

UDC 629.735.7.062.2.001.4:
621.452.32

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-402

フライングテストベッド姿勢制御拘束実験

——第4次実験——

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

1975 年 1 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY



Figure 1 NAL Flying Test Bed 航技研フライングテストベッド

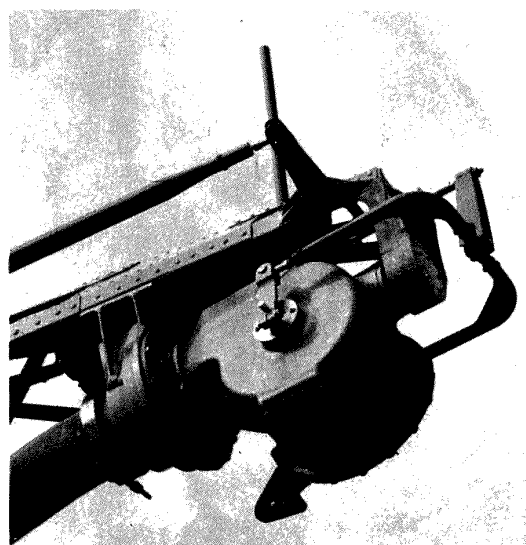
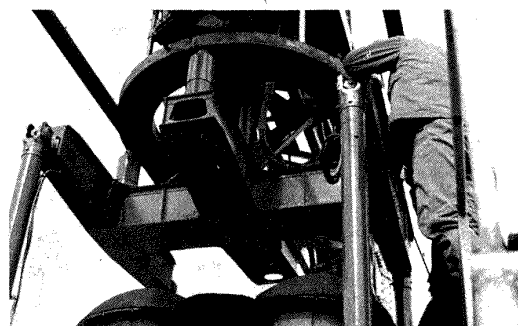
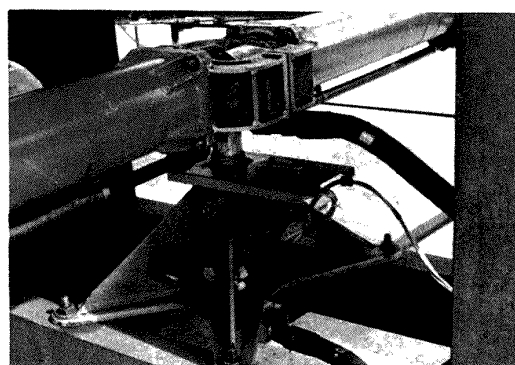


