸。

〔パイロット所見〕 ; ヨーの舵の効きが不足するように感じられた。また回頭中高度がふらつくのが気になった。

Run 24 [経過] ;  $N \div 12,350 \text{ rpm}$  で離昇、高度2 mでホバー、左回頭90°、左右進の慣熟操作、左進10 m、右進10 m、右回頭90°、高度制御の慣熟操作、運用上昇限の高度4 mまで上昇、ホバー、高度2 mまで降下、ホバー、垂直着陸、このとき着地時の振動が大きかったため、以後の実験ではタイヤ圧を  $2.6 \text{ kg/cm}^2$  から  $2.3 \text{ kg/cm}^2$  に下げることにした。〔パイロット所見〕 ; 高度2 mと、4 mのホバーでは、後者の方が高度の識別がむずかしく、高度維持の操舵があらくなりがちであった。

Run 25 [経過] ; Run 20 と同様であるが前後進約14 mであった。〔パイロット所見〕 ; 前進、後進の差はない。移動中高度がふらついたので修正した。移動中の高度のふらつきはホバー中より大きい。位置は良くとめられる。動き出しもスムーズである。最初の離昇のとき1 Hz 付近の振動を感じた。

Run 28 [経過] ; Run 21 と同様であるが右回頭後約5 m前進し、またヨーの自由操舵を行った。〔パイロット所見〕 ; 風の影響が強く、離昇のときから風に流された。ピッチ角の変化が大きく、高度の変化よりも位置の変化に気がついた。ヨーの舵はあまりきかないようである。回頭運動を止めるときは、止めるというよりもむしろ自然に止まるような感じであった。

Run 29 [経過] ; Run 24 と同様。〔パイロット所見〕 ; ヨーの舵の効きが良くないと思われた。高度4 mの方が高度2 mよりもホバーが難しいという感じはなかった。着地時に振動が続いた。回頭中は位置、高度とも修正する必要があった。

Run 30 [経過] ;  $N \div 12,250 \text{ rpm}$  で離昇、高度2 mでホバー、前進11 m、後進11 m、高度4 mまで

上昇してホバー、高度2 mまで降下してホバー、左回頭90°、左進11 m、右進9 m、右回頭90°、離昇地点に垂直着陸。

Run 31 [経過] ;  $N \div 12,250 \text{ rpm}$  で離昇、高度2 mでホバー、前進11 m、後進11 m、高度4 mまで上昇してホバー、高度2 mまで降下してホバー、左回頭90°、左進12 m、高度4 mまで上昇してホバー、高度2 mまで降下してホバー、右回頭90°、左回頭90°、右進10 m、左進3 m、垂直着陸。〔パイロット所見〕 ; 前後移動あるいは回頭中に、目標柱を見て高度を細かく操作しなかったため、かえって高度のふらつきは少ないようであった。風向きによって前後移動の差はあまりないようであった。ロールの舵の効きが少し悪いようであった。

Run 32 [経過] ;  $N \div 12,350 \text{ rpm}$  で離昇、高度4 mまで上昇してホバー、高度2 mまで降下してホバー、前進10 m、後進10 m、右回頭270°、左進9 m、右進11 m、左回頭270°、高度4 mまで上昇してホバー、一気に垂直着陸。

Run 33 [経過] ;  $N \div 12,300 \text{ rpm}$  で離昇、高度4 mまで上昇してホバー、高度2 mまで降下してホバー、前進10 m、後進11 m、左回頭270°、左進8 m、右進10 m、左回頭270°、高度4 mまで上昇してホバー、高度2 mまで降下してホバー、左回頭90°、左進8 m、右進8 m、右回頭90°、後進11 m、前進9 m、垂直着陸。〔パイロット所見〕 ; 機体の動きは素直であった。位置の移動のとき機体の浮くような感じはなかった。高度はあまりこまかく操縦しなかった。

以上総合してパイロットは本機の操縦性に関して、離着陸および高度保持に関してはヘリコプタと同等、姿勢(位置)制御に関してはヘリコプタより容易と評価した。

### (4) 水平移動記録 (Figure 21)

ホバー・タクシー実験における、FTBの水平移動記録をFigure 21に示す。代表的操作の時間経過や関連する操縦記録については「8.3(2)」に、また実験経過については「8.3(3)」に述べた。

機体の移動はFigure 12の運動基準線上に限定して計画し、左右に移動する場合でも機首を90°または270°回頭してから実施するように配慮した。

Run 20 前後移動約10 mに対しては、左右移動範囲約1 mであった。

Run 21 左右回頭180°に対しては、直径約4 mの円弧約1/2周をそれぞれ左、右回りに描いた。

Run 24 左回頭90°に対しては、開始位置の斜め右前方へ直線的に約4 m移動した。左右進約10 mに対しては前後移動範囲約0.8 m以内であった。右回頭90°に

対しては、開始位置の左約3m、前約1mの方向へほぼ直線的に移動した。高度2→4→2mの昇降中の移動は長さ約1.5m、幅約0.3mの範囲内にあった。

Run 25 前後移動約1.4mに対しては、左右移動範囲約0.4mであった。

Run 28 左右回頭180°に対しては、それぞれ直径約6mおよび約2mの円弧をそれぞれ左、右回りに描いた。

Run 29 左回頭90°に対しては、開始位置の斜右前方へ直線的に約4m移動した。左右進約1.1mに対しては、前後移動範囲約1m以内であった。右回頭および昇降(2→4→2m)中の移動は約5m×約2.5mの範囲内にあった。

Run 30 前後進約1.1mに対しては、左右移動範囲約0.4mであった。高度2→4→2mの昇降中の移動は約1m以下と推定された。左回頭90°に対しては、開始時の斜め右前方へほぼ直線的に約4m移動した。左進約1.1mに対しては、前方へ約1.4mの移動を生じ、右進約9mに対しては、前後移動範囲約±0.2mであった。右回頭90°に対しては、開始時のほぼ左方へ約3mの移動を生じた。

Run 31 前後進約1.1mに対しては、左右移動範囲約0.4mであった。高度2→4→2mの昇降、ホバー中に約3.5mの前進があった。左回頭90°に対しては、開始時の斜め右前方へほぼ直線的に約3.5m移動した。左進12mに対しては、前後移動範囲約±0.4m以内であった。高度2→4→2mの昇降中の移動は約1m以内であった。右と左の回頭90°に対しては、それぞれ開始時の斜め左および斜め前方へほぼ直線的に約2.5m移動した。右進約10mに対しては前後移動範囲約±0.2mであった。

Run 32 高度0→4→2mの昇降中に約1mの移動があった。前後進約1.0mに対しては、左右移動範囲約0.2mであった。右回頭270°に対しては、直径約3.5mの右回りの円弧約 $\frac{1}{2}$ 周を描いた。左進9mに対して前後約0.8m、右進約1.1mに対して約0.4mの移動があった。左回頭270°に対しては径5m×2mの楕円の約 $\frac{1}{2}$ を左回りに描いた。高度2→4→0mの昇降中に約1.5mの移動があった。

Run 33 高度0→4→2mの昇降中に約0.5mの移動があった。前後進約1.0mに対して左右移動範囲約0.6mであった。右回頭270°に対しては直径約2.5mの右回りの円弧約 $\frac{1}{2}$ を描いた。左右進約9mに対しては、それぞれ前後移動約0.2m以内であった。左回頭270°に対しては直径約5mの左回りの円弧約 $\frac{1}{2}$ を描いた。高度2→4→2mの昇降中に約1mの移動があった。左回頭90°に対して開始時の右方約1m前方約1mへL字形に移動し

た。左右進約8mに対して、前後移動範囲はいずれも約0.5mであった。右回頭90°に対して径2m×0.5mの楕円の約 $\frac{1}{2}$ を右回りに描いた。前後進約1.0mに対しては、左右移動範囲はいずれも約0.5m以内であった。

以上総合して、直進約1.0mに対して直交する移動範囲は0.2~1m、昇降中の移動範囲は0.5~1.5mであり、回頭中の移動は円弧(直径0.5~5m)または直線(1~4m)を描き、移動方向は右(左)回頭に対して、右(左)回り円弧または斜め左(右)前方であった。(操縦席を中心に機体重心を回転させて回頭するような方向に動くような感じであった)。

#### 8.4 ホバー・タクシー特性

離昇から着地までの自由飛行中における、ホバー・タクシー特性について述べる。

機体の飛行重量は、第5次実験の場合と同様燃料消費率を約37.5kg/minとすれば1965~1790kg(4min 40s)となる。

最大制御パワー(最大制御モーメント/慣性モーメント)も第5次実験の場合と同様、下記のとおりである。

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>

##### (1) 姿勢および高度制御特性

運動種別ごとの、姿勢および高度制御に関する種々のパラメータについての、果積百分率(果積相対度数)ならびに相対度数を、Figure 22に示す。この場合、最終の4飛行(Run 30~33)を対象とした。本図は磁気記録をAD変換し、FACOM 230-75電子計算機によって処理した結果である。ただし上限周波数7.5Hzのローパス・デジタルフィルタを使用し、また機構的なパラメータ( $\delta_a$ ,  $a_a$ ,  $\delta_{na}$ , など)については2%以下の変化を無視した。以下、順を追って各パラメータについて述べる。

[ロール, ピッチ, ヨーの操舵変位 $\delta_a$ ,  $\delta_e$ ,  $\delta_r$ ]

図はpeak値の果積百分率を示す。片側最大操舵量は、それぞれ、 $\delta_a$ ; (左)-80%および(右)70%,  $\delta_e$ ; (押し)-55%および(引き)40%,  $\delta_r$ ; (左踏み)-70%および(右踏み)70%であることが判る。いずれも対応する運動(ロール→左右, ピッチ→前後, ヨー→回頭)の場合であるので、運動別最大操舵範囲はそれぞれ上記の絶対値の和となり、 $\delta_a$ ; 150%(全行程の75%, 114.0mm),  $\delta_e$ ; 95%(全行程の47.5%, 96.9mm),  $\delta_r$ ; 140%(全行程の70%, 106.4mm)である。

また、果積90%範囲(正および負の最大操舵量から果

積百分率でそれぞれ5%に相当する操舵量を除いた範囲)になると、 $\delta_a$  ; 約76%,  $\delta_e$  ; 約56%,  $\delta_r$  ; 約130%となり、 $\delta_r$  以外は最大操舵範囲の約 $\frac{1}{2}$ となる。 $\delta_r$  でも回頭運動を除くと、最大操舵範囲75%(ホバー)に対して、累積90%範囲30%と約 $\frac{1}{2}$ 以下となる。回頭運動時の $\delta_r$  が他の運動時と大きく異なるのは、 $\delta_r$  と $\dot{\psi}$  が比例し、運動停止操作も容易であるので、大きな $\psi$ をとるとき、大きな $\delta_r$  をとりやすいためと考えられる。また、左右運動時の $\delta_a$  および前後運動時の $\delta_e$  は、それぞれ $\phi$ ,  $\theta$  に比例、したがって $\ddot{y}$ ,  $\ddot{z}$  に比例し、回頭に比較して運動停止がむずかしく、必然的に小舵操舵を使用するため、他の運動時との相違が小さいと考えられる。

さらに、累積百分率50%の点と中立点とのずれ量は、風の影響によるものが大きいと考えられるが、回頭運動をはさむと風向と操舵などの関係が変化するので、本図に示すずれ量は風との関係を忠実に示していない。このことは、関連する他のパラメータについても同様である。風の影響については「8.4(3)」に述べる。

〔ロール、ピッチ、ヨーの操舵振幅 $\Delta\delta_a$ ,  $\Delta\delta_e$ ,  $\Delta\delta_r$ 〕

図はPeak to Peak (振幅)の相対度数を示す。

最大振幅値はそれぞれ、 $\Delta\delta_a$  ; 95%(全行程の47.5%),  $\Delta\delta_e$  ; 70%(全行程の35%),  $\Delta\delta_r$  ; 80%(全行程の40%)であって、これらは当然、それぞれ対応する運動の場合である。

また、振幅の最頻値は、 $\Delta\delta_a$  ; 約13%(上下、前後、左右)および約18%(ホバー、回頭),  $\Delta\delta_e$  ; 約8%(ホバー、回頭、上下、前後)および約13%(左右),  $\Delta\delta_r$  ; 約5%以下(ただし回頭以外の場合には8~18%に大きな2次のピークが認められる)であり、その尖鋭度は値の小さいほど鋭く、また2次のピークのある場合は鈍くなっている。 $\Delta\delta_a$  では、大部分の操舵振幅(累積90%範囲に相当)は約25%以下に集中している。

ここで、回頭運動時の $\delta_r$  と $\Delta\delta_r$  を比較すると、前者では、 $\pm 40\%$ 以上の大きな変位をとった回数が大半を占めているが、後者では、振幅20%以下の回数が大部分であることが判る。これは回頭時のペダル操舵が、比較的小振幅の操舵を積み重ねて階段状にPeak値に達することを示しているものである。

〔ロール、ピッチの姿勢角 $\phi$ ,  $\theta$ , ヨー角速度 $\dot{\psi}$ 〕

図はPeak値の累積百分率を示す。

最大値は $\phi$  ; (左下げ)  $-6.0^\circ$  および(左上げ)  $5.5^\circ$ ,  $\theta$  ; (頭下げ)  $-5.5^\circ$  および(頭上げ)  $3.5^\circ$ ,  $\dot{\psi}$  ; (左回り)  $-11.5^\circ/\text{s}$  および(右回り)  $12.0^\circ/\text{s}$  である。いずれも対応する運動の場合であるので、運動別最大範囲はそれぞれ上記の絶対値の和となり、 $\phi$  ;  $11.5^\circ$ ,

$\theta$  ;  $9^\circ$ ,  $\dot{\psi}$  ;  $23.5^\circ/\text{s}$  であるが、累積90%範囲では、 $\phi$  ;  $3.5^\circ$ ,  $\theta$  ;  $4^\circ$ ,  $\dot{\psi}$  ;  $\pm 10^\circ/\text{s}$  と、前2者が著しく小さくなる。 $\phi$ ,  $\theta$  の設計最大値<sup>3)</sup>は、それぞれ $25.6^\circ$  ( $\pm 12.8^\circ$ ),  $25.2^\circ$  ( $\pm 12.6^\circ$ )であるので、それぞれ最大45%, 36%となり、 $\delta_a$ ,  $\delta_e$  の場合の75%, 47.5%より小さいが、これは、操舵に対する姿勢角の応答の遅れによる分や風によるモーメントに対応する操舵分によるものと考えられる。

〔ロール、ピッチのASEアクチュエータ変位 $a_a$ ,  $a_e$ 〕

図はPeak値の累積百分率を示す。

片側最大変位量は、 $a_a$  ; 引き(左下げ)  $-80\%$  および押し(左上げ)  $95\%$ ,  $a_e$  ; 引き(頭下げ)  $-40\%$  および押し(頭上げ)  $55\%$  である。いずれも対応する運動の場合であるので運動別最大範囲は $a_a$  ;  $175\%$  (全行程の87.5%,  $61.3\text{mm}$ ),  $a_e$  ;  $95\%$  (全行程の47.5%,  $33.3\text{mm}$ )であり、両者の差は大きい、累積90%範囲になると、 $a_a$  ;  $57\%$ ,  $a_e$  ;  $55\%$  とほぼ等しくなる。

〔ロール、ピッチの空気ジェットノズル開度 $S_{na}$ ,  $S_{ne}$ 〕

図はPeak値の累積百分率を示す。

ロールまたはピッチの片側ノズル全開はFigure 9の最大利用制御パワ(「8.4」前文)に対応し、開度の%と制御パワの%は一致する。よってここでは開度のかわりに制御パワとして述べる。

図から、使用された最大制御パワは、ロール; 左下げ  $-60\%$ , ( $0.84\text{ rad/s}^2$ ) および左上げ  $35\%$  ( $0.49\text{ rad/s}^2$ ), ピッチ; 頭下げ  $-45\%$  ( $0.46\text{ rad/s}^2$ ) および頭上げ  $30\%$  ( $0.31\text{ rad/s}^2$ ) であるが、ピッチは上下運動の場合であって、対応する運動(前後)の場合ではない。また使用最大範囲はロール;  $95\%$  ( $1.33\text{ rad/s}^2$ ), ピッチ  $75\%$  ( $0.77\text{ rad/s}^2$ ) であるが累積90%範囲になるとロール;  $62\%$ , ピッチ;  $36\%$  とそれぞれ約 $\frac{2}{3}$ , 約 $\frac{1}{2}$ となる。いずれもロールの方が使用範囲が大きい。

〔上下加速度Z〕

図はPeak値の累積百分率および相対度数を示す。

まず、累積百分率の図から、最大加速度は上昇;  $0.055g$  ( $0.54\text{ m/s}^2$ ) 下降;  $-0.07g$  ( $0.69\text{ m/s}^2$ ) であるが、累積90%範囲になると、上昇、下降とも約 $\pm 0.03g$  ( $0.29\text{ m/s}^2$ )となる。これらは、当然上下運動時の値である。また累積百分率50%の点と中立点とのずれ量は $0.002g$ 以下と非常に小さい。

つぎに相対度数の図から、最頻値は5つの運動のいずれも $\pm 0.01g$ にあり、上下、前後、左右運動時は上昇の方が、またホバー、回頭運動時は下降の方が、それぞれわず

かに高い。上下運動時はピークが低くて、裾が広がっているが、これは  $0.01g$  以下の加速度を使用する頻度が相対的に少なく、その分だけ  $0.01g$  以上の加速度を使用する頻度が相対的に多いことを示している。

#### 〔第5次実験結果との比較〕

以上総合して、各パラメータの使用範囲は一応、対応する運動（ロール系→左右、ピッチ系→前後、ヨー系→回頭、高度系→上下）の場合が大きくなってはいるが、ヨー系を除いては、対応しない運動の場合との明確な相違は認められなかった。したがって、ホバーのみの第5次実験結果<sup>3)</sup>と比較しても、最大値と最大範囲は大きくなっているが、ヨー系以外の累積90%範囲では大差ない。

#### (2) 位置制御特性

位置制御特性を示すものとして、運動種別ごとの上下、前後、左右、の位置誤差の累積百分率をFigure23に示す。対象は自由飛行10回のすべてを採った。

ホバー時は、上下と左右の誤差は小さく、最大約±1mであり、前後は最大約±2mと約2倍である。この原因は風がほとんど前後方向に偏っていた（Figure24b）ためおよびパイロットの縦の姿勢と位置の手掛りが横よりも掴みにくかったためと考えられる。また累積百分率95%範囲の位置誤差は、上下と左右は約±0.5m、前後は約±1mとそれぞれ最大値の半分となる。

回頭時は、上下の誤差は小さく、最大約±0.5mであるが、前後と左右の誤差は大きく、最大値はそれぞれ、約±2.75mおよび約±3mである。これは、回頭運動時にパイロット自身の移動を少なくするように操縦桿を操作するものようである（Figure21）。上下に関してはホバー時と変わらないが、Figure18に見られるように高度制御用操縦桿をパイロットは積極的に操作しているようである。また累積百分率95%範囲の位置誤差と最大値とは、ほとんど差がない。

前後運動時は、上下と左右の位置誤差はいずれも小さく、最大値で、それぞれ、約±1m、約0.75mであり、わずかに上下の誤差が大きい。しかし、上下の位置誤差が左右の誤差より大きいことはめずらしく、他の4つの運動時と比較しても最も大きい。これは前後運動に伴う姿勢変化がパイロット位置の上下変化となるので、これをパイロットが混同するためと考えられる。

左右運動時は、上下と前後の位置誤差はいずれも小さく、最大値でそれぞれ、約±0.75m、約±1.25mである。前後の位置誤差の最大値は、ホバー時より小さいが、累積百分率95%範囲の誤差はほぼ等しい。

上下運動時は、前後と左右の位置誤差は、いずれも最も小さく、最大値でそれぞれ、約±1m、約±0.5mであり、

累積百分率95%範囲の誤差でそれぞれ約±0.7m、約±0.3mである。そしてホバー時と同様、前後の位置誤差は左右のほぼ2倍である。誤差が最も小さいわけは、Figure19に見られるように、上下運動時には姿勢角の微小変動が減少するためと考えられ、それは上下運動時の空気抵抗にもとづく減衰効果によるものとも推測される。

#### (3) ホバーにおける風の影響

風の中でホバーしている機体は抵抗を受けて流される。そして、抵抗を受ける面積は上下非対称なので同時にローリングないしピッチングモーメントを生ずる。この抵抗に拮抗する姿勢角（推力の水平方向成分を発生させる）を保持するための操舵および上記不平衡モーメントを打消すための操舵を行うと、ASEが自動的に働き、そのアクチュエータ変位が姿勢角に対応し（ホバー中は角速度ゼロ）、また空気ジェットノズル開度（操舵量とアクチュエータ変位の和に等しい）が不平衡モーメントに対応する。

各ホバーにおける $\delta_a$ 、 $a_a$ 、 $\delta_a + a_a$ 、 $\phi$ および $\delta_e$ 、 $a_e$ 、 $\delta_e + a_e$ 、 $\theta$ などの平均値と風の影響をFigure24(a)に、また風のあるときの前後および左右の位置誤差をFigure24(b)に示す。前者は最終の4飛行（Run30～33）を、後者は10飛行全部を対象とした。

Figure24(a)は、かなりのばらつきを示し、特にロール系が著しい。これは風に対するパイロットの対応の仕方が必ずしも一定でないことおよびホバーとみなした時間内にホバー前後の機体運動の影響が残っていることがあるためと考えられ、これを風の影響と区別することはむずかしい。このばらつきはホバー時間が短いほど、また測定数が少ない（ロール系）ほど顕著となる。図によれば、風向ごとに各パラメータのデータが集っているので、その各々の中心を求めるとつぎのようになる。まずロール系では、 $V_W$  = 左-3.7、右0.9m/sに対してそれぞれ、 $\phi$  = 左下げ-0.8、左上げ0.29°、 $\delta_a + a_a$  = -17.6、6.7%、 $\delta_a$  = -24.2、8.7%、 $a_a$  = 6.6、-2.0%である。つぎにピッチ系では $V_W$  = 逆-1.0、順3.2m/sに対してそれぞれ、 $\theta$  = 頭下げ-0.22、頭上げ0.83°、 $\delta_e + a_e$  = 0.1、6.3%、 $\delta_e$  = -2.4、13.0%、 $a_e$  = 2.5、-6.7%である。ホバー時の重量が判れば $\phi$ 、 $\theta$ からは「9.5」のように抵抗が、また $\delta_a + a_a$ 、 $\delta_e + a_e$ からはFigure9を用いてモーメントが求められる。さらに $-\phi/a_a$ 、 $-\theta/a_e$ からはとり得る最大姿勢角が求められるが、上記の中心値から、 $V_W$ に対するそれぞれの勾配を求めて計算すれば、それぞれ $\phi_{\max} = 12.7^\circ$ 、 $\theta_{\max} = 11.4^\circ$ となり設計値<sup>3)</sup>とほぼ一致する。