Figure 2 Air jet nozzle
空気ジェットノズル



(b) Top 頭部



(a) Bottom 基部

Figure 3 Constrained rig 拘束装置

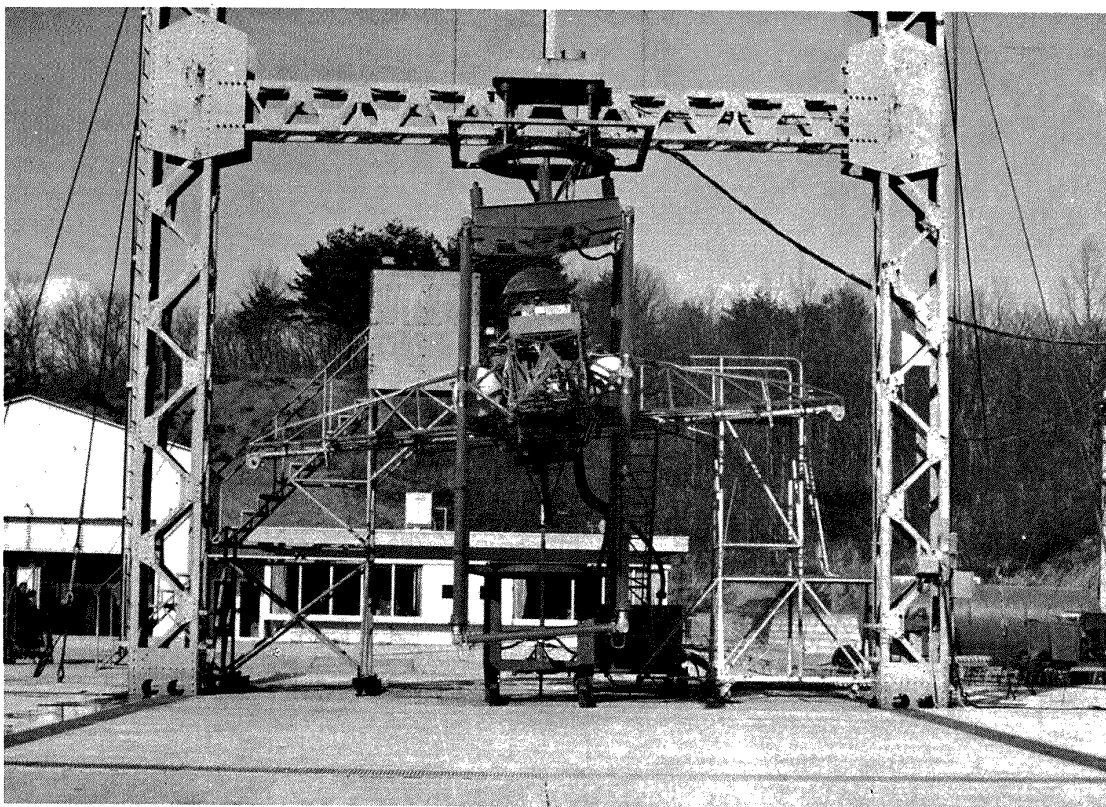


Figure 4 Rolling test ロール試験

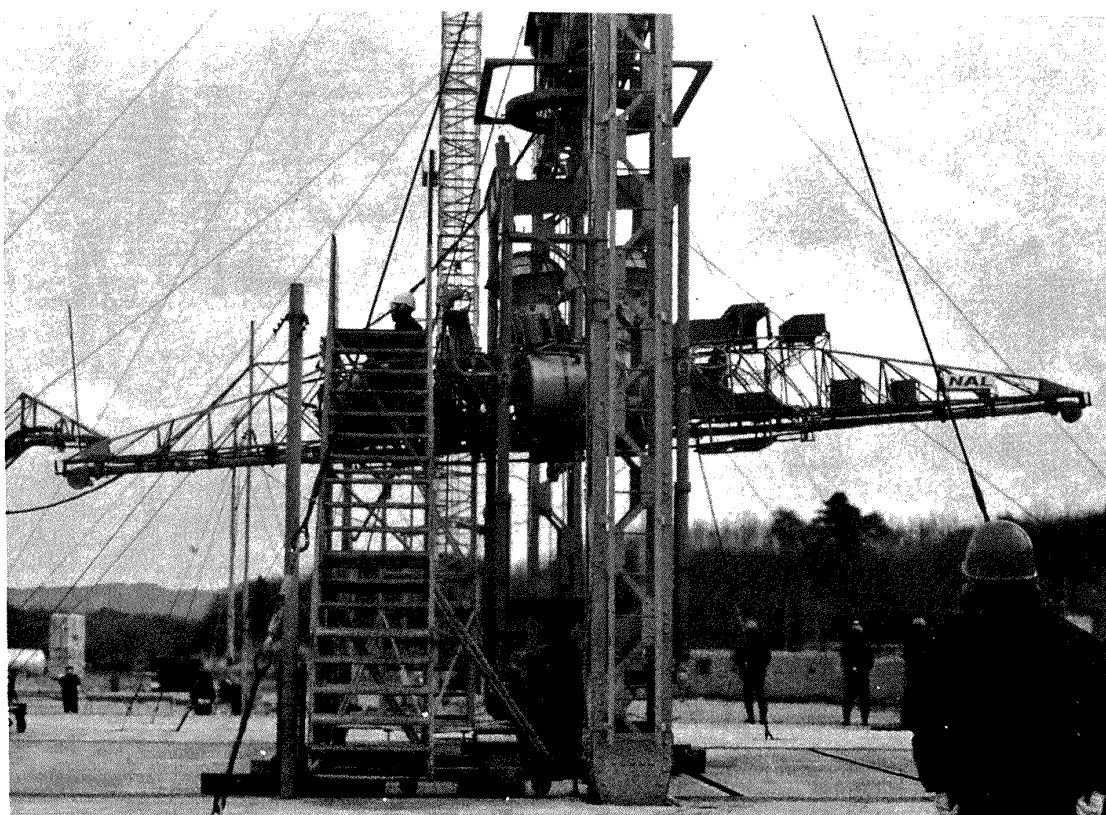


Figure 5 Pitching test ピッチ試験

目 次

1. ま え か き	1
2. 記 号	2
2.1 主記号および単位	2
2.2 添字記号	2
2.3 略字記号	3
3. F T B	4
3.1 正 規 状 態	4
3.2 姿勢制御システム	4
3.3 実 験 用 機 装	8
3.4 機 能 試 験	8
4. 実 験 設 備	8
5. 計 測	8
5.1 計 画 一 般	8
5.2 直 接 計 測	10
5.3 テレメータ計測	10
5.4 地 上 計 測	12
6. 実 験 運 営	12
6.1 計 画	12
6.2 器 材 展 開	12
6.3 実 験 準 備	12
6.4 実 験 要 領	14
6.5 運 転 整 備 記 録	14
6.6 撤 収	14
7. 実 験 内 容	14
8. 実 験 結 果	14
8.1 運 転 記 録	14
8.2 作 動 特 性	16
8.3 姿勢制御実験結果	17
8.4 操 舵 応 答 特 性	19
9. 実験に関する特記事項	20
9.1 機 体 の 振 動	20
9.2 A S E の ヒ ス テ リ シ ス	21
9.3 A S E ト リ ム す れ	21
9.4 パイロット所見と対策	21
9.5 実験に際してのトラブル	22
10. む す び	22
（ 文 献 ）	23
付録：搭乗員手順表	51

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

担 当 者

全般および機体	◎滝沢直人，○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，小川康男（以上新型航空機部），小野幸一（機体第一部），十河弘，川崎純男，山下浩之，角田則夫，細谷英敏，加藤了，若月賢瑞，茨城祐二，小口宏蔵，福地昌夫，篠原文夫，斉藤政美，尾池義人，大関貞夫，中沢政美，味野和誠一，増子禎佑，荏部昭寿（以上富士重工業株式会社），増原恢，池上博（以上日本電気株式会社），竹内和之（機体第一部）
エ ン ジ ン	◎鳥崎忠雄，吉田晃，岩部柱相，武田克己，関根静雄（以上原動機部） 笹生芳男，相原健一，市川宗義，中川勝頼，畑山忠利，園田繁（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	滝沢直人，小川敏雄，田辺義一，藤枝郭俊，甲斐忠夫，宮本義人，渋谷昭義，小野幸一
執 筆 者	滝沢直人，小川敏雄

〔注〕◎；主任 ○；副主任

フライングテストベッド姿勢制御拘束実験*

— 第4次実験 —

滝沢 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***

Semi-constrained Attitude Control Tests of Flying Test Bed for VTOL Aircraft

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

This paper describes the semi-constrained attitude control tests of the Flying Test Bed which has been developed by National Aerospace Laboratory for the purpose of studying the problems associated with hovering as well as vertical takeoff and landing operations of VTOL aircraft.

The FTB without landing gears was installed to a link mechanism which was designed to constrain the three linear movements, but to allow the three angular displacements. The attitude angles were constrained within $\pm 7.5^\circ$ in roll, $\pm 7.5^\circ$ in pitch and $\pm 20^\circ$ in yaw.

Eight preliminary tests and four attitude step response tests were conducted using the remote control, and four preliminary tests and nine attitude control tests (1 degree of freedom) were conducted by the crew. The tasks given to two pilots were to apply slow, step or repeated control to the stick or pedals.

The preliminary tests proved good characteristics of the engines and other sub-systems of the FTB.

The maximum angles and angular velocities which were recorded in the attitude control tests are as follows: 5° , $4.1^\circ/\text{S}$ in roll and 4° , $3.4^\circ/\text{S}$ in pitch for the remote control; 5.5° , $6.3^\circ/\text{S}$ in roll, 4.5° , $3.8^\circ/\text{S}$ in pitch and 10° , $2.6^\circ/\text{S}$ in yaw for the pilot control.

The attitude control tests proved that the attitude control system including the automatic stabilization equipment (ASE) provided a good stability and control characteristics which are comparable to current helicopters and that the cancellation of engine gyroscopic moment by the ASE was satisfactory. The left yawing pedal effectiveness was better than that of right pedal because of engine rotation and of constrained reaction. Operating the ASE about the mechanically constrained axis caused to excite the FTB structural vibration.

1. ま え が き

VTOL機の垂直離着陸およびホバリング時の飛行性を研究するためのフライングテストベッド^{1),2)}(FTB, Flying Test Bed)は、昭和44年11月、高度制御拘束実験を実施し、垂直離着陸の上昇、下降、空中停止に関する制御能力の確認および搭乗員の慣熟が行なわれた³⁾。

垂直離着陸時の高度制御とならんでホバリング時の姿勢制御は重要な研究課題である。本実験では空気ジェットノズル、操縦機構、自動安定装置(ASE, Automatic Stabilization Equipment)、搭乗員等を含むシステムの制御能力の確認および搭乗員の慣熟

に重点をおき、自由飛行の可否判断資料を得ることを目的とした。しかしながら、制御に関するパラメータの選択、実験回数、運転時間、操作入力 of 単純化、計測の質と量などに制限があり、判定容易な形でデータばかり十分に得ることはむずかしく、その中で可否判断資料をまとめなければならない所にむずかしさがあった。

姿勢制御は3軸回りを対象とするが、本実験ではつぎの理由によりロール、ピッチ、ヨーの1自由度のみを対象とした。(1)1自由度が基本である。(2)多自由度までのCaseを消化するには期間がかかりすぎる。(3)多自由度実験は自由度飛行実験直前に実施した方が慣熟として得策である。

* 昭和49年10月1日受付

** 新型航空機研究グループ

*** 機体の一部

**** 原動機部

*** 飛行実験部

実験は昭和45年3月15日から22日まで角田支所において実施し、ほかに器材展開に27日、撤収に7日間を要した。機体は限られた範囲でのロール、ピッチ、ヨーの自由度を許容される拘束実験装置⁴⁾に取り付けられ、制御システムの能力、機器の信頼性、操縦技術などがたとえ十分でなくとも、安全に実験できるようにした。実験は次の4段階に分けて行なった。(1)約60mの遠隔操作による機体固定運転およびロールとピッチの各ステップ応答実験。(2)搭乗によるロール実験。(3)搭乗によるピッチ実験。(4)搭乗によるヨー実験。

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。この種の実験では姿勢制御特性などに関する検討もさることながら、結果を得るに致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。

本実験では主として1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が行なわれたので、つぎに2軸、3軸回りの自由度を有する場合の実験を行なえば、姿勢制御拘束実験は一応終るが、これらは比較的簡単であるので、継続して直ちに自由飛行の段階へすすむことが可能と考えられる。

2. 記号

2.1 主記号および単位

A [cm²] ; 面積, Area
a [cm] ; アクチュエータ変位, Actuator displacement
D [deg] ; 方位角, Directional angle
E [V] ; 電圧, Voltage
F [kg] ; 推力, Thrust, 力, Force
f [Hz] ; 振動数, 周波数, Frequency
g [g] ; 重力の加速度, Gravitational acceleration
機体の上下振動加速度, Vertical vibrating acceleration
H [%] ; 相対湿度, Relative humidity
I [kg m²] ; 慣性モーメント, Moment of inertia
K ; ゲイン, Gain
l_p, m_p, n_p, [1/s] ; ロール, ピッチ, ヨー減衰項ゲイン, Roll, pitch, yaw damping gain
L_p, M_p, N_p [kg m/cm] ; ロール, ピッチ, ヨー単位操舵当りモーメント, Rolling, pitching, yawing moment per unit control displacement.