なお機体の側面積も前後非対称で、前方がやや大きく、



横風を受けるとヨーイングモーメントを発生する。ホバーに際しては、この不平衡モーメントを打消すための操舵 $\delta_r$ に対応して、空気ジェットノズル変位を生ずる。本実験では、各ホバーにおける $\delta_r$ の平均使用量は約 $\pm 5\%$ 以下であったが、風との関係は明らかでなかった。

Figure 24(b)でも、24(a)と同様、位置誤差は風向風速に対してかなりのばらつきを示している。しかし、風速が $1\text{ m/s}$ 以下のときは、前後で $1.5\text{ m}$ 以下、左右で $1\text{ m}$ 以下と小さい位置誤差を示している。そして風速が $1\text{ m/s}$ 以上と大きくなると、前後で $4\text{ m}$ 、左右で $2\text{ m}$ の最大誤差に達し、前後は左右の約2倍と差が大きくなる。この図に関する限りでは、ホバー精度は、前後より左右がよいと言えるが、実験値に対する風の方向が、前後方向にかたよっているため、風の条件を同じとした場合に、どちらのホバー精度がよいかを判定することは困難である。なおこの図はFigure 23のホバーの場合に対応する。

#### (4) ステップ操作による応答

自由飛行記録から、ASEの特性などを正確に拾い出すことは非常に難しいが、データによってはかなりの部分を推測することもできる。ここでは、パイロットのステップ操作による応答記録をFigure 25に示し、これにもとづいて応答性の検討を試みた結果を述べる。

〔ロール系〕 操縦桿変位 $\delta_a$ 約 $-2.0\%$ (左)のステップ状入力に対して、アクチュエータ変位 $a_a$ は最大値約 $3.0\%$ から定常値約 $1.0\%$ に達し、空気ジェットノズル変位 $\delta_{na}$ は約 $15\%$ (左開、右閉)から約 $-1.0\%$ まで変化した後約 $1.0\%$ に落ち着き、ロール角 $\phi$ はすぐ約 $-0.7^\circ$ (左回り)に達した後徐々に約 $-1.3^\circ$ まで増加した。 $\delta_a$ の逆の操作でもほぼ同様の变化である。 $\phi$ の立上り応答性はピッチよりも幾分良く、パイロットの所見と一致した。その後 $\phi$ は、徐々に増加する傾向を示し、定常値の $9.0\%$ への到達時間は $2\text{ s}$ 以上と思われる。この原因は操縦系統の弾性、がた、摩擦等の影響とも考えられるが断定はできない。 $\phi/\delta_a$ の極大値は $-1.3^\circ/-1.52\text{ mm}$ および $1.85^\circ/1.4\text{ mm}$ であって、設計値<sup>4)</sup>( $12.8^\circ/7.6\text{ mm}$ )に比較して、後者はほぼ適当な値であるが、前者は小さい。これは入力前の逆方向の運動の影響によるものと考えられる。

〔ピッチ系〕 操縦桿変位 $\delta_e$ 約 $1.5\%$ (引)のステップ状入力に対して、アクチュエータ変位 $a_e$ は最大値約 $2.3\%$ から定常値約 $1.3\%$ に達し、空気ジェットノズル変位 $\delta_{ne}$ は約 $-1.8\%$ (後閉、前開)から約 $5\%$ まで変化した後ほぼゼロに落ち着き、ピッチ角 $\theta$ は $0.5\text{ s}$ 位で約 $1^\circ$ (頭上げ)に、 $2\text{ s}$ 位で約 $1.5^\circ$ に達した。 $\theta$ はある遅れをもってステップ状に応答し、一次遅れの系として時定数を求めると約 $0.8\text{ s}$ であり、追従特性は良好と判断された。

定常値の $9.0\%$ への到達時間は約 $1.2\text{ s}$ でAGARDの規定<sup>13)</sup>( $1\text{ s}$ 以上、 $2\text{ s}$ 以下)を満足している。 $\theta/\delta_e$ の定常状態における関係は、 $2\text{ s}$ 後に $1.5^\circ/1.5.3\text{ mm}$ であって設計値<sup>4)</sup>( $1.2.6^\circ/10.2\text{ mm}$ )より幾分低いが、おおむね適当な値と考えることができる。なお設計値はAGARDの規定( $0.12\sim 0.2^\circ/\text{mm}$ 以上)を満足している。

〔ヨー系〕 ベダル変位 $\delta_r$ 約 $6.0\%$ (右踏み)のステップ状入力から、同変位の維持、ほぼ $0$ までの戻し操舵まで、約 $1.5\text{ s}$ 間の操舵に対して角速度 $\dot{\psi}$ は最大 $6^\circ/\text{s}$ (右回頭)に達し、ヨー角は $-9.0^\circ$ から $0^\circ$ まで変化した。 $\dot{\psi}$ は $\delta_r$ によく追従し、両波形から直ちに特性の良好であることが看取される。設計上は、 $\delta_r = 5.0\%$ に対して、 $\dot{\psi} = 3^\circ/\text{s}$ で定常値となるが、 $\delta_r$ が $5.0\%$ を超える分に対しては $\dot{\psi}$ は増加する(「9.4」)。ここでは、 $\delta_r = 6.0\%$ に対して $\dot{\psi}$ の増加率は次第に小さくなっているが、これは空気力ダンピングの影響と考えられる。

〔高度系〕 高度制御用操縦桿変位 $\delta_c$ を約 $1.3.0\text{ mm}$ から階段状に約 $1.6.5\text{ mm}$ まで一度引き上げてから約 $1.5.0\text{ mm}$ まで下げてそのまま保持した後ステップ状に約 $1.2.0\text{ mm}$ まで下げた入力に対し、エンジン回転数 $N(N_2)$ は約 $12000\text{ rpm}$ から一度約 $12300\text{ rpm}$ まで上ってから約 $12100\text{ rpm}$ に落着いた後再び約 $12000\text{ rpm}$ へ急に下がり、垂直加速度 $\ddot{z}$ はほぼ $0\text{ g}$ から約 $0.3.5\text{ g}$ 、約 $-0.1\text{ g}$ を経て再びほぼ $0\text{ g}$ に戻った後約 $-0.3\text{ g}$ を発生し、垂直速度 $\dot{z}$ はほぼ $0$ から一度約 $0.6.5\text{ m/s}$ まで上がってから約 $0.6\text{ m/s}$ に落着いた後ほぼ $0$ に戻った。はじめの $\delta_c$ の階段状入力の後で舵を少し戻す操作( $1.6.5 \rightarrow 1.5.0\text{ mm}$ )が見られたが、これは $\delta_c$ のほぼ一定値( $1.6.5\text{ mm}$ )に対して $\dot{z}$ のゼロへの戻りが緩徐なために残る上向きの $\dot{z}$ にパイロットが敏感であったためと考えられる。また $\ddot{z} = -0.1\text{ g}$ は、上記の戻し舵に対応するものである。ステップ操舵 $\Delta\delta_c = 1.5.0 - 1.2.0\text{ mm}$ という大きな値に対しては速度制御型の特徴を示し、 $\Delta\dot{z} = 0.6\text{ m/s}$ とほぼ一定値を示した。しかし計算値(Figure 31)の約 $0.7\text{ m/s}$ より小さく、このゲイン低下はがたの影響と考えられる。また応答の早さ(時定数)は約 $1\text{ s}$ と良好であり、計算結果とほぼ一致する。 $\delta_c$ に対する $\dot{z}$ の追従性は両波形を比較して良好と認められる。

#### 8.5 自由飛行時の振動

第5次実験報告では、ホバー時における機体の各系の固有の振動とその原因について報告した<sup>3)</sup>。本報告では、前回実験結果との比較ならびに運動別の振動特性についての検討結果を報告する。

まず、飛行制御に直接関係あるいろいろなパラメータを

として、離昇から接地までの全飛行を対象として、それぞれのオートコログラムとパワ・スペクトルを求め、これをそれぞれFigure26, 27に示す。この場合、最終の4飛行(Run30~33)を対象とした。つぎに同じパラメータについて、Run32の飛行における運動種別ごとのオートコログラムとパワ・スペクトルをそれぞれFigure28, 29に示す。この場合、運動種別は上下、回頭、前後、左右の4つとし、それぞれの運動中にはホバーも含んでいる。運動別の各データ長さ(S)はFigure28の上段に示す。これらの図は飛行実験の磁気記録をAD変換し、FACOM 230-75電子計算機によって処理した結果である。ただし計算に当たっては上限周波数7.5 Hzのローパス・デジタルフィルタを使用した。

以下これらの4つの図をもとに、それぞれの系の振動について、振動数(または周期)とその原因について述べる。

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

Figure26, 27(飛行別)から、 $\delta_a, a_a, \delta_{aa}, \phi$ には、周波数約0.25 Hz, 0.8 Hz, 約1.2 Hzの振動波形の存在が認められた。

周波数約0.25 Hzの振動はパイロットの位置制御による振動と考えられ<sup>3)</sup>、前回のホバー実験でも認められたが、今回はさらに明確となった。これは今回のホバー・タクシー実験では位置の移動を重点的に行なったためと考えられる。Figure28, 29(運動別)をみるとこの振動は左右移動時にははっきり表われないが、前後移動やその他の運動時には明確に表われている。すなわちパイロットの左右位置制御による振動は、左右移動時には発生しにくく、前後移動やその他の運動中に左右へ位置がずれないように操舵するときに発生しやすいように思われる。

周波数約1.2 Hzの振動は、前回実験<sup>3)</sup>では、原因があまりはっきりしなかった。しかし、Figure8におけるロール制御系の固有振動数がこれに近いことおよび $\delta_a$ 。一定の場合にもこの振動が認められること(Figure25)からロール制御系の固有振動と判断できる。この振動の $\delta_a$ の振幅が大きい(Figure15~20)ことは、パイロットとロール制御系が閉ループを構成して、パイロットが無意識にこれを増幅しているものと考えられる。

周波数約0.8 Hzの振動は、前回実験<sup>3)</sup>では顕著でなかったので記述を省略した。この振動はつぎに述べるピッチ制御系の固有振動数と一致しており、これがロール系に表われたものと考えられる。その原因については、エンジン・ジャイロ・カップリングによって表われた振動をパイロットが無意識に増幅したもの、あるいは操縦桿の前後の振動が左右に表われたもの、などが考えられるがなお不明の部分が多い。しかし、パイロットが関与していることは間違

いないと考えられる。

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

Figure26, 27(飛行別)から、 $\delta_e, a_e, \delta_{ee}, \theta$ には、周波数約0.15 Hzと約0.8 Hzの振動波形の存在が認められた。

周波数約0.15 Hzの振動は、ロール系の約0.25 Hzの振動と同様、パイロットの位置制御による振動と考えられる<sup>3)</sup>。この振動の運動種別による相違は、パワ・スペクトル(Figure29)でははっきりしないが、 $\delta_e$ と $\theta$ のオートコログラム(Figure28)をみると、この振動が前後移動時には発生しにくく、前後以外の運動時に発生しやすい傾向が認められる。これはロール系での左右移動時とそれ以外の場合に対応している。

周波数約0.8 Hzの振動はロール系の約1.2 Hzの振動と同様にピッチ制御系の固有振動と考えられる。そしてロール系の場合と同様パイロットが無意識のうちにこの振動を増幅することがある(Figure15~20)。

また、ロール系からのカップリングによる約1.2 Hzの振動は認められなかった。これは、振幅およびゲインがロール系の場合より小さいためと考えられる。

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

飛行別のパワ・スペクトル(Figure27)から $\delta_r, \dot{\psi}$ には周波数約0.2 Hzの振動波形の存在が認められた。この振動はロール系の約0.25 Hzおよびピッチ系の約0.15 Hzの振動と同様パイロットの方位制御による振動と考えられる<sup>3)</sup>。運動別のパワ・スペクトル(Figure29)をみると、この振動は運動種別によって周期がことなり、全飛行と回頭運動時には約0.2 Hzであるが、左右移動時には約0.15 Hzと小さく、また前後移動時には約0.25 Hzと大きく、さらに上下運動時には約0.15 Hzと約0.3 Hzに分かれる傾向が認められる。このことから左右移動時にはピッチ系の、また前後移動時にはロール系の影響をそれぞれ受け、上下運動時にはロール系とピッチ系の影響を受ける傾向がうかがわれる。なお回頭運動時には低周波でパワーが急増することおよびオートコログラム(Figure28)と実際の操舵波形(Figure18)に周期性が認めにくいことから総合して、回頭以外の運動時よりはパイロットの姿勢制御による振動が発生しにくいものと考えられる。

#### (4) 高度系( $\delta_c, \ddot{Z}$ )

Figure26, 27(飛行別)から、 $\delta_c, \ddot{Z}$ には周波数約0.2 Hzと約2.5 Hzの卓越した振動波形の存在が認められた。

前者はパイロットを含む高度制御系の振動と考えられる<sup>3)</sup>。この振動も $\delta_c$ の運動別オートコログラム(Fig-

ure28) にみられるようにロール, ピッチ, ヨーの制御系の場合と同様対応する運動(上下)以外の運動時に発生しやすいようである。そしてFigure28, 29(運動別)から判断すると, 回頭および前後運動は左右運動時に比べて高度制御系の固有振動が表われやすいように思われる。

周波数約2.5 Hzの振動はFTBの構造に起因する機械的な局部的共振によるものと考えられる。これは機体に衝撃的加振力が加わる接地時の $\ddot{Z}$ のペンレコーダ記録(Figure15)に明瞭に表われることから判断できる。

## 9. 実験に関する特記事項

FTBのホバー・タクシ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 高度制限

前回実験<sup>3)</sup>では初飛行であることを考慮して, 高度制限を安全側に低くおさえた。今回は安全性を確保しつつ飛行範囲の拡大を計るべく, 実験前に高度制限の再検討を行った。検討経過の概要をつぎに述べる。

高度制限は, 機体がホバー状態でエンジン1基停止した場合の接地条件に対する脚の強度によって規定される。そして機体全備重量 $W$ が当初計画値1700 kgから, 約2000 kgに増加したことも考慮しなければならない。脚の性能は接地時の降下速度 $-\dot{Z}_t$ , 姿勢角 $\theta$ , 揚力(推力)/重量比 $K_L$ などから制限値および終極値が求められる。

エンジン1基停止時の機体の落下運動方程式は, Figure 8を考慮してつぎのように表わすことができる。

$$\ddot{z} = g(F \cos \theta / W - 1)$$

$$I_y \ddot{\theta} = M_e + M_D$$

ここに,  $T_s = T_d = 0$  とすれば, Figure 8, 9 より,

$$F = \frac{1}{1 + T_E S} \left\{ K_E \delta_c - \frac{K_Z W (1 + T_L S)}{2g(1 + T_L S)} \ddot{Z} \right\}$$

$$\leq 1360 \text{ kg}$$

$$M_e = K_{N_e} \delta_e - (m_q \dot{\theta} + m_\theta \theta) I_y \leq 500 \text{ kgm}$$

$$M_D = 0.42 F \dots (0.42 \text{ m; 重心とE/G推力線の距離})$$

これらの運動方程式を $t = 0$ でホバー( $Z = Z_0$ ,  $\dot{Z} = \ddot{Z} = \theta = \dot{\theta} = \ddot{\theta} = \delta_e = 0$ ,  $2K_E \delta_e = W$ )という初期条件を入れて数値積分を行ない,  $Z$ ,  $\dot{Z}$ ,  $\theta$ の $t$ に対する変化を求めて, これをFigure 30(a)に示した。

つぎに接地時には, 機体の持つ運動エネルギー $\frac{1}{2} \dot{Z}_t^2 W / (2g)$ と位置エネルギー $W(S + S_t)(1 - K_L)$ の和は, 脚のオレオとタイヤの変位によって吸収されるエネルギー $(\eta_s + \eta_{ts}) n W$ に等しいので, 制限接地速度 $-\dot{Z}_t$ はつぎのように表わすことができる。

$$-\dot{Z}_t = \sqrt{2g \{ (\eta_s + \eta_{ts}) n - (s + s_t)(1 - K_L) \}}$$

ここに,  $\eta$ ,  $\eta_t$ ; オレオとタイヤのエネルギー吸収効率でそれぞれ0.7<sup>14)</sup>(低めの値をとって安全側とした)および0.47<sup>15)</sup>,  $S$ ,  $S_t$ ; オレオとタイヤの最大変位でそれぞれ0.48 m<sup>14)</sup>および0.044 m<sup>15)</sup>,  $g$ ; 重力の加速度9.8 m/s<sup>2</sup>,  $n$ ; 脚に許容される地面反力荷重倍数,  $K_L$ ; 揚力(推力)/重量比, である。エンジン1基停止時には, 設計全備重量1700 kgと制限地面反力荷重倍数3.3にもとづく着陸荷重が5610 kgであること, および推力の最大値が1360 kgであることから, それぞれ

$$n = 5610/W, K_L = 1360 \cos \theta / W$$

したがって $-\dot{Z}_t$ は $W$ と $\theta$ をパラメータとして表わすことができる。そして姿勢角 $\theta$ で接地する場合の $-\dot{Z}_t$ の制限値と終極値を脚単独落下試験結果<sup>14)</sup>にもとづいて算出し,  $W$ と $\theta$ に対する $-\dot{Z}_t$ の関係をFigure 30(b)に示した。

図(a)中の一つの $t$ に対する $W$ ,  $\theta$ ,  $-\dot{Z}_t$ が図(b)と一致する点を求めると, そのときの $Z$ が許容高度となる。 $W$ に対する $Z$ の関係をFigure 30(c)に示す。図(c)には脚の制限値と終極値に対する2本の線が示されている。前回実験<sup>3)</sup>では制限値以下を採って高度制限を2.5 mとしたが, 今回実験では終極値以下であれば, 脚の変形はあっても脚や機体の破壊には至らずパイロットの安全は確保されると判断し, 両者のほぼ中間を採って脚下高度4 mを高度制限とした。

### 9.2 高度制御用操縦桿による運動

高度制御用操縦桿を操作した場合の機体の昇降運動の目安を得るために, 実験前に行なった理論的検討結果の概要をつぎに述べる。

高度制御用操縦桿変位 $\delta_c$ に対する機体の昇降運動は, 空気力ダンピングなどを無視すれば, Figure 8よりつぎの式で表わされる。

$$\dot{Z} = \frac{2K_E(T_E + 1/s)g/W}{T_E T_E S^2 + (K_Z T_L + T_E + T_E)S + 1 + K_Z} \delta_c$$

この式にもとづいて,  $W = 1800 \text{ kg}$ とし, また文献(1)の数値を用いてステップ入力に対する応答を求めこれをFigure 31に示す。なお同図(b)においては1/sを $T_E$ に対して無視し得るものとして処理した。

図(a)から判るように, 操舵後約2 S以上経過すれば高度制御用操縦桿入力の大きさに比例して, ほぼ一定の昇降速度 $\dot{Z}$ が得られる。

図(b)は理想化された系では, 正負各1回のステップ操作によって予め定めた目標高度に到達させることができるこ

とを示し、併せてその場合の昇降加速度 $\ddot{Z}$ 、昇降速度 $\dot{Z}$ 、高度 $Z$ の変化を示した。

### 9.3 操縦桿による運動

操縦桿を操舵した場合の機体の水平運動ならびに高度沈下の目安を得るために、実験前に行った理論的検討結果の概要をつぎに述べる。

前後進および左右進の運動は、 $F=W$ とし、かつ姿勢変化は操縦桿変位に対して直ちに追従するものと仮定すれば Figure 8 よりつぎの式で表わされる。

$$\ddot{x} = -g \theta / 57.3 = -g (K_N \delta_s / m \theta I_y)$$

$$\ddot{y} = g \phi / 57.3 = g (K_N \delta_s / l \phi I_x)$$

この式にもとづいて、 $N=11800 \text{ rpm}$  とし、また Figure 8, 9 の数値を用いて、ステップ入力に対する応答を求め、これを Figure 32 に示す。

図(a)は操舵入力の大きさ $(\delta_s, \delta_r)$ に比例して水平加速度 $(\ddot{y}, \ddot{x})$ が定まるので、速度 $(\dot{y}, \dot{x})$ は時間 $t$ とともに増大し、その勾配は $\delta_s$ または $\delta_r$ に比例することを示している。

図(b)は理想化された系では、2回のパルス状操舵によって、定められた距離(10 m)の水平移動を行なわせることができることを示し、併せてその場合の $(\phi, \theta)$ 、 $(\dot{y}, \dot{x})$ 、 $(\ddot{y}, \ddot{x})$ 、 $(y, x)$ の変化を示した。

理想化された系において、 $(\delta_s, \delta_r)$ と $t$ に対する $(\phi, \theta)$ 、 $(\ddot{y}, \ddot{x})$ 、 $(\dot{y}, \dot{x})$ 、 $(y, x)$ および沈下高度 $-\Delta Z$ (姿勢変化に伴う推力鉛直成分の減少によって起こる)の関係を Figure 33 に示す。 $-\Delta Z$ は操縦桿の操作に対応する高度制御用操縦桿の引き上げ操作の参考とすることができる。

### 9.4 ペダルによる運動

ホバー中にペダルを踏んだ場合の回頭運動ならびに高度沈下の目安を得るために、実験前に行なった理論的検討結果の概要をつぎに述べる。

ペダル変位 $\delta_r$ に対する回頭運動は Figure 8 よりつぎの式で表わされる。

$$\dot{\psi} = \frac{K_{Nr}}{I_z} \delta_r - \frac{\tau_r}{1 + T_S S} \dot{\psi} \quad (\dot{\psi} \leq 3 \text{ }^\circ/\text{s})$$

$$\dot{\psi} = \frac{K_{Nr}}{I_z} (\delta_r - \frac{1}{2} \delta_{r \max}) \quad (\dot{\psi} > 3 \text{ }^\circ/\text{s})$$

この式にもとづいて、 $W=2000 \text{ kg}$ 、 $I_z=440 \text{ kg m}^2$ 、 $N=12000 \text{ rpm}$  とし、また Figure 8, 9 の数値を用いてステップ入力に対する応答、ならびに $180^\circ$ 回頭時の高度沈下を Figure 34 に示す。

図(a)は操舵入力の大きさ $\delta_r$ が $\frac{1}{2}$ 行程以下では $\delta_r$ に比

例してヨー角速度 $\dot{\psi}$ が定まり、それ以上では $\delta_r$ に比例してヨー角加速度 $\ddot{\psi}$ が定まることを示している。

図(b)は理想化された系での $180^\circ$ 回頭の操作例を示す。まず $\frac{1}{2}$ 行程以上のパルス状入力によって、早く所要の角速度に達した後、 $\delta_r$ を $\frac{1}{2}$ 行程に戻して一定最大角速度を保ち $180^\circ$ 回頭に達する前に $\delta_r$ を中立に戻して減速すればよい。

図(c)は $\delta_r = \frac{1}{2}$ 行程を正負のステップ状に各1回操作して(空気ジェットノズル変位 $\delta_{ar}$ は $\frac{1}{2}$ 行程の正負のパルス状に各1回変化)、ヨー角 $\psi$ を $180^\circ$ 変化させた場合の高度沈下 $-\Delta Z$ と沈下速度 $-\dot{Z}$ (空気ジェットノズルの傾きによって推力の鉛直成分が減少することによって起る)ならびに $\dot{\psi}$ と $t^*$ ( $180^\circ$ 回頭に要する時間)を示す。これによって対応する高度制御の目安を得ることができる。

### 9.5 空気力の推定

FTBのように、骨組構造を主体とした複雑な形状をした機体を受ける空気力を計算によって簡単に求めることはできない。おおよその目安として機体を単純形状の組み合わせとして推定することはできる<sup>2)</sup>が、実際の値はこれとをかなり上回ると考えられる。ここでは実験データにもとづいて、空気力を推定しようと試みた結果の概要を述べる。

風速 $V_W$ の水平正面定常風に対して、機体が定点ホバーするとき、風に対して機体を角 $\theta$ だけ傾けてエンジン推力 $F$ の水平分力が風による空気力と釣り合い、その状態から $90^\circ$ 回頭して同様に機体を角 $\phi$ だけ傾けて釣り合うものとすれば、つぎの式が成立する。

$$F \theta = C_x S \cdot \frac{1}{2} \rho V_W^2 \quad \text{抵抗}$$

$$F \phi = C_y S \cdot \frac{1}{2} \rho V_W^2 \quad \text{横力}$$

ここに、 $C_x, C_y$  ; 空気力係数、 $S$  ; 基準面積、 $\rho$  ; 空気密度、である。

飛行実験値にもとづいて空気力面積をつぎに求めたが、定点ホバー時間や風が定常である時間が短くて使えるデータはかなり少なく、また条件も揃い難かった。また機体の水平の認定がむずかしいので、 $\theta$ や $\phi$ の値はそのまま使わずにヨー角 $\psi$ が $90^\circ$ 変化した場合の風に対する釣り合いの変化を勘案して修正した。得られた結果をつぎに示す。

Run	$V_W$ m/s	$\theta$ deg	$\phi$	$C_x S$ $\text{m}^2$	$C_y S$ $\text{m}^2$
21	5.0	1.1	0.85	24.6	19.0
24	3.6	0.7	—	30.2	—
24	3.0	0.5	0.6	31.0	37.2
28	7.5	1.8	—	35.8	—
29	3.5	0.5	0.5	22.8	22.8

32	1.5	0.35	0.4	96.8	99.3
33	1.5	0.3	0.3	116	116
				10.2 <sup>2)</sup>	11.6 <sup>2)</sup>

ここに一は、計測できなかったことを示す。

この結果をみると、風速が小さくて $\theta$ や $\phi$ が小さいとき空気力面積はかなり大きい、これは $\theta$ や $\phi$ を過大に読み取ったためと推測される。したがって空気力面積はこれを除外し、 $C_x S \div 2.3 \sim 3.6$ ,  $C_y S \div 1.9 \sim 3.7$ と推定される。これは機体を単純形状の組み合わせとして計算した場合の約2～3倍である。

## 10. むすび

以上、FTBのタイダウン実験および自由飛行ホバー・タクシー実験について述べた。本実験を以て、7年に亘る一連のFTB試作研究は、成功裡に全計画をすべて終了した。

本実験の結果を要約するとつぎのとおりである。

(1) 実験は、まず機体を地上に固定した状態で、遠隔操作による運転6回および搭乗員の操作による運転4回を実施した。つぎに自由飛行ホバー・タクシー実験を2名のパイロットによって5回ずつ合計10回実施した。

(2) タイダウン実験は、前回実験と同様に実施し、エンジンおよび関連系統は吸気温度32℃でも正常に作動し、また湿度の高い梅雨期にも拘らず、電子関連系統は異常なく機能を果たすことが確認された。

(3) 自由飛行ホバー・タクシー実験は、総飛行時間46min11s, 1飛行最大5min32sを記録し、また、前後移動は距離10～14mで最大速度0.5～1.1m/s, 左右移動は距離9～12mで最大速度0.6～1.5m/s, 左右回頭は角度90°と180°と270°で最大角速度5.5～12°/s, 上下運動は車輪下高度2～4mで最大昇降速度0.1～0.7m/sを記録した。

(4) ホバー・タクシー(ホバー, 回頭, 上下, 前後, 左右)中の姿勢および高度制御に関する各パラメータの使用範囲は、対応する運動(たとえばロール系は左右移動)の場合が当然大きい、その他の運動の場合との明確な相違

は、ヨー系以外では認められなかった。ヨー系では他の系と違って操舵が角速度に比例するので、大きな回頭をするときに大きな操舵をとりやすい。前回実験(ホバーのみ)と比較しても、最大範囲は当然大きい、累積90%範囲では、ヨー系以外は大差なかった。

(5) ホバー・タクシー中の位置誤差(上下, 前後, 左右)は、ホバー時の前後がやや大きく、回頭時の前後と左右が最大±3mであったほかは、最大で±1m, 累積95%範囲で±0.5m以下と極めて小さく、良好な特性を示した(平均風速1～7.5m/s, 最大風速10m/s以上)。

(6) ホバー・タクシー中に、ロール, ピッチ, ヨー, 高度の各制御系には、それぞれ、約0.25Hz, 約0.15Hz, 約0.2Hz, 約0.2Hzのパイロットの位置ないし、方位制御による振動が認められ、いずれも対応する運動以外の運動時に発生しやすく、またヨー系ではロール系とピッチ系の影響を受けやすかった。またロール, ピッチの両系には、それぞれ、約1.2Hz, 約0.8Hzの固有振動が認められ、パイロットはこれと閉ループを構成して無意識のうちに増幅するようであり、かつ、両系のカップリングによってピッチ系の約0.8Hzがロール系に表われた。さらに高度系には、約2.5Hzなどの機械的な局部的共振が認められ、接地時に顕著に表われた。

(7) 以上総合して本機の操縦性は、離着陸および高度保持に関してはヘリコプタと同等、姿勢制御に関してはヘリコプタより容易と評価され、パイロット所見とテレメータ記録は一致した。また操縦桿感度、自動安定装置の特性で決まる安定微係数の値も適正であると判断された。

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)、日本航空電子工業(株)、旭通信社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。データー整理ならびに図および原稿の整理は、新型航空機第2研究グループの岡田典秋技官、林礼子嬢、水野三枝子嬢、翁栄子嬢、航空機公害第1研究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，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；フライングテストベッド・ホバー実験——第5次実験，航技研報告TR-425(1975/9)
- (4) 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(Ⅲ)——実験前性能試験，航技研資料TM-218(1972/7)
- (5) 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)
- (6) 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)
- (7) 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)
- (8) 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)
- (9) 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)
- (10) 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)
- (11) 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)
- (12) 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)
- (13) NATO；V/STOL Handling Qualities Criteria.I-Criteria and Discussion, AGARD Report No577(1970/12)
- (14) 渋谷昭義，川崎純男；フライングテストベッドの脚性能試験，航技研資料TM-219(1972/5)
- (15) H.G.Conway；Landing gear design, Chapman & Hall Ltd., (1958), PP24~25

Table 5. Operational records 運転記録

	Date	Start	Run	Case	Weather	$P_a$	$T_a$	$H$	$V_w$	$D_w$	Operator	$P_s$		$t_s$	$t_f$	$t_i$
	(1971)	Time				$[mm]$	$[^{\circ}C]$	$[%]$	$[m/s]$	$[deg]$		$[kg/cm^2G]$		No 1	No 1	No 1
						Hg]						Na1	Na2			
Tie Down Test (Remote Control)	June 13	10:18	1	0	Cloudy	759.9	17.6	67	1.5	135	Muto	6.0	—	0"	—	—
		10:23	2	0	"	760.0	18.0	68	1.5	135	"	6.0	—	0	—	—
		10:29	3	0	"	760.2	18.4	68	1.5	135	"	—	6.0	—	—	—
		10:40	4	1	"	760.0	18.9	68	2.0	180	"	6.0	—	0	14"	50"
		11:06	5	2	"	760.1	19.2	65	3.0	90	"	—	6.0	—	—	—
		13:47	6	3	"	759.7	19.6	65	3.0	135	Oike	6.0	6.0	0	28	
		14:38	7	4	"	759.7	19.2	68	3.0	90	Goto	6.0	6.0	0	14	50
		15:09	8	5	"	759.6	18.9	65	2.5	90	Suzuki	6.5	—	0	—	—
		15:17	9	5	"	759.6	18.9	65	2.5	90	"	6.5	6.5	0	16	
(by Crew)	14	14:44	10	0	Cloudy	757.1	21.3	70	2.0	112	Oike			0	—	—
		14:54	11	0	rainy	757.1	21.0	79	2.0	112	"			—	—	—
		15:03	12	7	"	757.0	20.2	79	2.0	112	"			0	22	1'30"
		16:38	13	8	"	756.5	18.5	79	0.5	0	Goto			0	15	1 20
		17:38	14	9	"	756.5	18.5	79	1.0	90	Suzuki			0	14	
	15	10:45	15	0	Clear	756.5	25.2	72	2.0	135	Oike			0	—	—
		10:50	16	0	"	756.5	25.2	72	2.0	135	"			—	—	—
		10:52	17	7	"	756.5	25.2	72	2.0	135	"			0	20	1 20
Free Flight Test	16	15:28	18	0	Clear	754.2	24.3	75	2.5	135	Goto			0	—	—
		15:32	19	0	"	754.2	24.3	75	3.5	135	"			—	—	—
		15:47	20	12	"	754.2	24.4	72	3.5	135	"			0	16	
		17:11	21	13	"	754.2	22.6	80	4.0	135	"			0	20	
	17	15:06	22	0	Cloudy	755.2	23.3	63	4.0	135	"			0	—	—
		15:10	23	0	"	755.2	23.1	63	4.0	135	"			—	—	—
		15:19	24	14 20	"	754.9	22.9	63	3.0	135	"			0	15	
		17:22	25	17	"	754.8	22.0	70	3.0	135	Suzuki			0	35	
	18	10:30	26	0	Clear	753.9	27.8	45	7.5	270	"			0	—	—
		10:34	27	0	"	753.9	27.5	45	7.5	270	"			—	—	—
		10:41	28	18	"	753.8	27.0	44	7.5	270	"			0	17	
	19	14:41	29	19 23	Cloudy	754.7	26.1	44	3.0	270	"			0	17	
		14:02	30	21	"	756.1	22.8	54	4.0	135	Goto			0	14	
		16:30	31	24	"	756.4	21.7	62	3.0	135	Suzuki			0	29	
	21	14:02	32	22	rainy	758.0	17.0	77	1.0	315	Goto			0	16	
15:52		33	25	"	757.6	26.8	78	1.0	315	Suzuki			0	16		

[ Note ] Na1, Na2 : E/G Na, — ; No operation, Blank ; No data, FTB nose direction :

\* 1 ; Start air was not changed from Na1 to Na2. , \* 2 ; Ignitor circuit

Table 5. (Continued)

$t_s$ No 2	$t_f$ No 2	$t_i$ No 2	$t_a$	$t_u$	Operation	$t_d$	$t_l$	$t_o$	$t_c$		$W_u$	$W_d$	$W_F$	Remarks
									No 1	No 2				
—	—	—	—	—	No1 dry motoring	—	—	23'	2' 02"	—	—	—	—	Fault start*1
—	—	—	—	—	No1 "	—	—	21	1 59	—	—	—	—	
0'	—	—	—	—	No2 "	—	—	22	—	2' 12"	—	—	—	
—	—	—	—	—	No1 E/G check	—	3' 30"	4' 22"	2 15	—	—	—	69	
0	13'	44'	—	—	No2 "	—	3 40	4 43	—	2 17	—	—	86	Fault start*2
1' 34"	1' 48"	2' 40"	—	—	E/G check	—	5 55	6 46	2 16	2 13	—	—	178	
1 10	1 29	2 00	—	—	"	—	5 00	6 10	2 16	2 11	—	—	155	
—	—	—	—	—	—	—	—	53	2 14	—	—	—	—	
1 20	1 44	2 25	—	—	E/G check	—	5 40	6 30	2 32	2 19	—	—	166	
—	—	—	—	—	No1 dry motoring	—	—	35	2 03	—	—	—	—	
0	—	—	—	—	No2 "	—	—	32	—	2 16	—	—	—	
1 48	2 00	3 45	—	—	check	—	6 30	6 53	2 17	2 19	—	—	186	
1 35	2 10	2 30	3' 30"	—	"	—	9 50	10 32	2 17	2 14	—	—	276	
1 11	1 27	2 20	2 30	—	"	—	8 10	8 58	2 16	2 11	—	—	245	
—	—	—	—	—	No1 dry motoring	—	—	32	2 10	—	—	—	—	
0	—	—	—	—	No2 "	—	—	31	—	2 16	—	—	—	
1 33	1 58	3 00	—	—	check	—	6 05	6 37	2 18	2 20	—	—	178	
—	—	—	—	—	No1 dry motoring	—	—	22	2 07	—	—	—	—	
0	—	—	—	—	No2 "	—	—	25	—	2 17	—	—	—	
1 05	1 35	—	2 20	3' 09"	Free Flight	7' 41"	—	8 13	2 17	2 16	1990	1794	250	
1 04	1 20	—	2 06	2 50	"	6 25	—	7 00	2 20	2 17	2001	1843	212	
—	—	—	—	—	No1 dry motoring	—	—	14	2 01	—	—	—	—	
0	—	—	—	—	No2 "	—	—	23	—	2 16	—	—	—	
1 05	1 30	—	2 40	3 09	Free Flight	7 34	—	7 53	2 18	2 15	1995	1805	240	
1 02	1 32	—	2 30	3 30	"	8 37	—	8 11	2 21	2 14	1989	1828	242	
—	—	—	—	—	No1 dry motoring	—	—	28	2 07	—	—	—	—	Exhibition test
0	—	—	—	—	No2 "	—	—	26	—	2 13	—	—	—	
1 17	1 40	—	2 38	3 37	Free Flight	7 40	—	8 13	2 18	2 22	1992	1811	249	
1 11	1 29	—	—	3 31	"	8 06	—	8 38	2 17	2 15	1989	1811	261	
1 03	1 14	—	2 10	2 58	"	7 10	—	7 36	2 22	2 13	1992	1805	239	Exhibition test
1 16	1 40	—	2 52	3 42	"	9 02	—	9 27	2 20	2 12	1989	1774	285	
1 03	1 16	—	—	2 50	"	7 39	—	7 55	2 20	2 19	2001	1799	250	
1 02	1 20	—	2 19	2 55	"	8 27	—	8 55	2 12	2 13	1996	1777	269	

Run 1~17:50° ( about north east ), Run 18~33:320° ( about north west ) at start, breaker off, Case : See table 4