l_p, m_p, n_p [rad/s²/cm] ; ロール, ピッチ, ヨー操縦感度, Roll, pitch, yaw control sensitivity

l_p, m_p [1/s²] ; ロール, ピッチ復元項ゲイン, Roll, pitch stiffness gain

M_{max}, M_{max}, M_{rmax} [kg m] ; ロール, ピッチ, ヨー最大利用制御モーメント, Roll, pitch, yaw maximum available control moment

N [rpm] ; エンジン回転数, Engine speed, 回転数, revolutions per minute

P [kg/cm² abs] [kg/cm² G] [mm Hg] ; 圧力, Pressure

S [mil] [%] ; エンジン振動上下振幅, Vertical amplitude of engine vibration, ストローク, Stroke

S [1/s] ; ラプラス変換のパラメータ, Parameter of Laplace transformation

T [°C] [°K] ; 温度, Temperature

T [s] ; 時定数, Time constant

t [min] [s] ; 時間, Time

V [m/s] ; 速度, Velocity

V [gal] ; 燃料残量, Residual fuel volume

W [kg] ; 重量, Weight

W_f [kg] ; 消費燃料重量, Consumed fuel weight
δ [deg] [cm] [%] ; 操縦装置変位, Control displacement

θ [deg] [rad] ; ピッチ姿勢角, Pitching angle

θ̇ [deg/s] [rad/s] ; ピッチ角速度, Pitching angular velocity

φ [deg] [rad] ; ロール姿勢角, Rolling angle

φ̇ [deg/s] [rad/s] ; ロール角速度, Rolling angular velocity

ψ [deg] [rad] ; ヨー姿勢角, Yawing angle

ψ̇ [deg/s] [rad/s] ; ヨー角速度, Yawing angular velocity

ω_n [rad/s] ; 固有振動数, Natural frequency

2.2 添字記号

A ; 空気タービン(発電機), Air turbine (generator)

a ; 大気, Atmosphere. ロール, Roll

c ; 修正値 Corrected or normalized

N_c = N √(288/T_a [°K])

P_c = P (760/P_a [mm Hg])