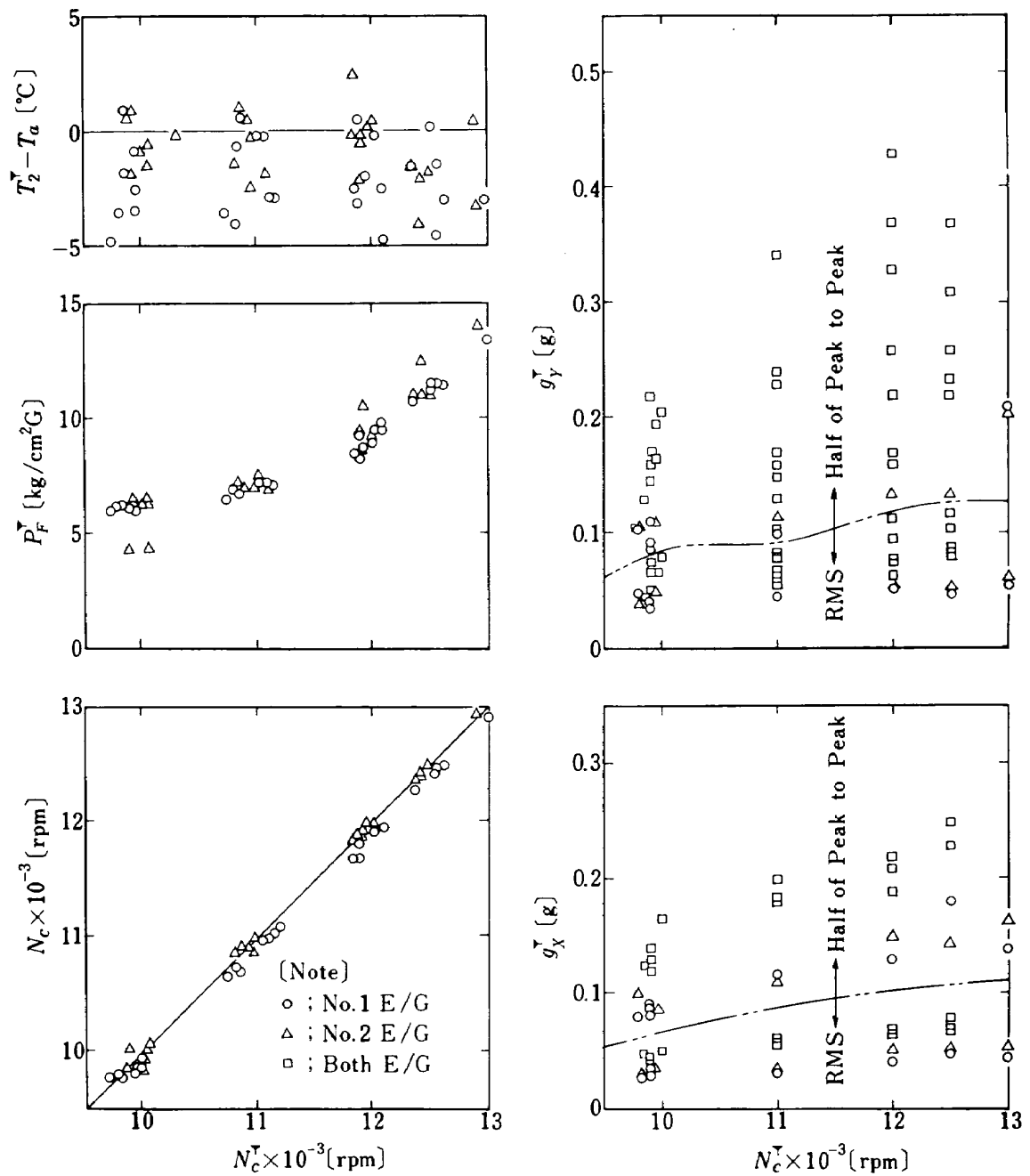


Figure 13 Engine and vibration data at tie down test  
 タイダウン試験時のエンジンおよび振動データ

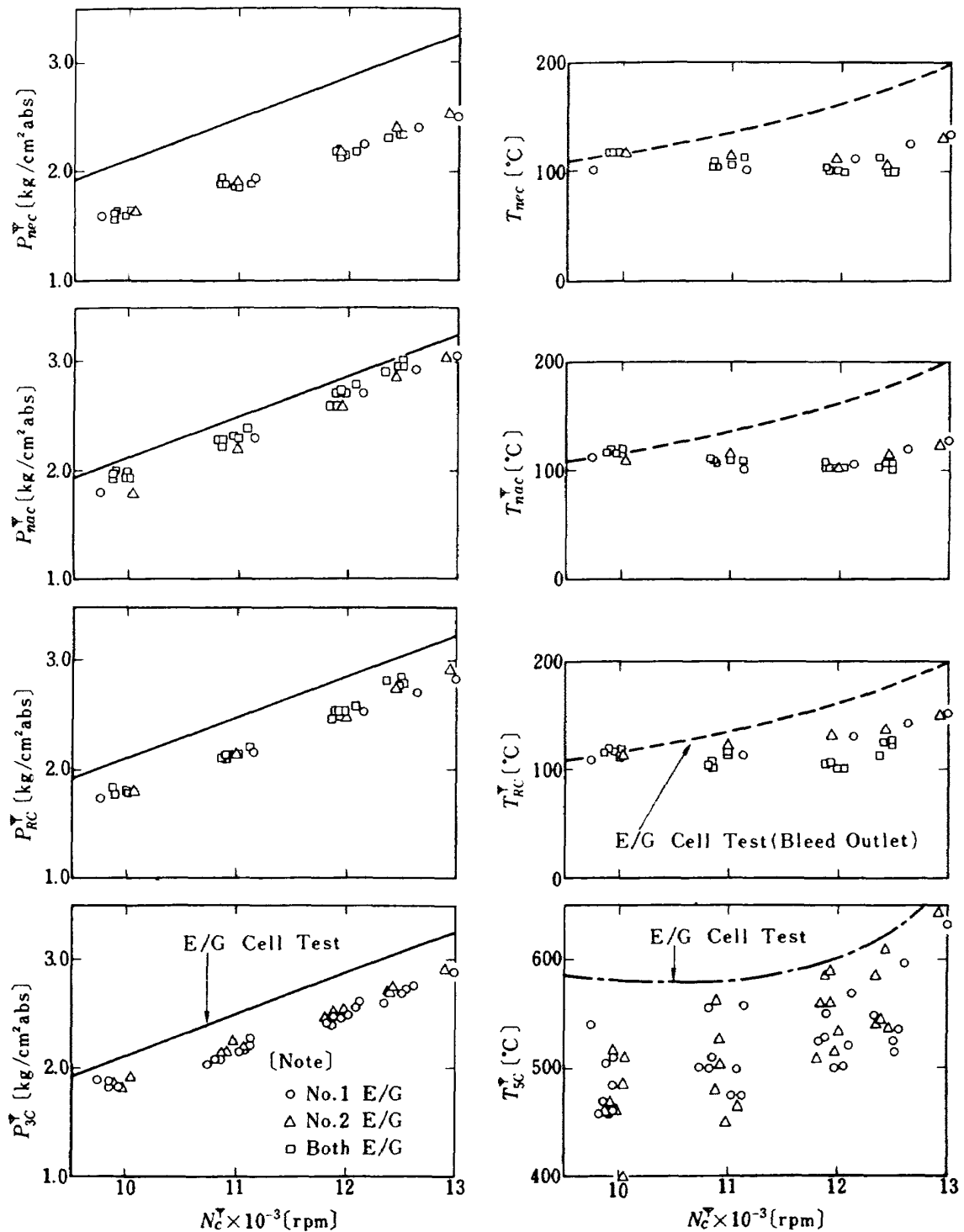


Figure 14 Bleed air and exhaust gas data at tie down test  
タイダウン試験時の抽気および排気データ

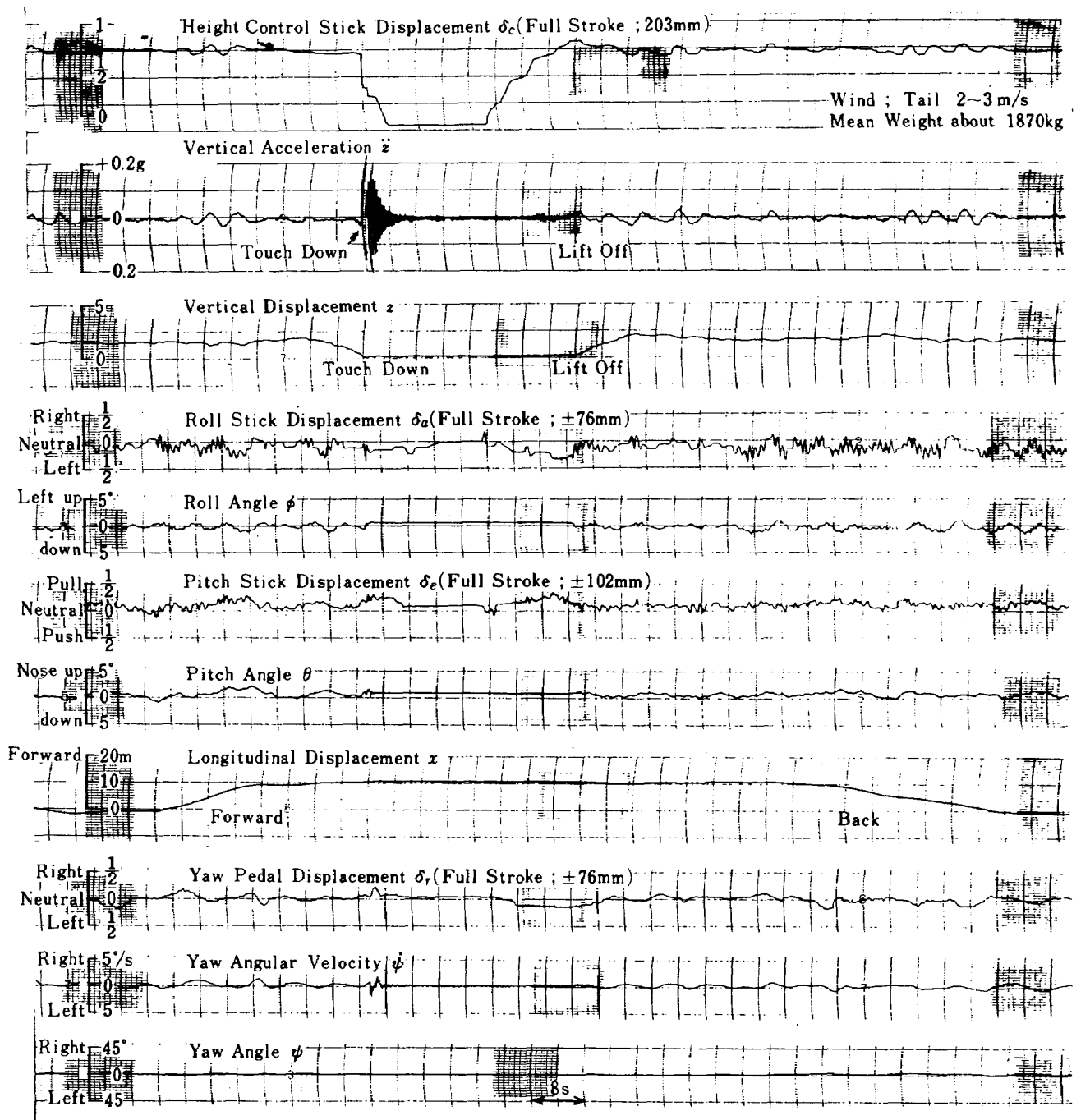


Figure 15 Fore and aft movement, and appointed landing records (Run 20)

前後移動および指定地着陸記録

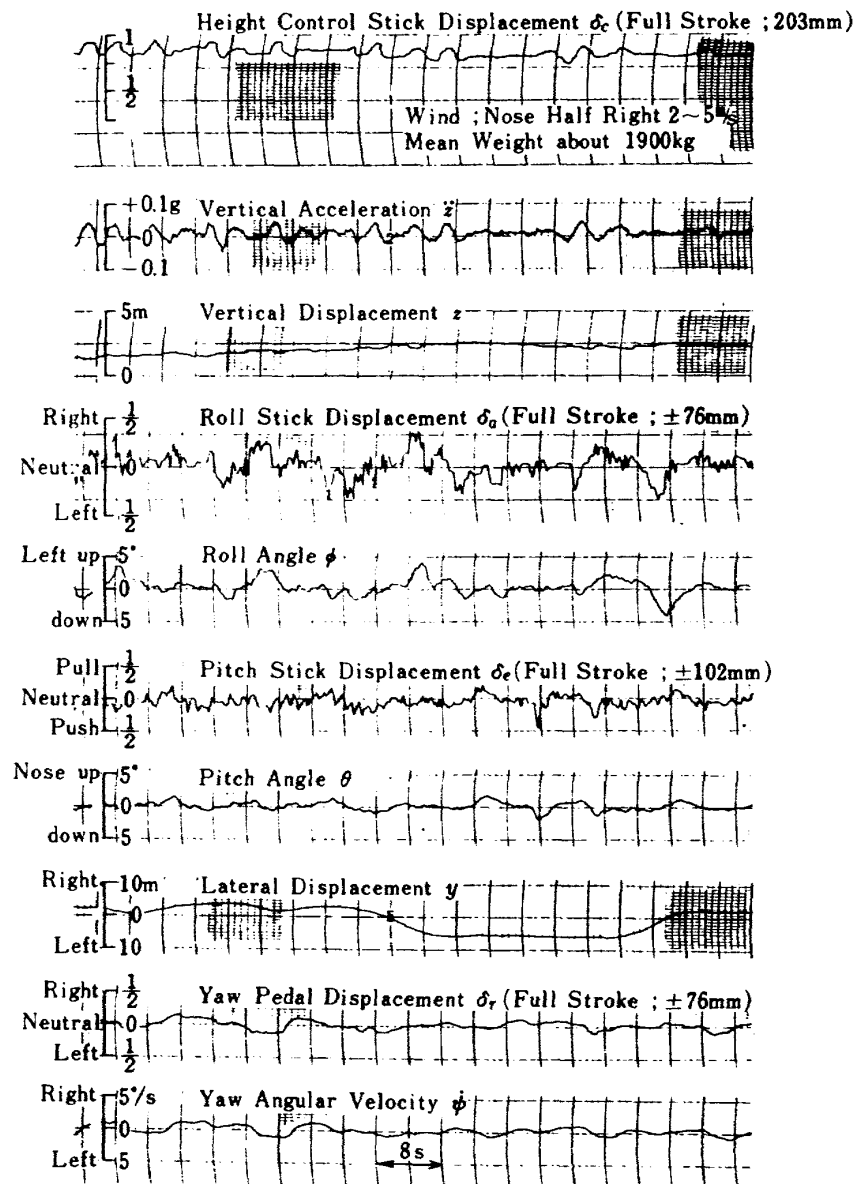


Figure 16 Right and left movement records (Run 29)  
左右移動記録

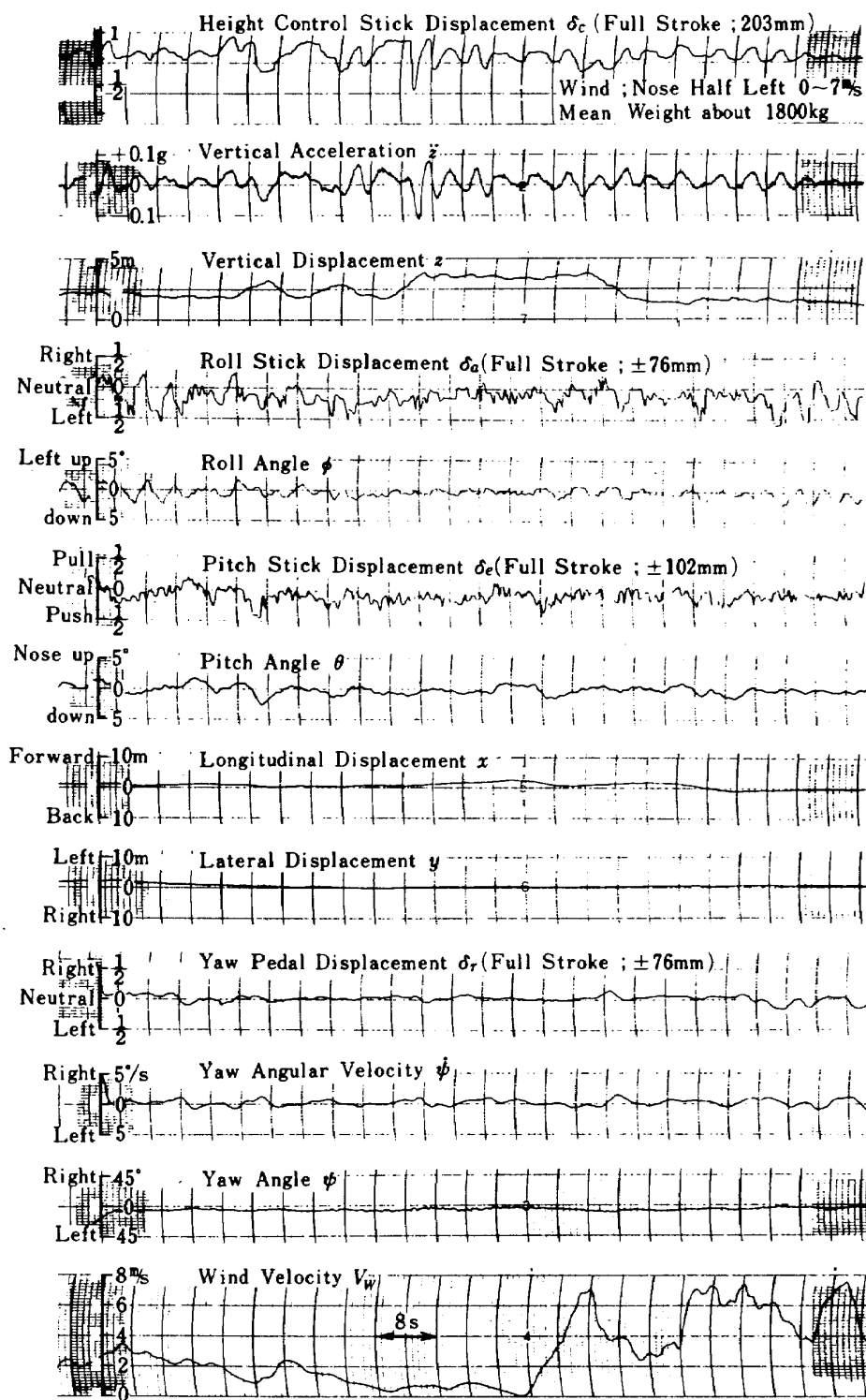


Figure 17 Wind effects on hover records (Run 29)

ホバー記録における風の影響

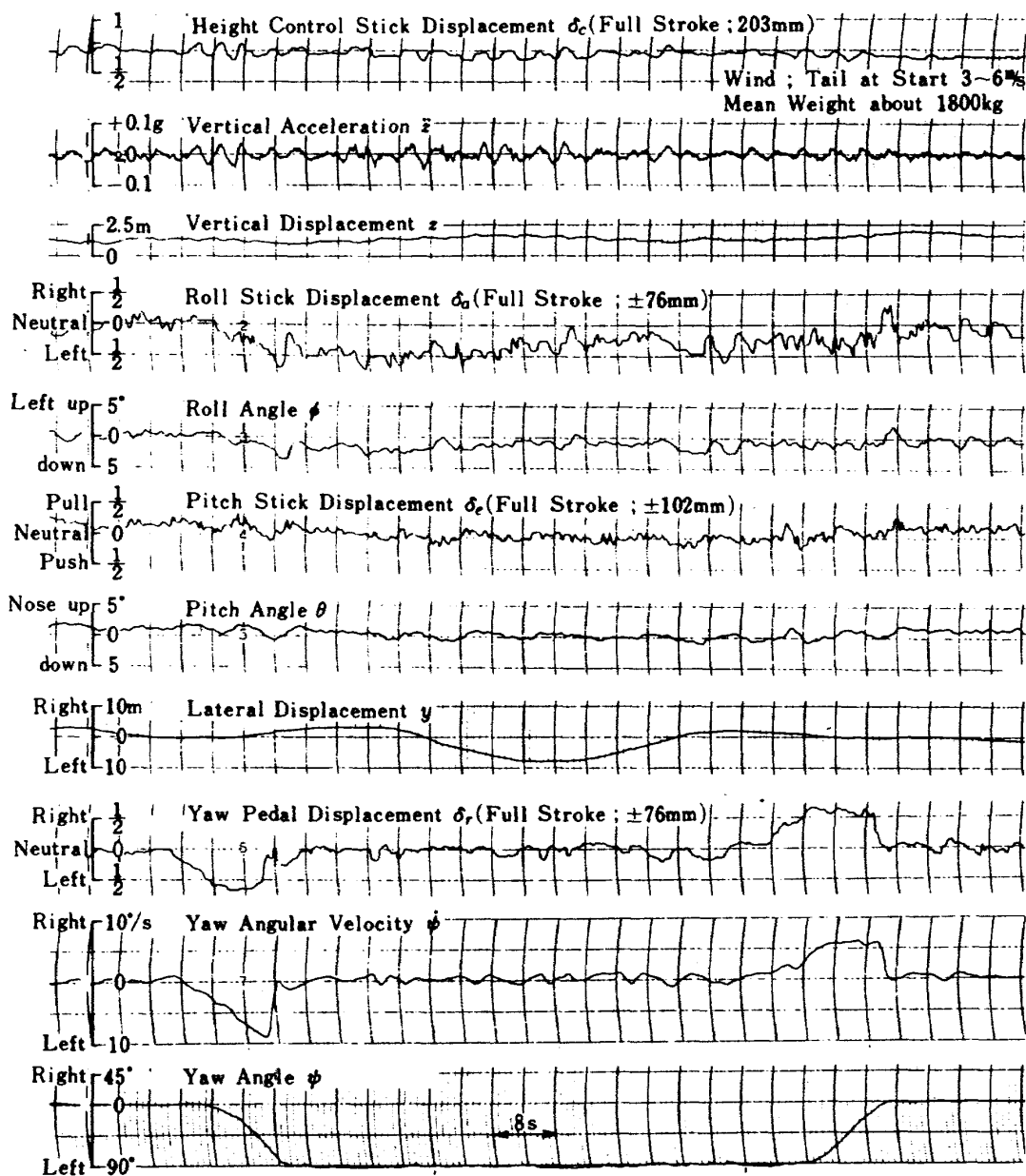


Figure 18 Hover turn records (Run 30) 回頭記録

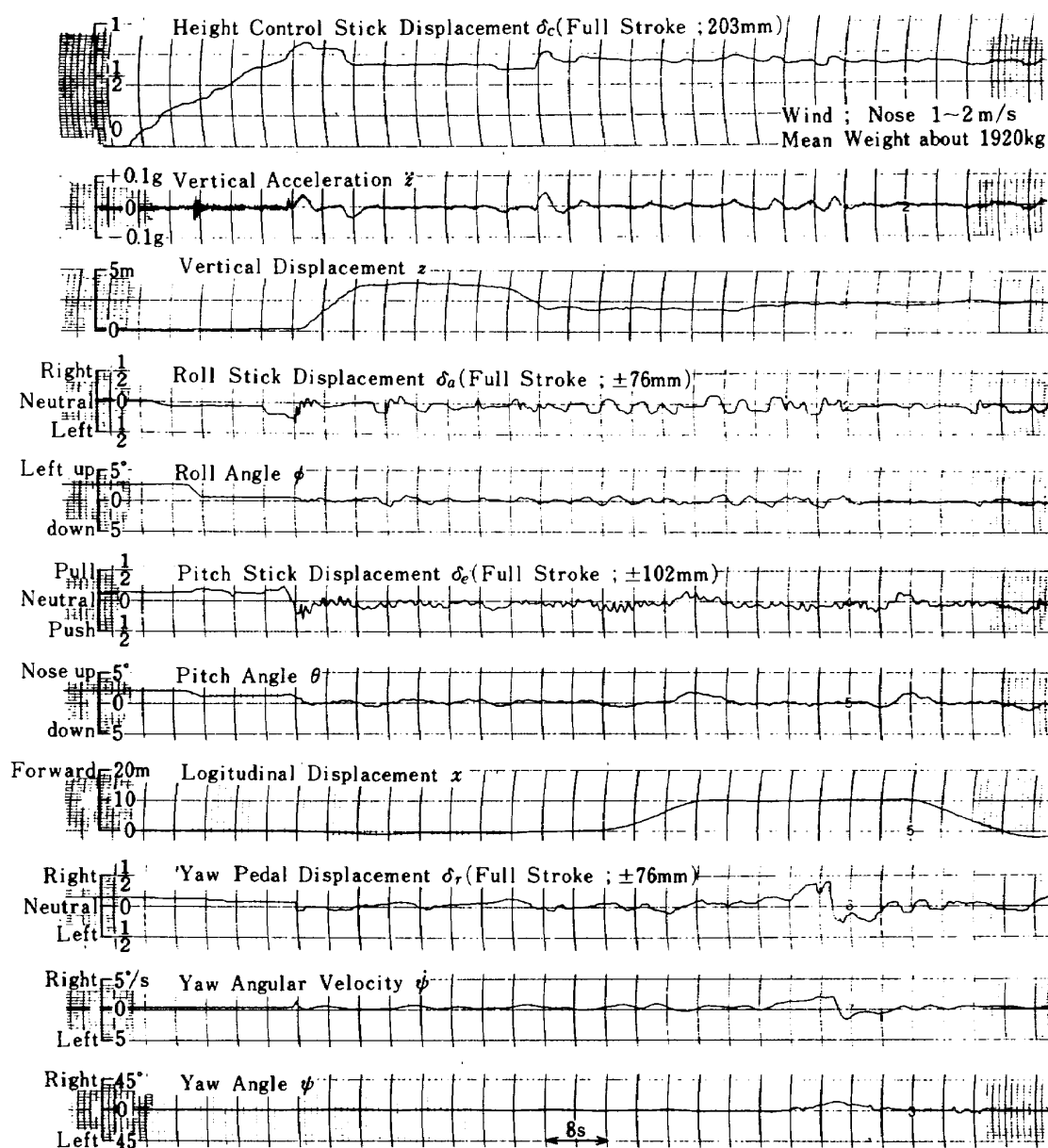


Figure 19 Climb and descent records (including fore and aft movement, Run 32)

上昇，下降記録（前後移動を含む）

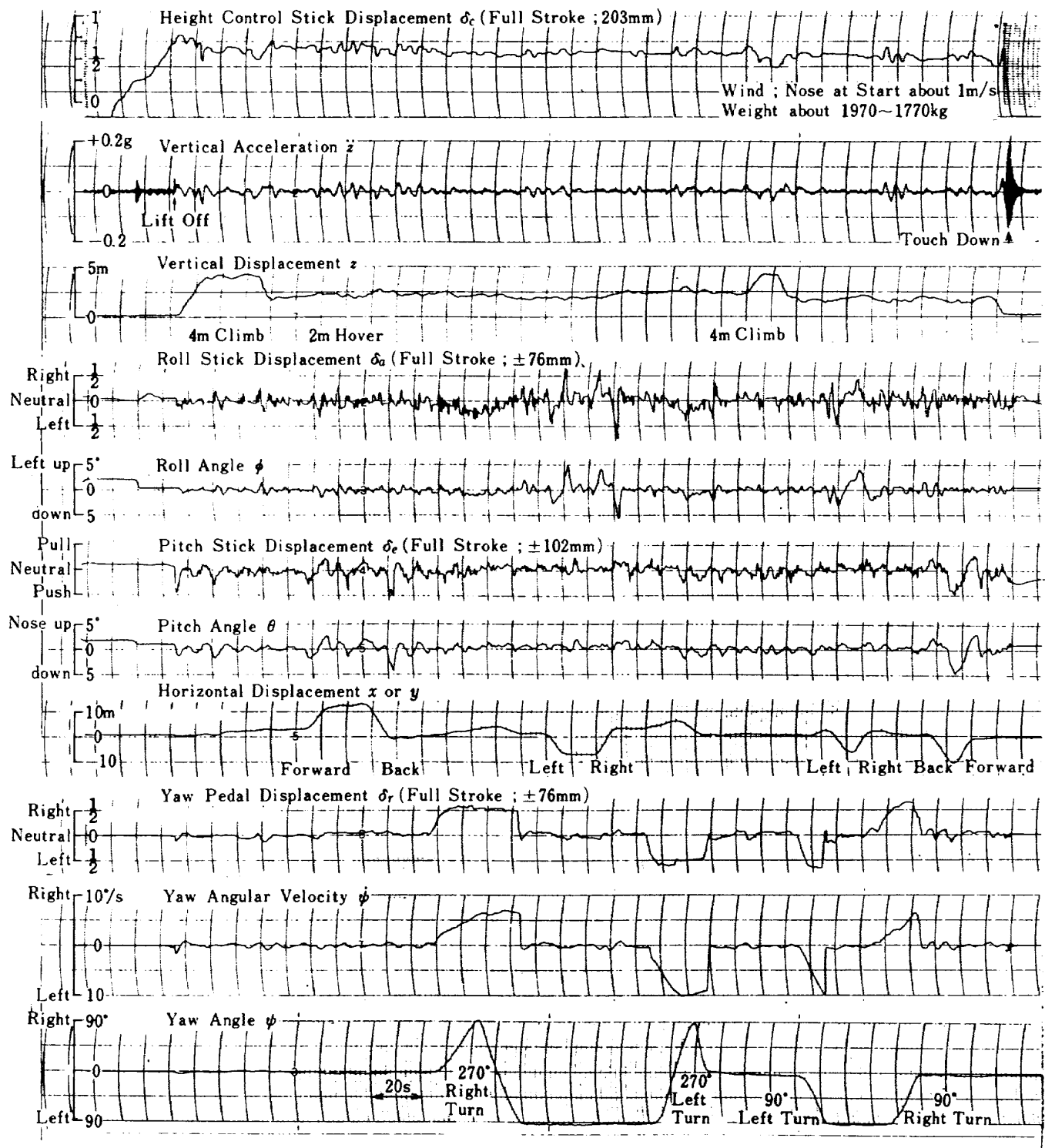
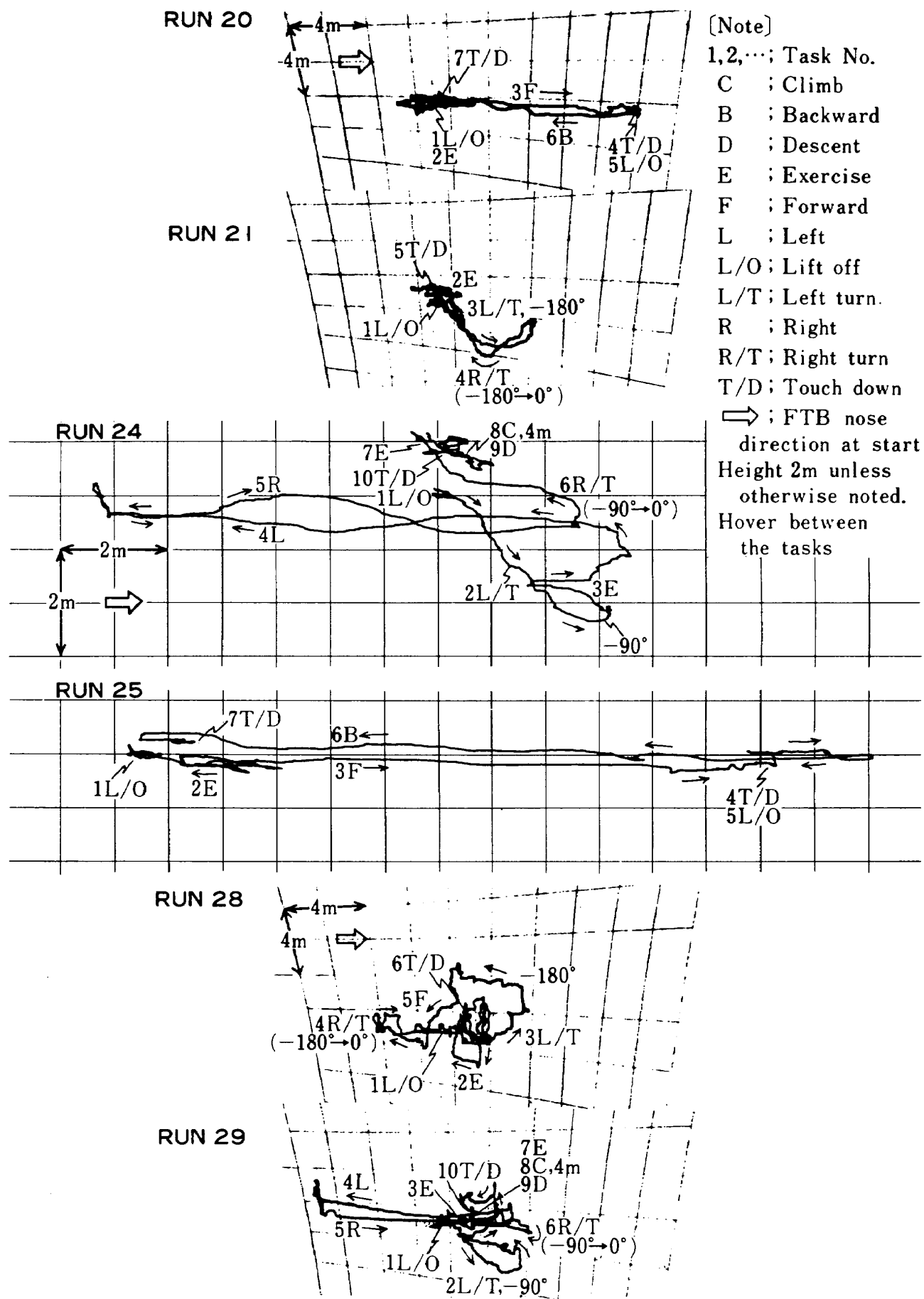