$T_c = T (288 / T_a (^{\circ}K)) (^{\circ}K)$	BAP; 抽気圧力, Bleed air pressure
c ; コーストダウン, Coast down	BAT; 抽気温度, Bleed air temperature
e ; ピッチ, Pitch	BATT; バッテリー, Battery
F ; 燃料, Fuel	C/B; サーキットブレーカ, Circuit breaker
f ; 着火, Fire, フィルタ, Filter	CDP; 圧縮機出口圧力, Compressor delivery pressure
g ; 合計, Total, 全備, Gross	CON; 運転, Control
I ; 計器板, Instrument panel	DC ; 直流, Direct current
i ; 入力, Input, アイドル, Idle	E/G, ENG ; エンジン, Engine
M ; 計測指示, Indicating, 混合, Mixing	EGT; 排気温度, Exhaust gas temperature
n ; 空気ジェットノズルまたはその入口, Air jet nozzle or its inlet	EMS ; 非常信号, Emergency signal
o ; 燃料カット, Fuel cut off	F ; 着火, Fire
p ; ロール減衰項, Roll damping	FTB; フライングテストベッド, Flying Test Bed
q ; ピッチ減衰項, Pitch damping	FDP; 燃料圧力, Fuel delivery pressure
R ; リングタンク, Ring tank	G ; ゲージ, Gauge
r ; ヨー, Yaw, ヨー減衰項, Yaw damping	GEN; 発電機, Generator
S ; サーボ, Servo, 貯気槽, Air tank	HYD; 油圧, Hydraulic
s ; 始動, Start	IAT; 吸気温度, Inlet air temperature
W ; 風, Wind	IGN; 点火, Ignition
X ; 前後軸またはフレーム, Longitudinal axis or framework	IND; 計測, 指示計, Indicator
Y ; 左右軸またはフレーム, Lateral axis or framework	INST; 計器, Instrument
Z ; 上下軸, Vertical axis	J/P; ジェットパイプ, Jet pipe
δ ; 操縦装置変位, Control displacement	Max ; 最大, Maximum
θ ; ピッチ復元項, Pitch stiffness, ピッチ姿勢角, Pitching angle	Min ; 最小, Minimum
ϕ ; ロール復元項, Roll stiffness, ロール姿勢角, Rolling angle	OP ; 操作, Operation
$\dot{\psi}$; ヨー角速度, Yawing angular velocity	PRESS; 圧力, Pressure
2 ; エンジン入口, Engine inlet	RPM; エンジン回転数, Engine speed (rpm)
3 ; エンジン圧縮機出口, Engine Compressor outlet	S/B; 待機, Standby
5 ; ジェットパイプ, Jet pipe	SW ; スイッチ, Switch
∇ ; テレメータ計測, Telemetry	TEMP; 温度, Temperature
— ; ASE ゲイン切換スイッチの目盛 ⁷⁾ (1~5), Graduation of ASE gain change over switch (1~5)	VIB; 振動, Vibration
□ ; ステップ応答試験, Step response test	
～ ; 繰り返し操舵応答試験, Repeat control response test	
2.3 略字記号	
abs ; 絶対, Absolute	
ASE; 自動安定装置, Automatic stabilization equipment	

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 (Normal)
< Here >	3,022 kg (Movable Part)
Fuel	480 kg (JP-4)
Crew	1
Power Plants	JB100 F×2
Total thrust	1,320 kg×2
Bleed air pressure	3.5 kg/cm ² abs (max)
Bleed air flow	3.6 kg/s (max)
Flight time	10 min (max)
Safety altitude	4 m (clear)
Semi constrained condition (Movable range)	
Roll	±7.5°
Pitch	±7.5°
Yaw	±10°
Moment of inertia [kg m S ²] (Figure 8)	
Roll	115~152
Pitch	462~476
Yaw	536~573
Cockpit control travel [cm]	
Roll	± 7.6
Pitch	±10.2
Yaw	± 7.6

3.2 姿勢制御システム

本実験では遠隔操作および搭乗員の操縦によるロール、ピッチ、ヨーの運動が重要課題となる。このための姿勢制御システムはつぎのとおりである。

操縦桿の左右または前後操作によって機体の左右端または前後端の空気ジェットノズルの開度を差動的に変えて、モーメントを発生させ、機体にロールまたはピッチの姿勢変化を与える。この姿勢変化は3個のバーチカルジャイロによって検出され、それぞれ8重系計算回路および2重系油圧サーボをとおしてフィードバックされ、操縦桿位置と姿勢角を対応させる効果と角速度ダンピングの効果を与え、またジャイロモーメントキャンセラによりエンジンのジャイロモーメントを打消す効果を与えている。さらに、スティックキャンセラにより舵の効きを増大させる効果を与えているが、これは通常カットしている。遠隔操作による姿勢制御実験時にはこの回路を利用してスティックキャンセラ中の操縦桿位置発信器を電磁弁で駆動して入力を与える方法を探った。操縦桿の動きと油圧アクチュエータの動きは1対1に混合され、それぞれ単独でも空気ジェットノズル操作レバーの全行程を操作できる。ロールとピッチの各系統には非可逆操縦装置が取り付けられている。

ペダルの左右の差動的踏込みによって機体の前後端の空気ジェットノズルの首振り角度を差動的に変えてモーメントを発生させ、機体にヨーの姿勢変化を与える。この姿勢変化は2個のレートジャイロによって検出され、2重系計算回路および2重系油圧サーボをとおしてフィードバックされ、角速度ダンピングの効果を与える。ペダルの動きと油圧アクチュエータの動きは2対1に混合され、前者単独の最大変位に対する空気ジェットノズルの首振り角度を1とすれば、後者単独の最大変位に対しては1/2となる。油圧アクチュエータは並列となっているので1系統故障時には混合比率は4対1となる。