Figure 20 Flight records for compound tasks (Run 33)  
複合課題の飛行記録





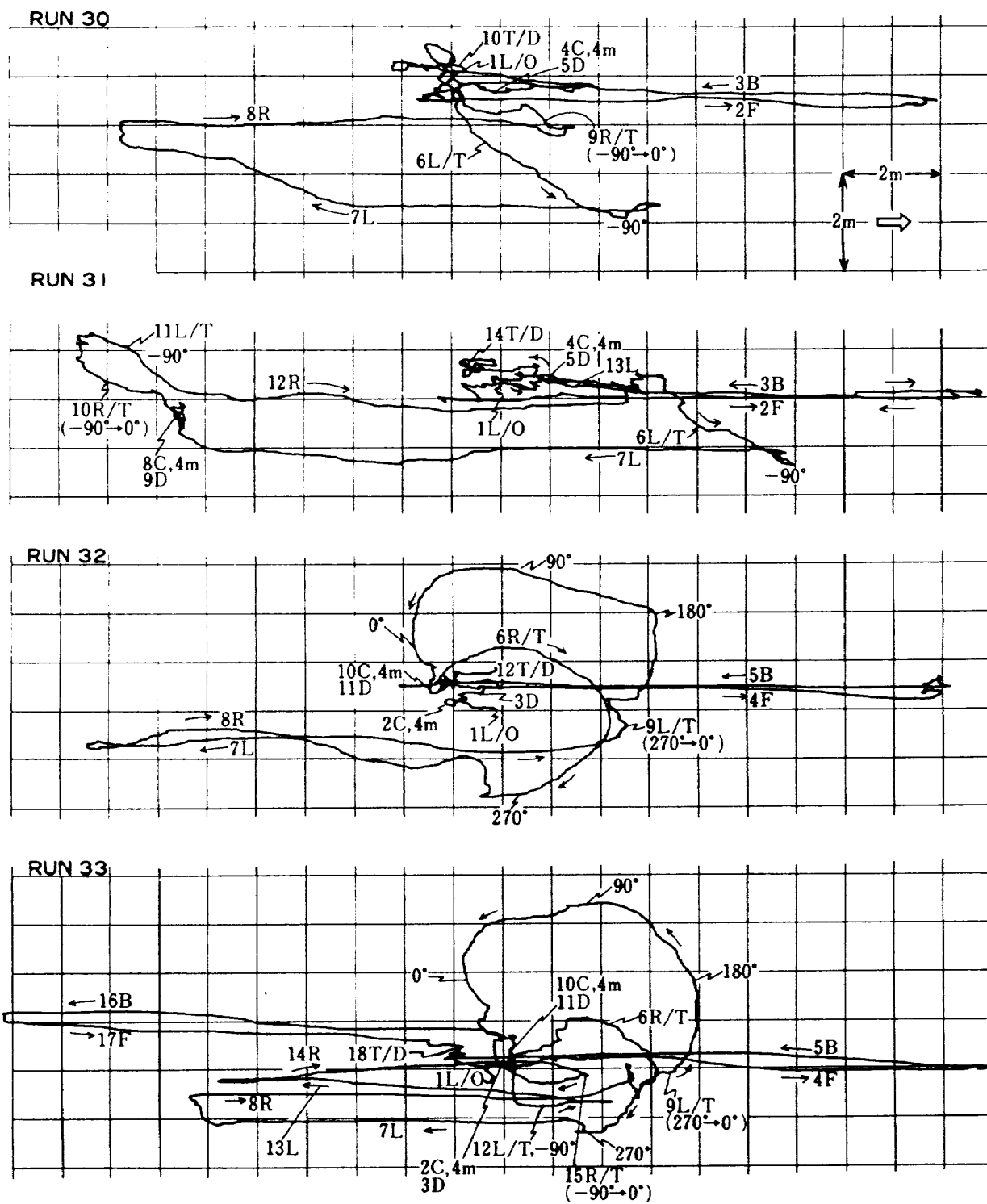


Figure 21 ( Continued )

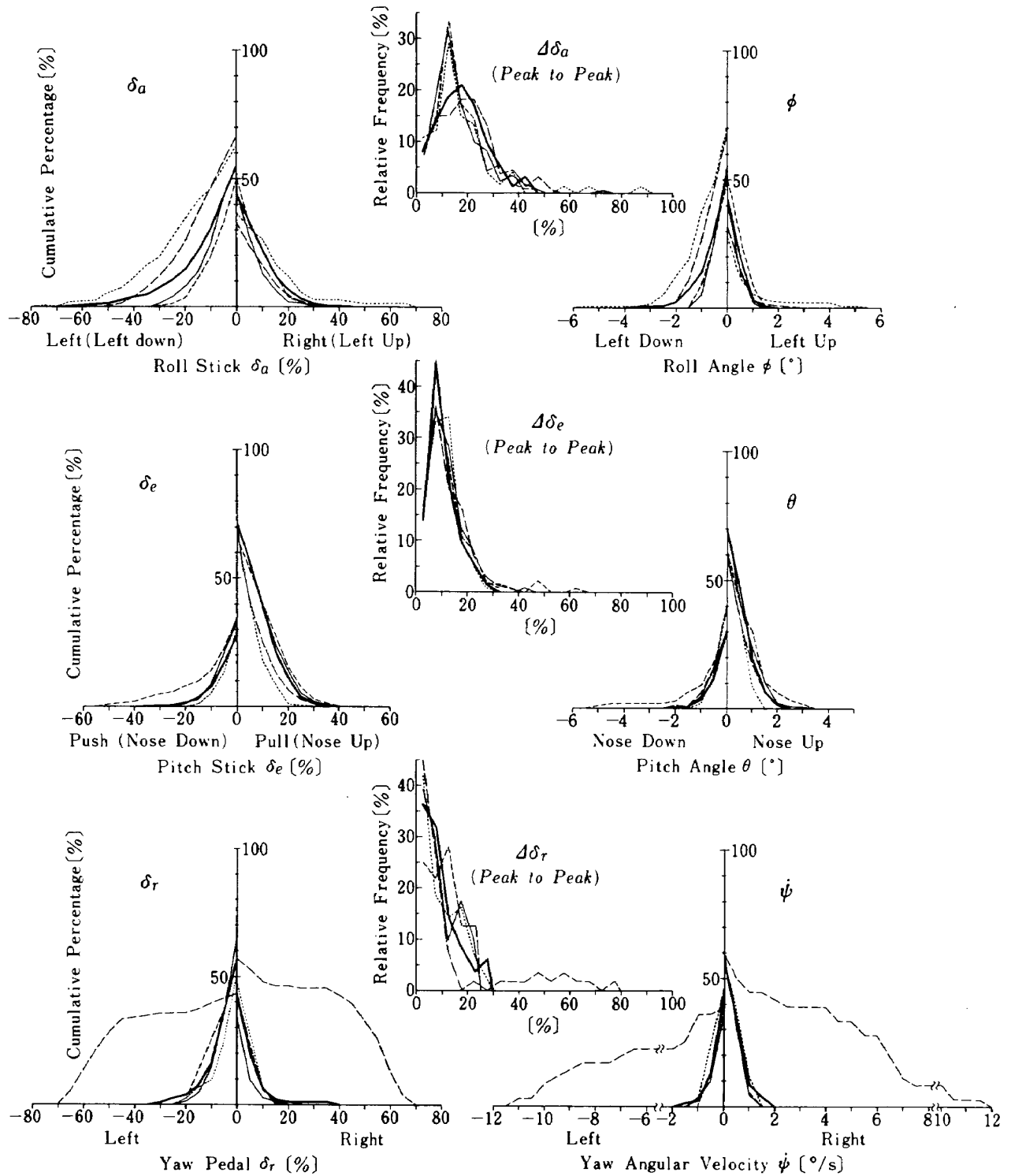


Figure 22 Various frequency distribution for flight control parameter  
飛行制御のパラメータに関する各種度数分布

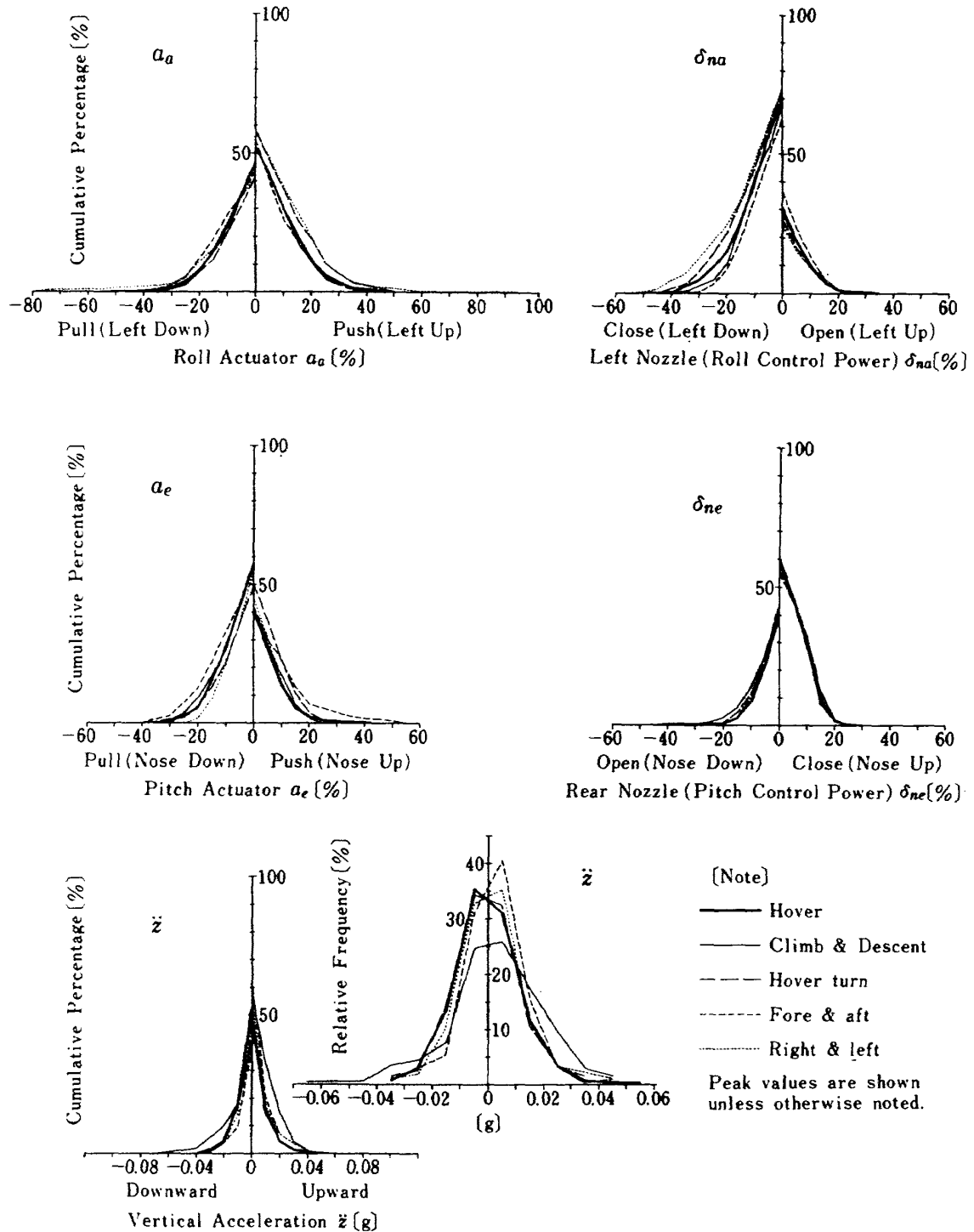


Figure 22 ( Continued )

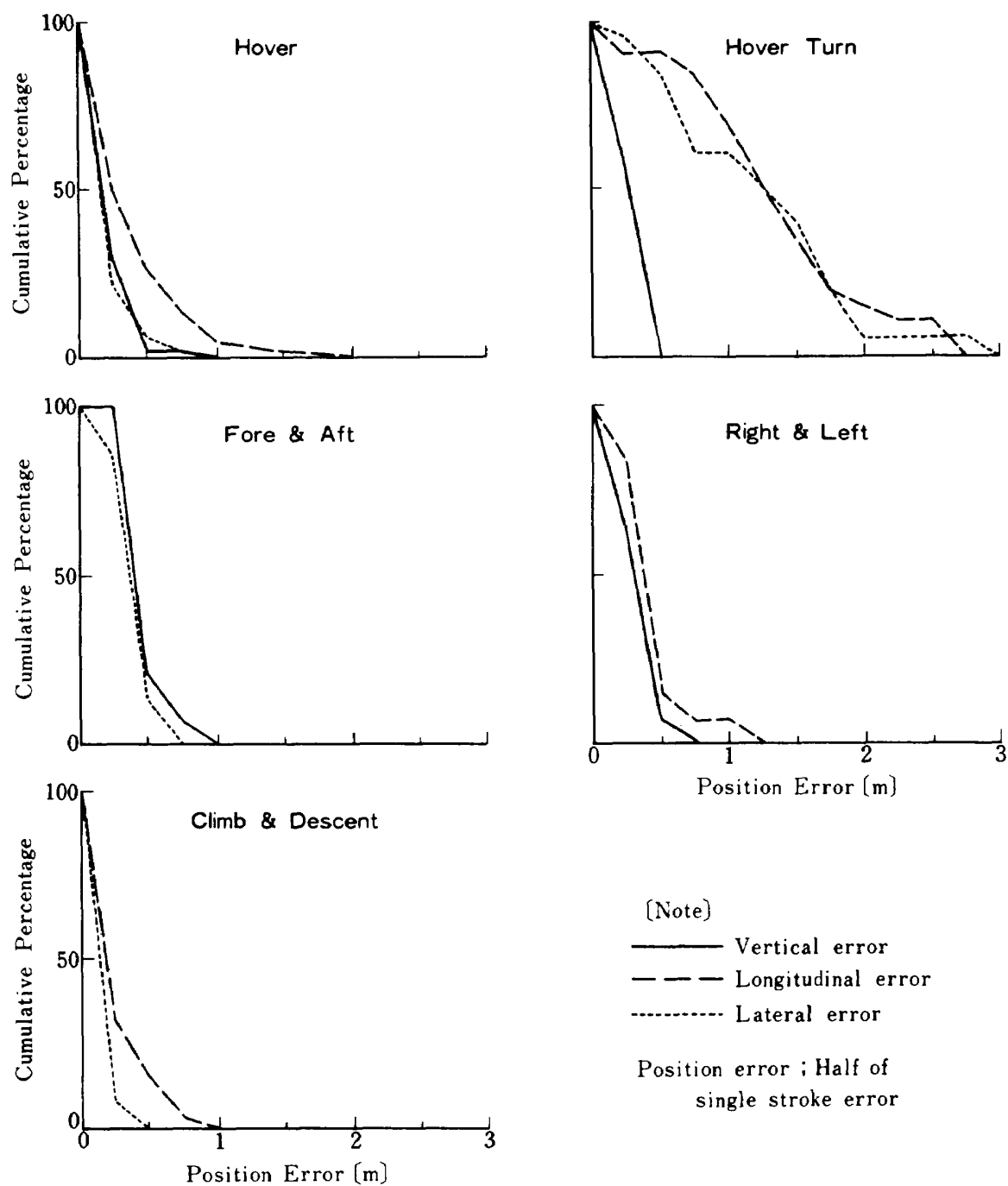


Figure 23 Various cumulative percentage for position error  
 位置誤差に対する各種累積百分率

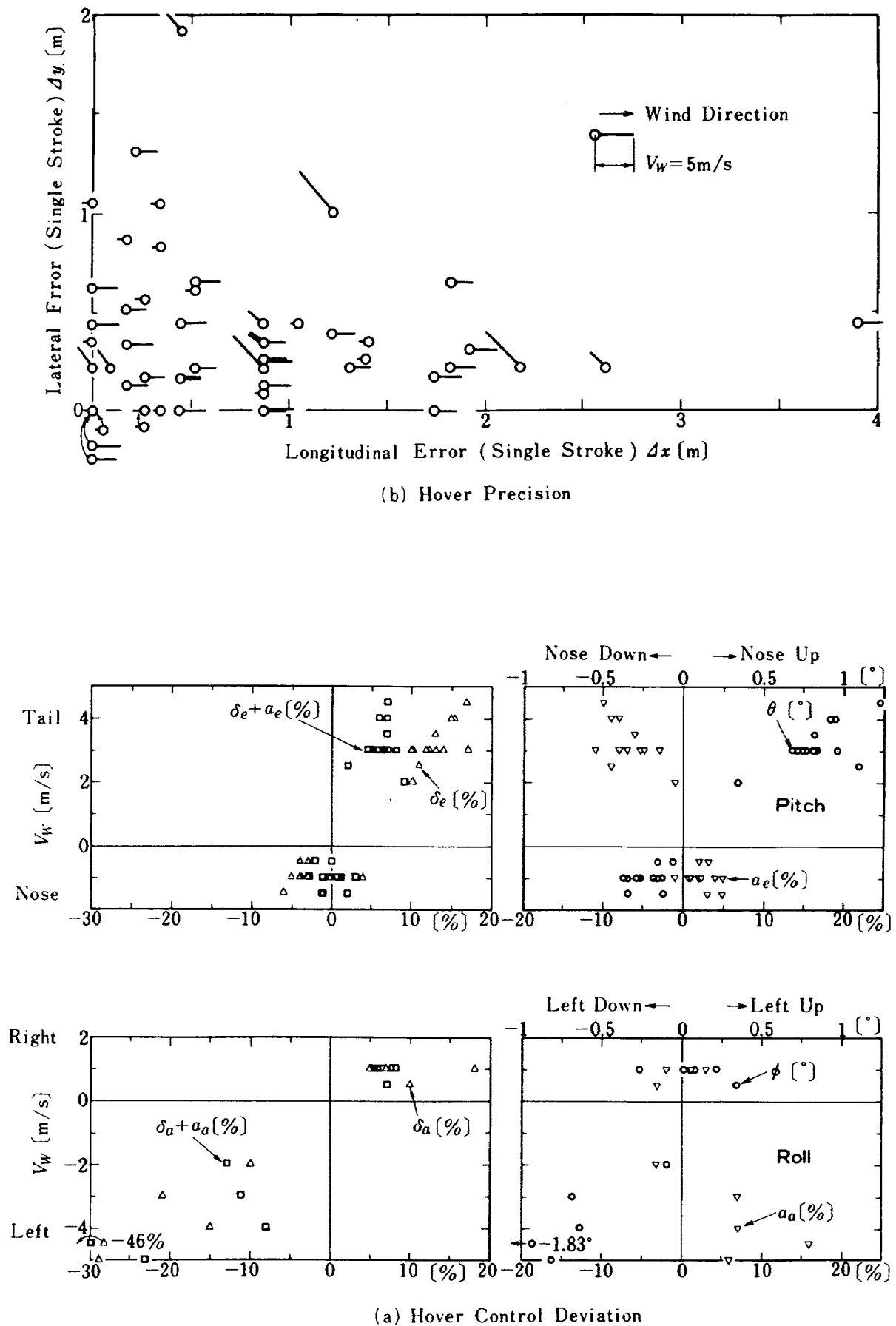


Figure 24 Hover control deviation and hover precision in the wind  
風のある時のホバー制御のずれとホバー精度

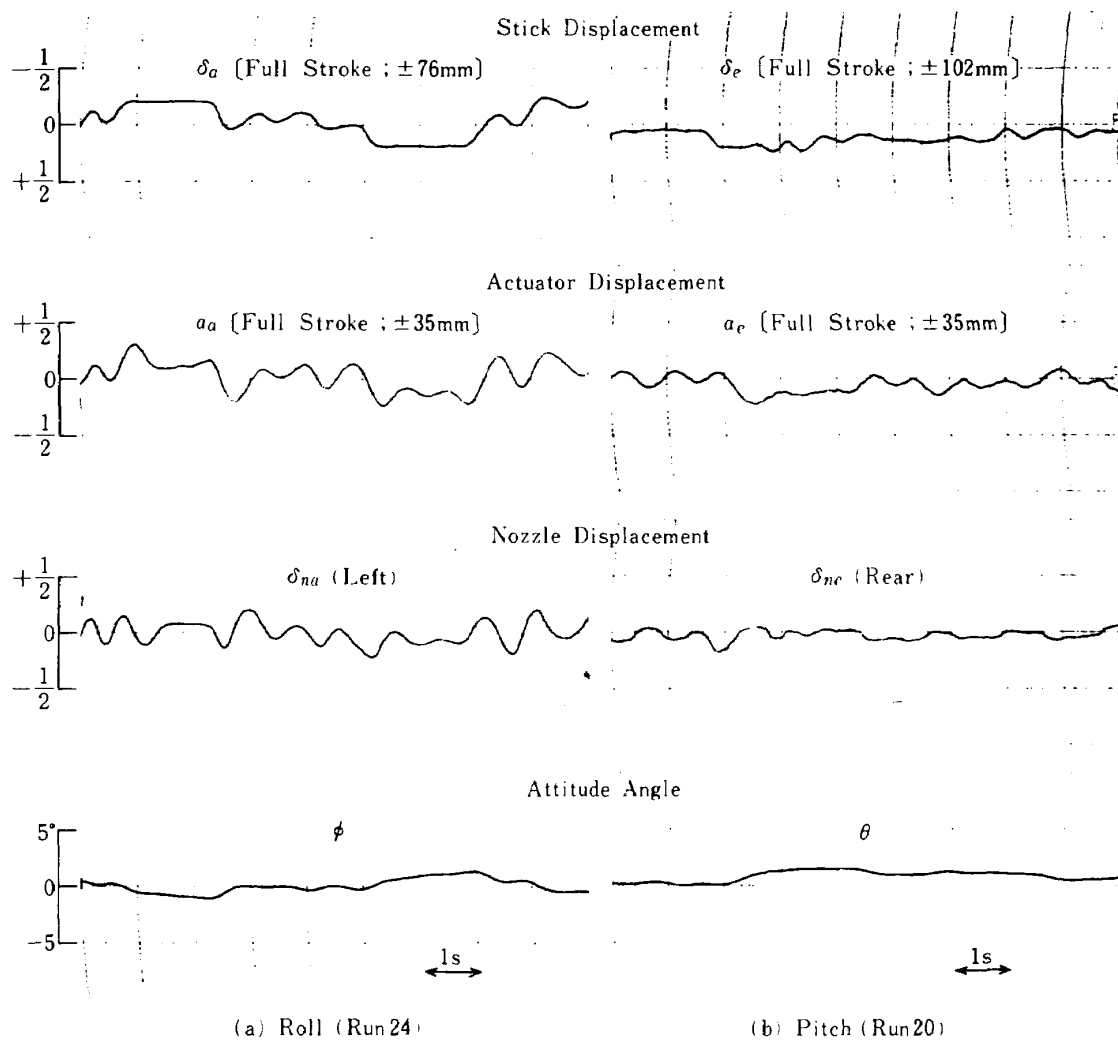
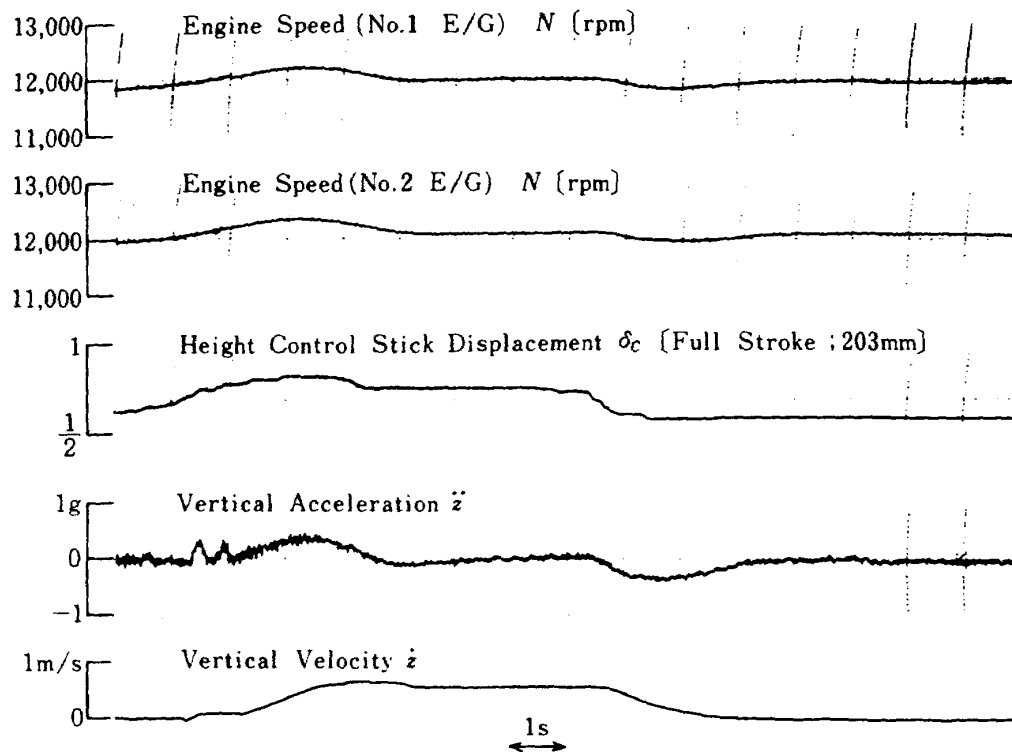
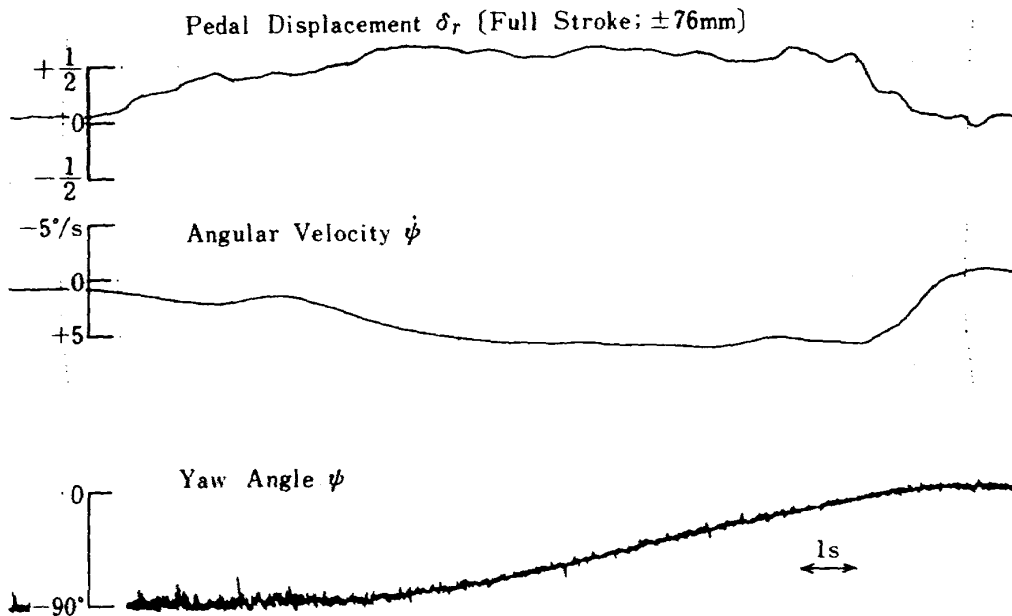


Figure 25 Step responses by cockpit controls  
操縦席内操縦装置によるステップ応答



(d) Height (Run 32)



(c) Yaw (Run 30)

Figure 25 ( Continued )



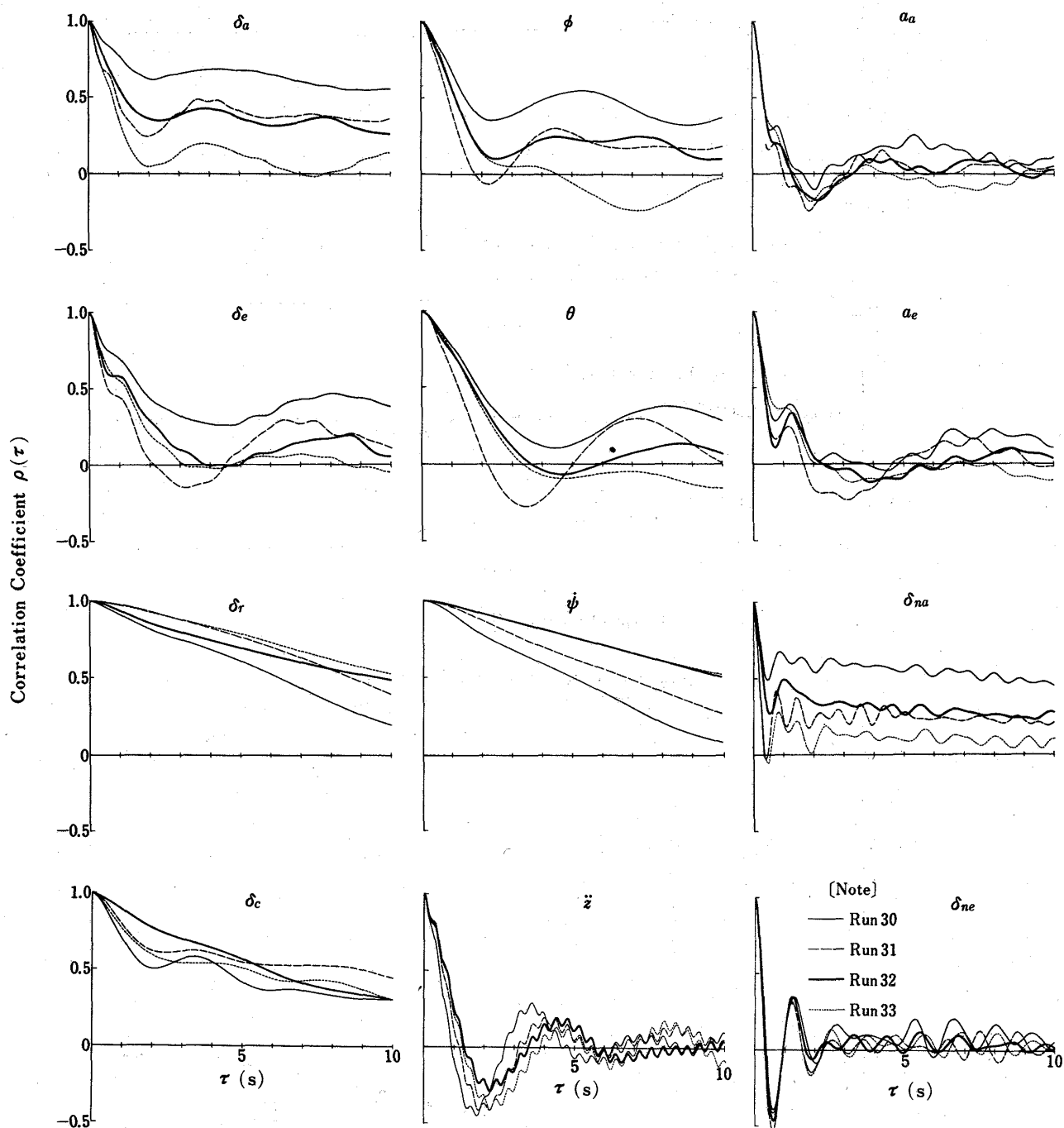


Figure 26 Auto correlograms of flight data (Run 30~33)

飛行データのオートコレログラム

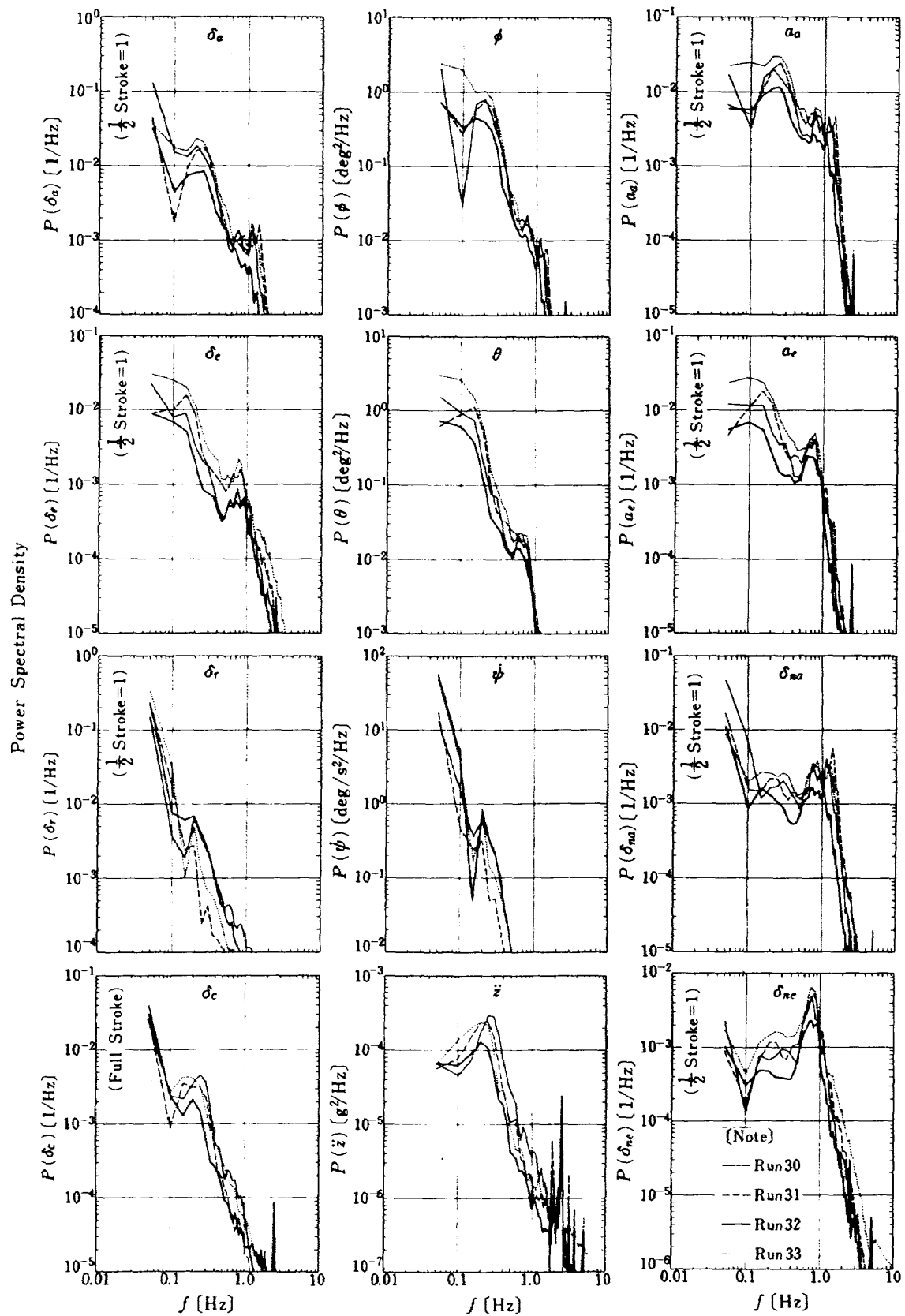


Figure 27 Power spectra of flight date (Run 30~33)  
 飛行データのパワースペクトル

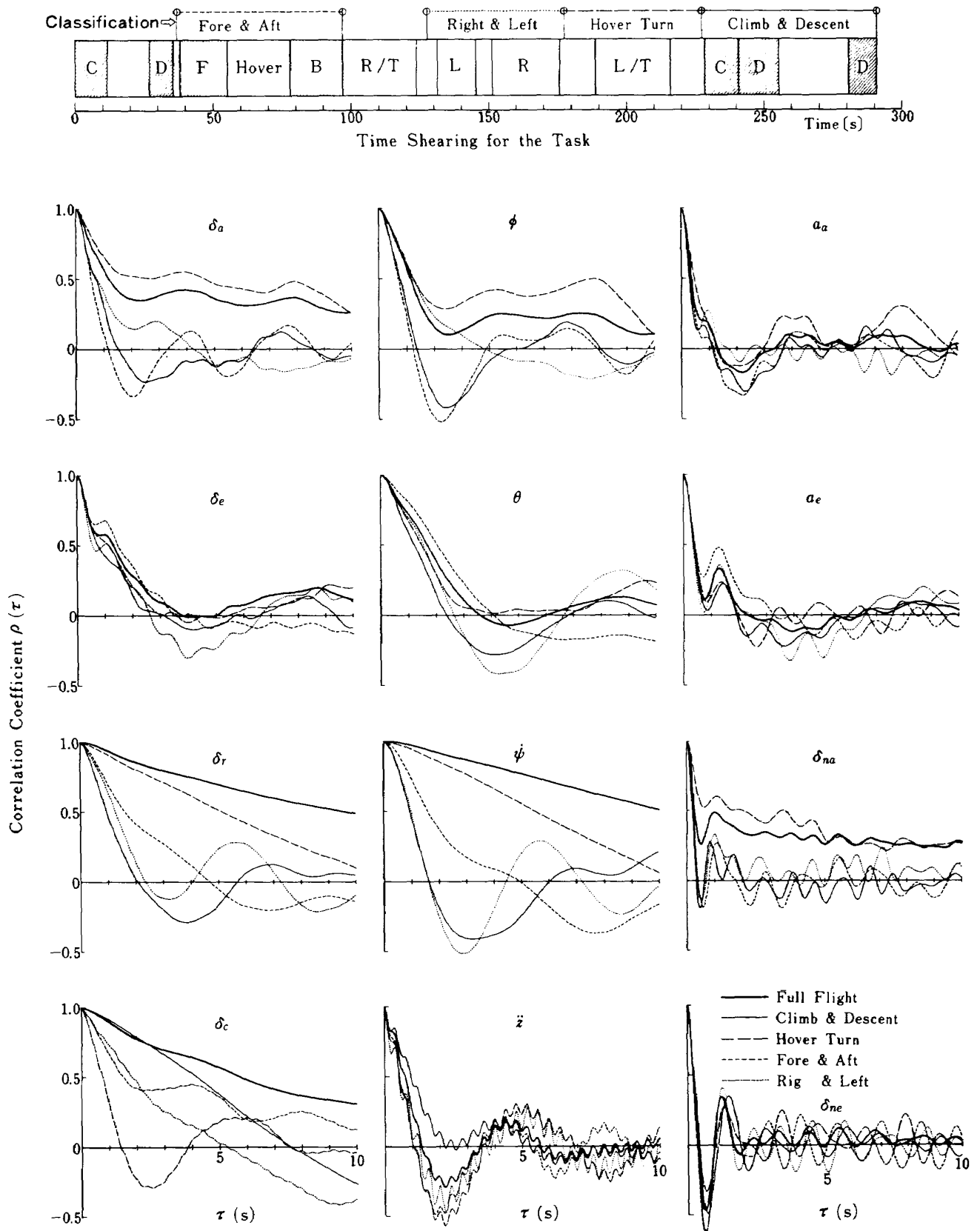


Figure 28 Auto correlograms of various tasks of Run 32 flight  
32 番飛行のタスク別オートコレログラム