線形化した姿勢制御システムのブロック図をFigure 6に機構図をFigure 7に示す。また重量と慣性モーメントの変化をFigure 8に、空気ジェットノズル性能をFigure 9に、ASEゲインをFigure 10に示す。姿勢制御システムについては文献(2)、(5)~(8)に詳しい。空気ジェットノズル(Figure 2)については文献(9)、(10)に詳しい。

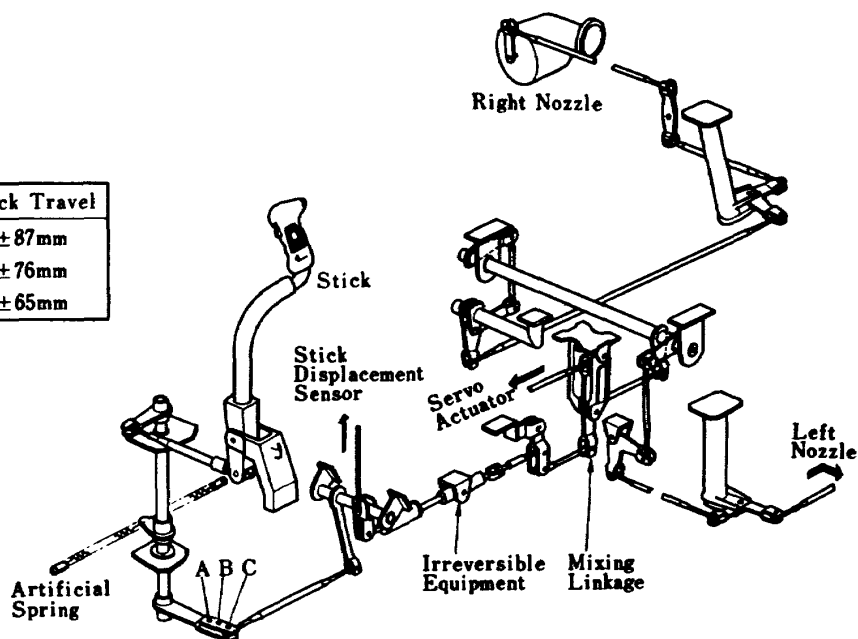
The diagram illustrates the pitch control system for a ship's autopilot. The error signal δ_e is processed through several blocks to produce the output angle θ . The system includes an Air Jet Nozzle (K_{Ne}), Engine Gyro Moment (K_E), FTB ($\frac{1}{I_\theta S^2}$), Servo Actuator ($\frac{K_{Se}}{1+T_S S}$), Computing Circuit ($K_\theta + \frac{K_{\hat{\theta}} S}{1+T_d S}$), Vertical Gyro (K_{VGe}), Gyro Moment Cancellor (K_{GCe}), Stick Canceller, and Sol. Valve. Feedback paths include a direct path from θ to the error summing junction, a path through the Sol. Valve and Stick Canceller, and a path through the Vertical Gyro, Computing Circuit, Servo Actuator, and Mixing block (K_{Me}).

Block diagram of a closed-loop control system for a ship's heading. The forward path consists of a summing junction (Mixing) with inputs δ_r and a feedback signal from the Rate Gyro, followed by an Air Jet Nozzle (K_{Nr}), a motor (M_r), and a transfer function $\frac{1}{I_z S}$. The output is the heading ϕ . The feedback path includes a Rate Gyro ($K_{RG} \dot{r}$), a Computing Circuit ($K_{\dot{\phi}}$), a Servo Actuator ($\frac{K_{Sr}}{1 + T_S S}$), and a feedback gain ($\frac{1}{2} K_{Mr}$).