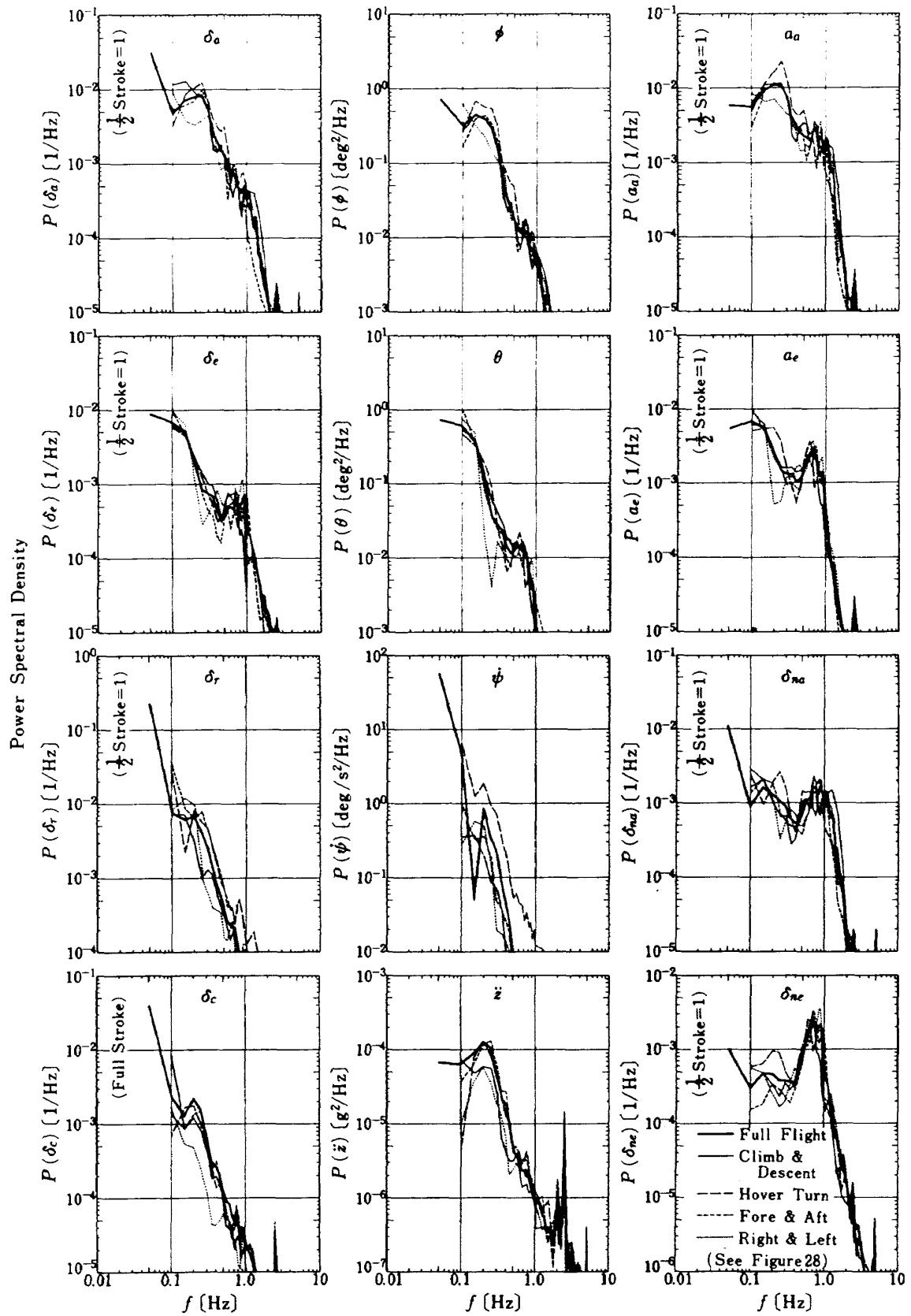


Figure 29 Power spectra of various tasks of Run 32 flight  
32 番飛行のタスク別パワースペクトル

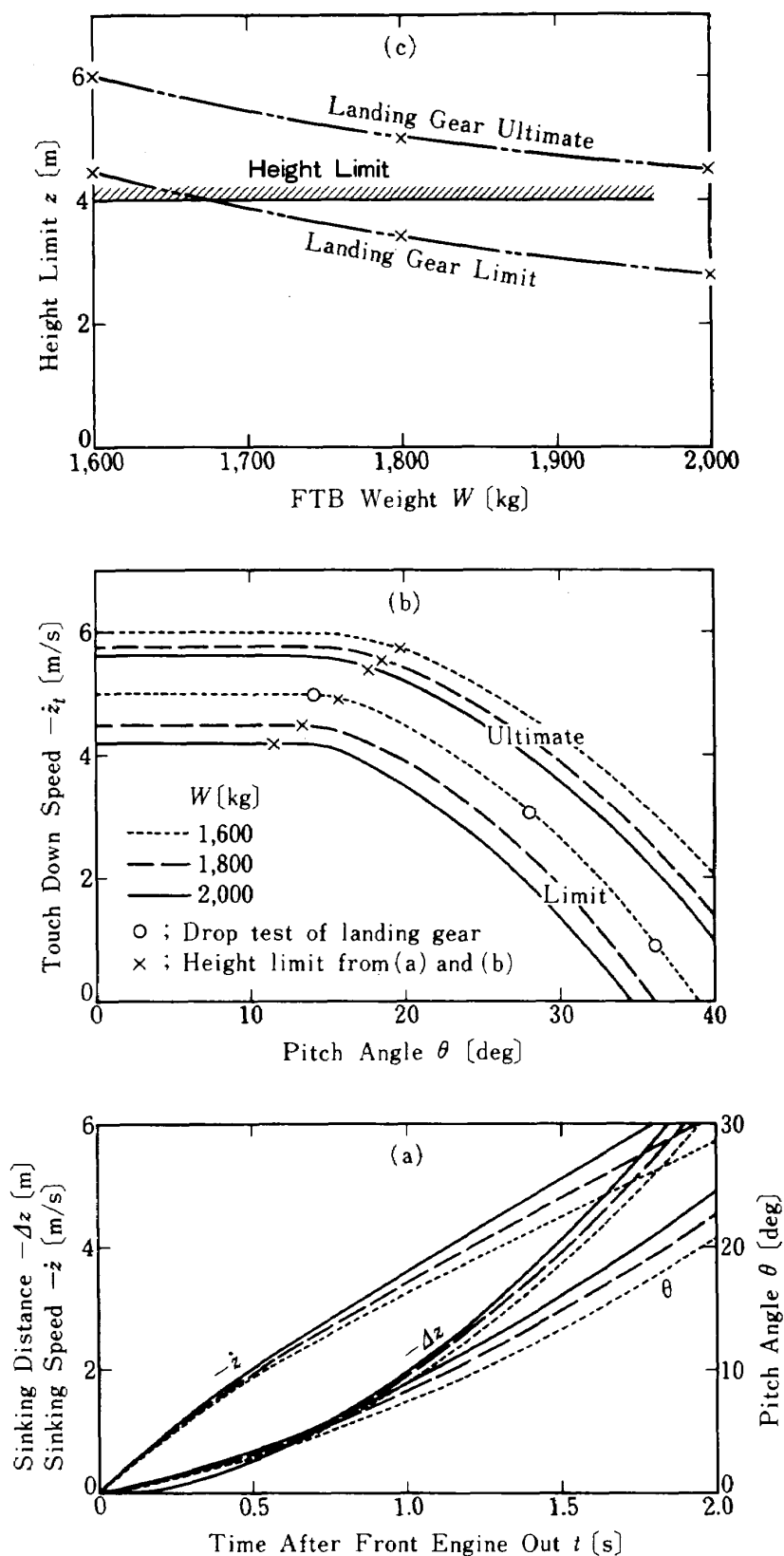
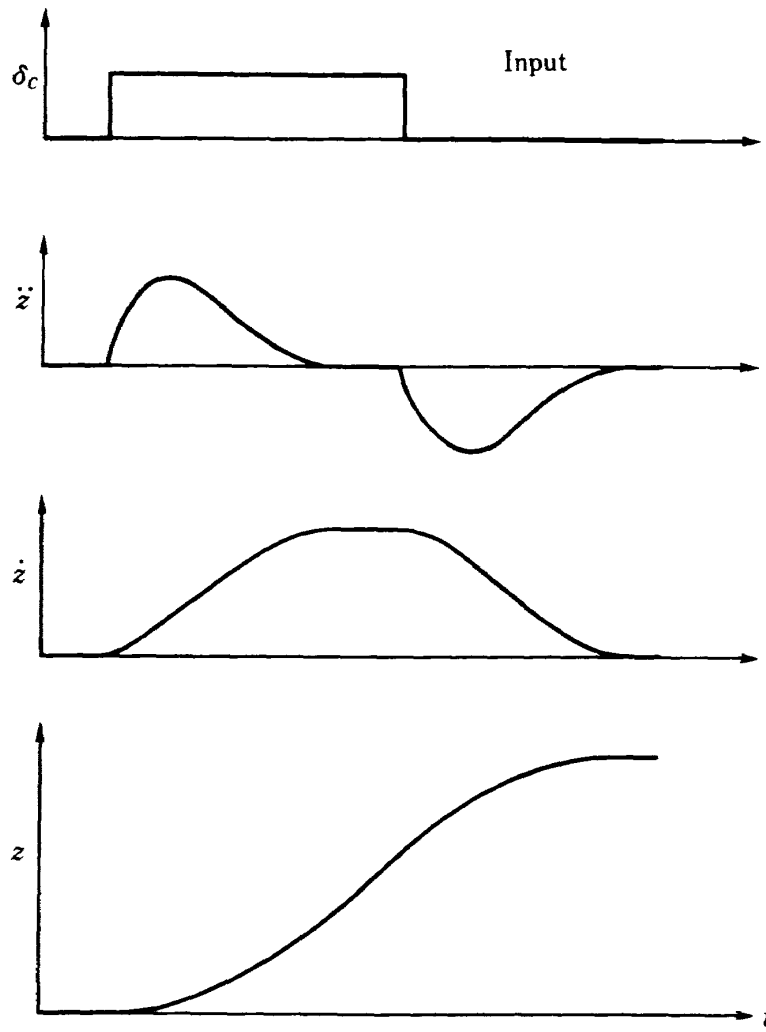
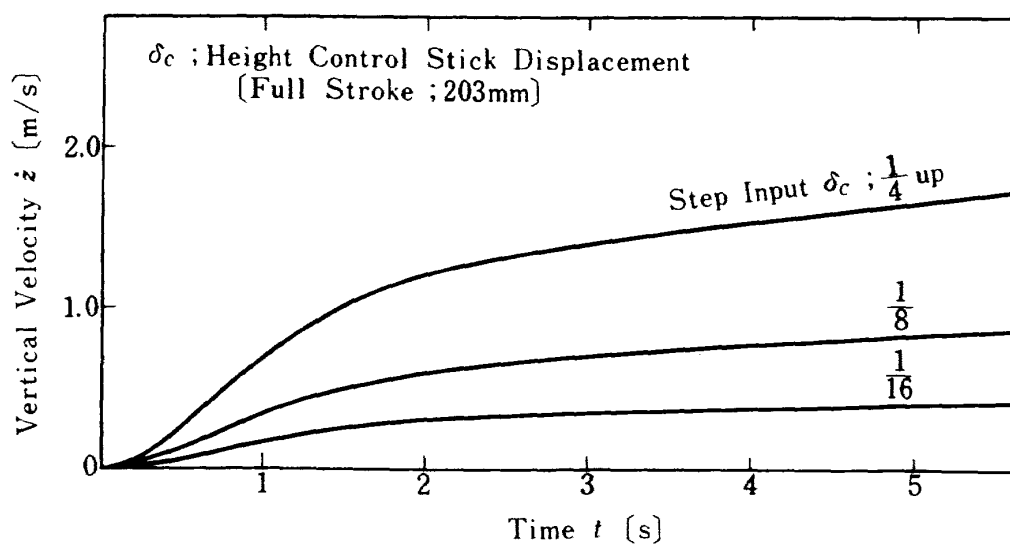


Figure 30 Decision chart of height limit  
高度制限決定チャート

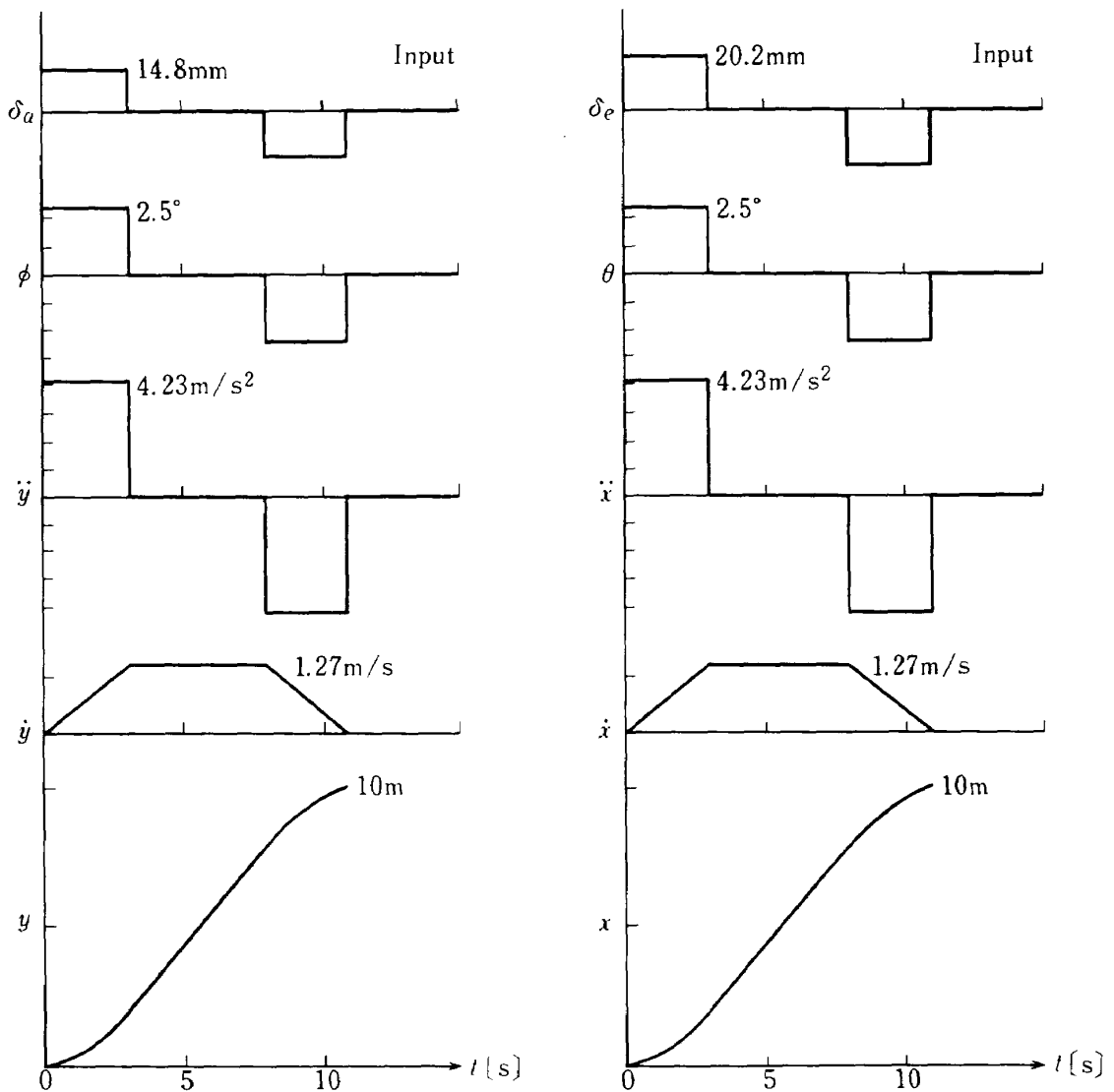


(b) Simplified control example

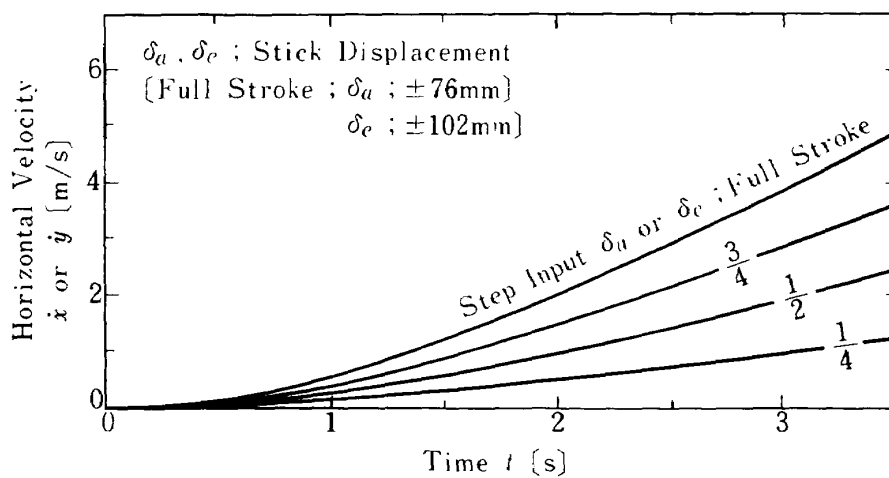


(a) Vertical velocity

Figure 31 Step responses by the height control stick  
高度制御用操縦桿によるステップ応答



(b) Simplified control example



(a) Horizontal velocity

Figure 32 Step responses by the stick  
操縦棒によるステップ応答

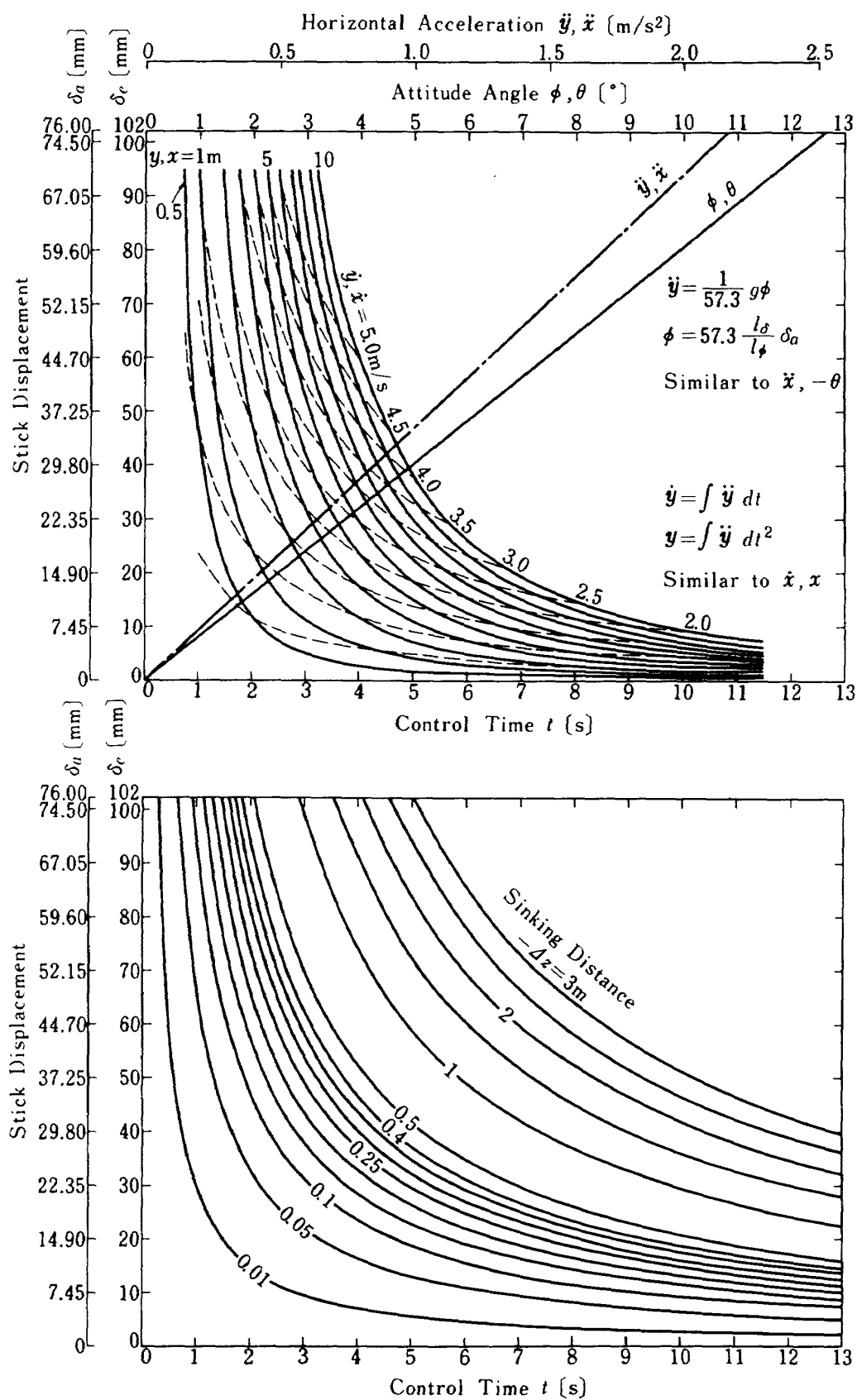
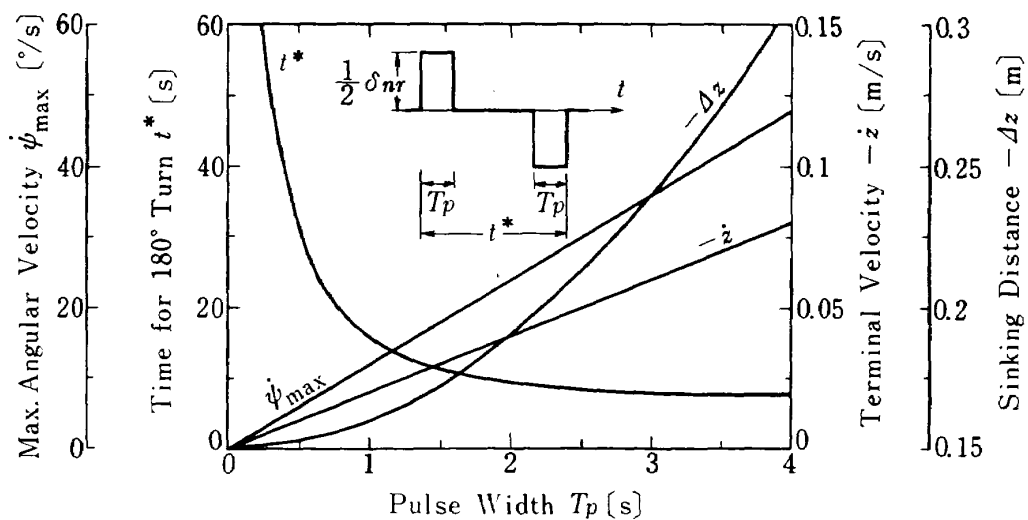


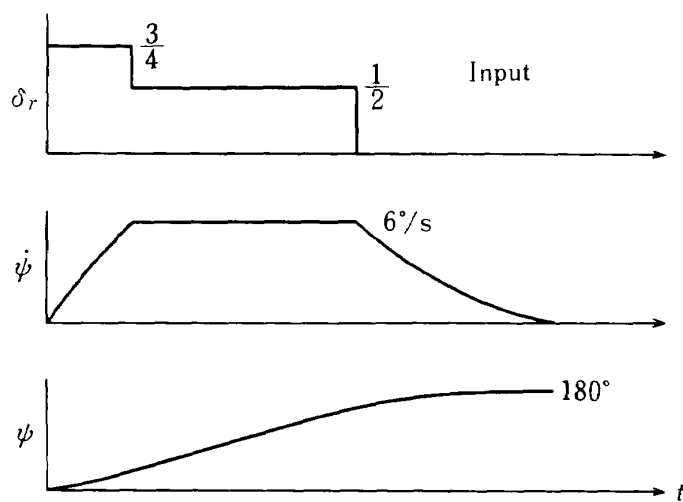
Figure 33 Chart of FTB motion by the stick control

操縦桿による機体の運動チャート

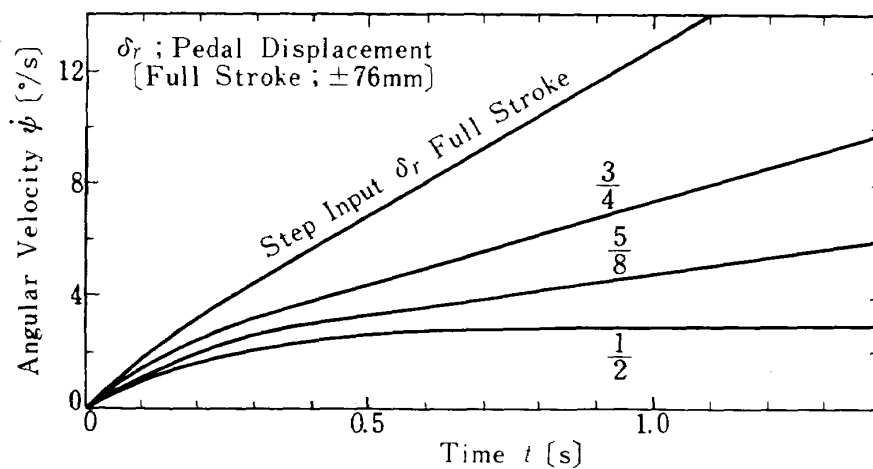




(c) Sinking distance by 180° turn



(b) Simplified control example of 180° turn



(a) Angular velocity

Figure 34 Step responses by the pedal  
ペダルによるステップ応答

Table 6. Experimental results 実験結果 (Run 4 ~ 9)

Run	Case	N [rpm]				$\delta_L$ [deg]		$P_F$ [kg/cm <sup>2</sup> G]				$P_3$ [kg/cm <sup>2</sup> G]				$P_R$		$P_{na}$		$T_2 \nabla$ [°C]	
		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	$P_R$	$P_R$	$P_{na}$	$P_{na}$	No.1	No.2
4	1	9800	9835	—	—	—	idle	6.0	7.4	—	—	0.90	0.91	—	—	0.74	1.00	0.60	0.80	140	22.6
		11200	11158	—	—	—	—	7.1	9.1	—	—	1.25	1.34	—	—	1.15	1.45	0.93	1.28	160	22.6
		12200	12043	—	—	—	—	9.5	12.0	—	—	1.58	1.69	—	—	1.52	1.85	1.24	1.70	140	22.0
		12700	12568	—	—	—	—	11.5	14.1	—	—	1.75	1.90	—	—	1.71	2.05	1.40	1.91	160	22.0
		13100	12988	—	—	—	105	13.5	16.9	—	—	1.88	2.11	—	—	1.85	2.25	1.50	2.05	160	22.0
5	2	10000	9933	—	—	—	idle	6.0	7.4	—	—	0.88	0.91	—	—	0.75	1.00	0.63	0.86	140	22.0
		—	—	10100	9887	—	idle	—	—	4.7	7.7	—	—	0.93	0.91	0.80	1.00	0.63	0.80	300	19.0
		—	—	11000	11061	—	70	—	—	7.5	9.1	—	—	1.25	1.27	1.15	1.40	0.90	1.20	284	19.0
		—	—	12000	11981	—	80	—	—	10.5	11.3	—	—	1.55	1.62	1.50	1.80	1.17	1.58	280	19.0
		—	—	12500	12527	—	90	—	—	12.5	14.1	—	—	1.75	1.90	1.76	2.05	1.40	1.85	270	15.0
6	3	—	—	13000	13008	—	105	—	—	14.0	16.2	—	—	1.90	2.04	1.93	2.20	1.53	2.03	260	16.0
		—	—	10000	10011	—	idle	—	—	6.0	—	—	—	0.95	0.98	0.85	1.00	0.65	0.85	250	17.0
		9900	9892	9950	9947	idle	idle	6.3	7.4	4.3	7.7	0.88	0.91	0.86	0.91	0.82	1.05	0.60	0.95	160	20.0
		11150	11072	11000	11003	—	—	7.4	9.1	7.0	9.1	1.18	1.27	1.15	1.27	1.15	1.45	0.85	1.30	194	20.0
		12200	12058	12100	12072	88	88	9.8	12.0	9.3	12.0	1.55	1.69	1.53	1.69	1.60	1.90	1.19	1.78	170	20.0
7	4	12650	12562	12500	12520	95	95	11.5	14.0	11.0	14.0	1.73	1.90	1.70	1.82	1.85	2.10	1.35	2.00	150	20.0
		10000	9976	10050	10056	idle	idle	6.3	7.4	6.3	7.7	0.85	0.91	0.88	0.91	0.85	1.05	0.60	0.93	200	20.0
		9900	9865	9960	10017	idle	idle	6.3	7.7	6.3	8.1	0.83	0.91	0.83	0.98	0.78	1.05	0.55	0.90	200	20.0
		11100	11022	10950	11010	—	—	7.3	9.1	7.0	9.1	1.15	1.27	1.15	1.27	1.13	1.50	0.85	1.30	190	20.0
		12100	12008	11960	11912	—	—	9.5	12.0	8.8	12.0	1.48	1.62	1.48	1.62	1.53	1.90	1.13	1.71	190	19.0
9	5	12600	12511	12480	12520	—	—	11.5	14.0	11.0	13.4	1.67	1.90	1.70	1.90	1.78	2.10	1.33	1.98	180	17.0
		10000	10032	10040	10074	idle	idle	6.3	7.4	6.3	7.7	0.85	0.98	0.85	0.98	0.85	1.05	0.60	0.54	210	20.0
		10000	9952	10050	10029	idle	idle	6.3	7.4	6.3	8.4	0.85	0.98	0.85	0.98	0.80	1.05	0.58	0.93	180	18.0
		11200	11102	11150	11070	—	—	7.3	8.8	7.0	9.1	1.20	1.34	1.20	1.34	1.20	1.50	0.88	1.38	164	17.0
		12050	12055	12050	12066	—	—	9.0	11.3	9.0	12.0	1.45	1.62	1.48	1.62	1.53	1.85	1.13	1.70	170	19.0
		12600	12508	12550	12572	95	95	11.3	13.7	11.0	13.4	1.70	1.90	1.68	1.90	1.80	2.10	1.83	1.98	150	17.0
		10000	9958	11000	10075	idle	idle	6.3	7.7	6.3	8.4	0.83	0.91	0.85	0.91	0.80	1.05	0.58	0.93	200	22.0

[Note] No.1, No.2 : E/GNo. C-12, T-12 etc ; O'clock position (from tail) at compressor or turbine casing, — ; No operation, Blank ; No data

Table 6. (Continued)

Run	Case	$N$ [rpm]		$T_5$ [°C]			$T_R$ [°C]	$T_{na}$ [°C]	$T_{se}$ [°C]	$N_A$ [rpm]		$g_x$ [g]	$g_y$ [g]	$No.1 S$ [mil]				$No.2 S$ [mil]			
		$No.1$	$No.2$	$No.1$	$No.2$	$No.2$								C-12	C-9	T-12	T-5	C-12	C-9	T-12	T-3
4	1	9800	—	540	580	—	109	112	101	—	—	—	—	0.3	0.4	0.6	0.6	—	—	—	—
		11200	—	558	590	—	115	100	100	—	—	—	—	0.6	0.4	0.8	0.7	—	—	—	—
		12200	—	570	620	—	130	106	113	—	—	—	—	0.6	0.7	0.8	0.9	—	—	—	—
		12700	—	598	660	—	143	120	125	—	—	—	—	0.7	0.6	1.0	0.8	—	—	—	—
		13100	—	632	690	—	151	128	133	—	—	—	—	0.8	0.8	0.9	0.9	—	—	—	—
5	2	10000	—	562	590	—	100	101	100	—	—	—	—	0.8	2.0	0.9	0.8	—	—	—	—
		—	10100	—	—	568	114	109	116	—	—	—	—	—	—	—	—	0.5	1.5	0.5	0.7
		—	11000	—	—	565	114	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	0.35	0.35	0.55	0.7
		—	12000	—	—	590	131	105	113	—	—	—	—	—	—	—	—	0.7	0.7	0.6	0.8
		—	12500	—	—	610	138	115	100	—	—	—	—	—	—	—	—	0.7	0.85	0.8	0.8
6	3	—	13000	—	—	645	150	123	130	—	—	—	—	—	—	—	—	0.7	0.7	0.8	0.8
		—	10000	—	—	560	100	104	103	—	—	—	—	—	—	—	—	0.7	1.5	0.8	0.6
		9900	9950	570	570	550	115	115	116	8100	8160	—	—	0.3	0.8	0.6	0.7	0.4	0.8	0.45	0.7
		11150	11000	600	600	570	110	111	108	8100	8265	—	—	0.5	0.4	0.8	0.7	0.3	0.4	0.6	0.6
		12200	12100	620	620	570	100	104	100	8250	8310	—	—	0.6	0.8	0.8	0.8	0.5	0.6	0.7	0.7
7	4	12650	12500	640	640	580	103	108	100	7800	8235	—	—	0.7	0.6	1.0	0.8	0.6	0.7	0.7	0.8
		10000	10050	590	590	550	106	112	107	7950	7755	—	—	0.2	0.8	0.8	0.7	0.5	0.7	0.5	0.6
		9900	9960	590	590	560	115	115	115	7950	8100	—	—	0.5	0.8	0.6	0.7	0.4	0.8	0.5	0.8
		11100	10950	600	600	555	113	108	111	8100	8220	—	—	0.5	0.3	0.7	0.7	0.3	0.7	0.6	0.7
		12100	11960	630	630	555	104	100	100	8100	8235	—	—	0.5	0.7	0.8	0.9	0.5	0.5	0.7	0.8
9	5	12600	12480	640	640	590	100	108	105	8250	8265	—	—	0.7	0.6	1.0	0.8	0.6	0.7	0.8	0.7
		10000	10040	590	590	555	108	108	108	7950	7725	—	—	1.5	1.8	0.9	0.7	0.5	0.7	0.6	0.6
		10000	10050	590	590	540	116	116	116	8100	8160	—	—	0.4	0.7	0.6	0.7	0.4	0.6	0.5	0.7
		11200	11150	580	580	535	113	109	113	8250	8310	—	—	0.5	0.4	0.7	0.6	0.3	0.3	0.7	0.7
		12050	12050	610	610	560	103	100	101	8100	8265	—	—	0.5	0.7	0.8	1.0	0.4	0.5	0.7	0.7
9	5	12600	12550	635	635	575	100	103	101	8100	8190	—	—	0.7	0.6	1.0	0.9	0.6	0.6	0.8	0.8
		10000	11000	610	610	565	106	106	108	7800	7800	—	—	1.2	2.0	0.8	0.8	0.5	0.8	0.5	0.6

Table 7. Experimental results 実験結果 (Run 12 ~ 17)

Run	Case	N [rpm]				$\delta_c$ [mm]	$P_F$ [kg/cm <sup>2</sup> G]		$P_3$ [kg/cm <sup>2</sup> G]		$P_R$ [kg/cm <sup>2</sup> G]	$P_{na}$ [kg/cm <sup>2</sup> G]		$P_{ne}$ [kg/cm <sup>2</sup> G]	$T_2$ [°C]		$T_5$ [°C]		$T_R$ [°C]	$T_{na}$ [°C]	$T_{ne}$ [°C]	$N_A$ [rpm]	
		No. 1	No. 2	No. 1	No. 2		No. 1	No. 2	No. 1	No. 2		No. 1	No. 2										
12	7	9960	9943	10000	10031		6.3	6.5	0.85	0.91	0.78	1.05	0.63	0.95	18	18	505	515	114	114	115	8100	
		10900	10824	10900	10962		7.0	7.3	1.10	1.13	1.13	1.40	0.88	1.28	16	19	500	515	106	113	108	8100	
		12000	11936	12000	12037		9.3	9.5	1.48	1.62	1.55	1.85	1.20	1.71	17	18	520	555	103	101	100	8100	
		12450	12371	12450	12433		10.8	11.0	1.60	1.76	1.83	2.00	1.32	1.90	19	19	548	585	114	105	114	8100	
		9100	10014	9100	10082		6.3	6.3	0.85	0.91	0.85	1.10	0.65	0.95	15	16	515	535	104	105	118	7950	
13	8	10000	9902	10100	9975		6.3	6.5	0.78	0.91	0.78	1.05	0.65	0.93	15	18	505	510	113	114	115	8100	
		10900	10771	10950	10986		6.8	7.0	1.08	1.20	1.10	1.40	0.88	1.27	18	19	505	535	103	105	106	8100	
		11950	11745	11900	11913		8.3	8.8	1.38	1.55	1.48	1.75	1.18	1.60	19	21	528	562	105	107	100	8100	
		10100	10045	10150	10130		7.0	7.0	0.85	0.98	0.85	1.10	0.65	0.95	19	19	525	540	104	105	108	7800	
		10000	9981	10100	10061		6.3	6.5	0.83	0.91	0.80	1.05	0.65	0.95	16	17	485	485	116	116	116	8100	
14	9	10800	10701	11000	10943		6.5	7.0	1.05	1.13	1.10	1.40	0.93	1.20	15	16	500	530	105	106	109	8100	
		11900	11767	12000	11992		8.5	9.0	1.40	1.55	1.47	1.80	1.15	1.60	16	18	525	560	106	103	100	8100	
			10048		10111				0.98	0.98		1.10											
		9800	9920	10000	9985	-51	6.5	6.5	0.85	0.91	0.80	1.00		0.95	22	22	490	510	118	118	118	6300	
		10850	10842	11000	10992	25	7.0	7.5	1.08	1.13	1.10	1.35		1.25	27	25	500	530	111	115	114	7650	
17	7	11900	11875	12000	11958	125	9.0	9.0	1.40	1.48	1.50	1.75		1.65	26	25	520	560	103	108	106	8400	
		12400	12349	12450	12341	163	10.5	11.0	1.60	1.76	1.72	2.00		1.80	22	23	540	580	108	103	100	8700	
		10000	10036	11000	10085	-51	6.5	6.5	0.88	0.91	0.87	1.05		1.00	22	22	510	540	109	115	111	7300	

[ Note ] See note in table 6

## 付録 A. 機体調整基準

自由飛行時の機体調整は、第5次実験<sup>3)</sup>と同じである。  
その内容をつぎに示す。

## (1) 操縦装置の全行程

それぞれ Long Middle, Short の3段階の中から選択。

ロール操縦桿	± 7.6 mm	Middle
ピッチ操縦桿	± 10.2 mm	Middle
ヨーペダル	± 7.6 mm	Middle
高度制御用操縦桿	20.3 mm	Long

## (2) ASE総合ゲイン

<アクチュエータ変位/検知器入力>

それぞれゲイン切換用スイッチを5段階の中から選択し、その番号を( )内に示す。

ロール・角比例	2.73 mm/deg	(3)
角不完全微分	3.64 mm/deg/s	(4)
ピッチ・角比例	2.78 mm/deg	(3)
角不完全微分	3.70 mm/deg/s	(4)
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)

## (3) ASEキャンセラゲイン

ロール・スティック	0 mm/mm-stick
ジャイロモーメント	1.39 mm/deg/s-pitch
ピッチ・スティック	0 mm/mm-stick
ジャイロモーメント	0.51 mm/deg/s-roll

## (4) 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

アクチュエータ全行程(±35 mm)は8.5 Vに対応する。

## (5) ASEフィルタ時定数

それぞれ5種類のカードの中から選択。

ロール角不完全微分	$T_d = 0.08 s$
ピッチ角不完全微分	$T_d = 0.08 s$
高度加速度不完全積分	$T_\Sigma = 10 s$

## (6) 脚のブレーキおよびトルクニー

前脚	ブレーキフリー	トルクニー無
主脚	摩擦係数 $\mu = 0.2$	トルクニー無

## 付録 B. 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20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、フライトリクエスト以外は前回実験<sup>3)</sup>の場合とほとんど同じであり、始動、停止、緊急手順については、一部変更部分のみを記す。

## 始動前操縦席内点検手順

○：整備員実施  
—：正常時の手順  
( )：特別指定の手順

1. 始動前 整備点検, ASE 完了確認  
点検
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, 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確認
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 Qty 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 最低位置確認  
STICK
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. 電圧 26.5 ~ 27V (28 ~ 29V) 確認
27. 空気源合図 確認

28. 点検完了 無線合図

FLIGHT REQUEST No.1

- |                                 |    |
|---------------------------------|----|
| 1 始動合図                          | 確認 |
| 2 No.1, No.2 ENG 始動手順<br>( 遠隔 ) | 実施 |
| 3 ENGアイドル                       | 合図 |
| 4 ENG増速合図                       | 確認 |
| 5 ENG11000rpm設定                 | 合図 |
| 6 ENG増速合図                       | 確認 |
| 7 ENG12000rpm設定                 | 合図 |
| 8 ENG増速合図                       | 確認 |
| 9 ENG12500rpm設定                 | 合図 |
| 10 ENG減速合図                      | 確認 |
| 11 ENGアイドル                      | 合図 |
| 12 No.1, No.2 ENG停止手順<br>( 遠隔 ) | 実施 |

FLIGHT REQUEST No.2

- |                               |    |
|-------------------------------|----|
| 1 ロール操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル )  | 実施 |
| 2 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル )  | 実施 |
| 3 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯, サ<br>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<br>サイクル )   | 実施 |
| 7 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯<br>サイクル )   | 実施 |
| 8 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル )   | 実施 |
| 9 ENG11000rpm                 | 設定 |
| 10 ロール操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 11 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 12 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル )  | 実施 |
| 13 ENG12000rpm                | 設定 |
| 14 ロール操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 15 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |

- |                              |    |
|------------------------------|----|
| 16 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>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 |

FLIGHT REQUEST No.3

- |                              |    |
|------------------------------|----|
| 1 ロール操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 2 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 3 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>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.4

- |   |    |
|---|----|
| 1 ロール操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル )                  | 実施 |
| 2 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル )                  | 実施 |
| 3 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯, サ<br>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, 右約<br>20°, 中立, 左約20°, 中<br>立 ) | 実施 |
| 7 ピッチ緩徐操舵( 中立, 引約<br>25°, 中立, 押約25°, 中立 )     | 実施 |
| 8 ヨー緩徐操舵( 中立, 右踏約<br>20°, 中立, 左踏約20°, 中立 )    | 実施 |
| 9 No.1, No.2 ENG 停止手順                         | 実施 |

FLIGHT REQUEST No.5

- |                              |    |
|------------------------------|----|
| 1 ロール操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 2 ピッチ操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>サイクル ) | 実施 |
| 3 ヨー操舵( 緩一杯, 急一杯,<br>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	緩やかにENG増速	実施
7	リフトオフ(ENG11800～ 12000rpm)	実施
8	脚下高度約2mまで緩やかに上昇	実施
9	ホバー 約10秒	実施
10	前後操舵慣熟 約30秒	実施
11	リフトオフ位置にてホバー 約10秒	実施
12	前進約10m, 指定位置でホバ ー 約10秒	実施
13	緩やかに下降	実施
14*	タッチダウン, ENGアイドル 約30秒	実施
15*	脚下高度約2mまで緩やかに上昇	実施
16*	ホバー 約10秒	実施
17*	後進約10m, 指定位置でホバ ー 約10秒	実施
18*	緩やかに下降	実施
19	タッチダウン	実施
20	No.1, No.2, ENG停止手順	実施

(注) \*印は実施しないことがある。

#### 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	緩やかにENG増速	実施
7	リフトオフ(ENG11800～ 12000rpm)	実施
8	脚下高度約2mまで緩やかに上昇	実施
9	ホバー 約10秒	実施
10	ペダル操舵慣熟 約30分	実施
11	リフトオフ位置にてホバー約10秒	実施
12	左回頭180°にて停止	実施
13	ホバー 約10秒	実施
14	右回頭180°にて停止	実施
15	ホバー 約10秒	実施
16	緩やかに下降	実施

17	タッチダウン	実施
18	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	緩やかにENG増速	実施
7	リフトオフ(ENG11800～ 12000rpm)	実施
8	脚下高度約2mまで緩やかに上昇	実施
9	ホバー 約10秒	実施
10	左回頭90°	実施
11	左右操舵慣熟 約30秒	実施
12	リフトオフ位置にてホバー 約10秒	実施
13	左横進約10m後指定位置で停止	実施
14	ホバー 約10秒	実施
15	右横進約10m後リフトオフ位置 で停止	実施
16	ホバー 約10秒	実施
17	緩やかに下降	実施
18	タッチダウン	実施
19	No.1, No.2 ENG停止手順	実施

(注) No.8と混合実施の場合(Run24, 29)は, 「17  
右回頭90°実施」と変更し, 18以後にNo.8の注に  
指定した部分を入れる。

#### 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	緩やかにENG増速	実施

7	リフトオフ (ENG11800～12000rpm)	実施
8	脚下高度約2mまで緩やかに上昇	実施
9	ホバー 約10秒	実施
10	上昇下降慣熟操作 約30秒	実施
11	ホバー 約30秒	実施
12	緩やかに上昇	実施
13	高度4mに到達	合図
14	ホバー 約20秒	実施
15	緩やかに下降 高度約2m	実施
16	ホバー 約10秒	実施
17	緩やかに下降	実施
18	タッチダウン	実施
19	No.1, No.2 ENG停止手順	実施

注 No.7と混合実施の場合 (Run24, 29) は, 9～19を18～28として, No.7の18以後につづける。

#### FLIGHT REQUEST No.9

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	緩やかにENG増速	実施
7	リフトオフ (ENG11800～12000rpm)	実施
8	脚下高度約2mまで緩やかに上昇	実施
9	ホバー 約10秒	実施
10	前進約10m後ホバー約10秒	実施
11	後進約10m後ホバー約10秒	実施
12	脚下高度約4mまで上昇後 ホバー約10秒	実施
13	脚下高度約2mまで下降後 ホバー約10秒	実施
14	左回頭90°後ホバー約10秒	実施
15	左進約10m後ホバー約10秒	実施
16	右進約10m後ホバー約10秒	実施
17	右回頭90°後ホバー約10秒	実施
18	緩やかに下降	実施
19	タッチダウン	実施
20	No.1, No.2 ENG停止手順	実施

#### FLIGHT REQUEST No.10

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	緩やかにENG増速	実施
7	リフトオフ (ENG11800～12000rpm)	実施
8	脚下高度約4mまで上昇後 ホバー約10秒	実施
9	脚下高度約2mまで下降後 ホバー約10秒	実施
10	前進約10m後ホバー約10秒	実施
11	後進約10m後ホバー約10秒	実施
12	右回頭270°後ホバー約10秒	実施
13	左進約10m後ホバー約10秒	実施
14	右進約10m後ホバー約10秒	実施
15	左回頭270°後ホバー約10秒	実施
16	緩やかに下降	実施
17	タッチダウン	実施
18	No.1, No.2 ENG停止手順	実施

注 Run33では, 15, 16の間に8～15の範囲内でのパイロットの任意飛行を追加した。

#### ENG ドライ モータリング手順

1. IGNITION C/B OFF  
スロットル・レバー CUT OFF 確認 合図
- 2～15注 <文献(3)の対応する手順表の2～15, 注に同じ>

#### ENG 燃料放出 モータリング手順

<文献(3)に同じ>

#### ENG 単独始動手順

<文献(3)に同じ>

#### ENG 単独運転 停止手順

<文献(3)に同じ>

#### No.1, No.2, ENG 始動手順

<文献(3)に同じ>

#### No.1, No.2, ENG 停止手順

1～12<文献(3)の対応する手順表の1～12に同じ>



注) △印は台車取付運転時のみ実施

緊急状態一覧表

<文献(3)に同じ>

エンジン正常停止手順

<文献(3)に同じ>

エンジン非常停止手順

<文献(3)に同じ>

---

## 航空宇宙技術研究所報告 496 号

昭和 52 年 4 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

---