Figure 6 Attitude control system block diagram
姿勢制御システムブロック図

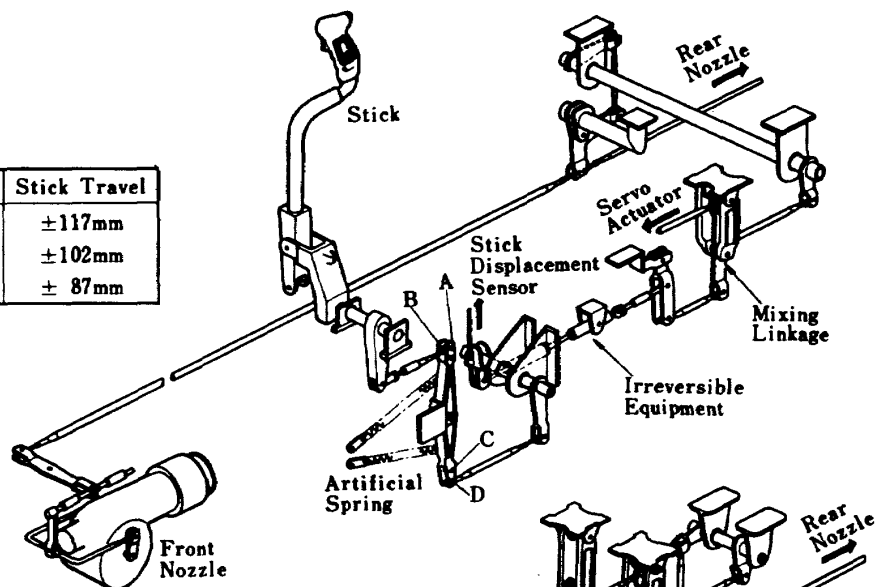
Roll

Setting	Stick Travel
A	$\pm 87\text{mm}$
B	$\pm 76\text{mm}$
C	$\pm 65\text{mm}$



Pitch

Setting	Stick Travel
A-C	$\pm 117\text{mm}$
A-D	$\pm 102\text{mm}$
B-D	$\pm 87\text{mm}$



Yaw

Setting	Pedal Travel
A	$\pm 102\text{mm}$
B	$\pm 76\text{mm}$
C	$\pm 51\text{mm}$

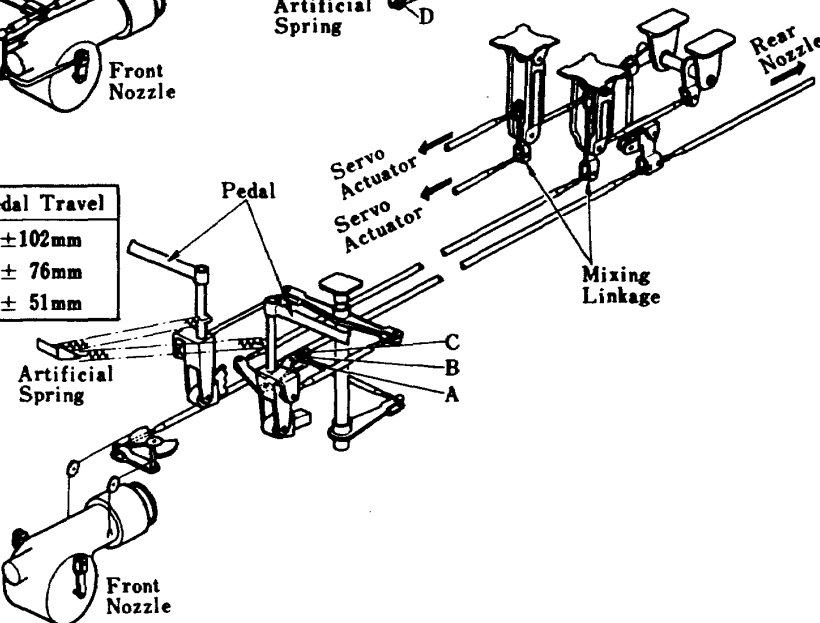


Figure 7 Attitude control system linkage 姿勢制御系統機構図

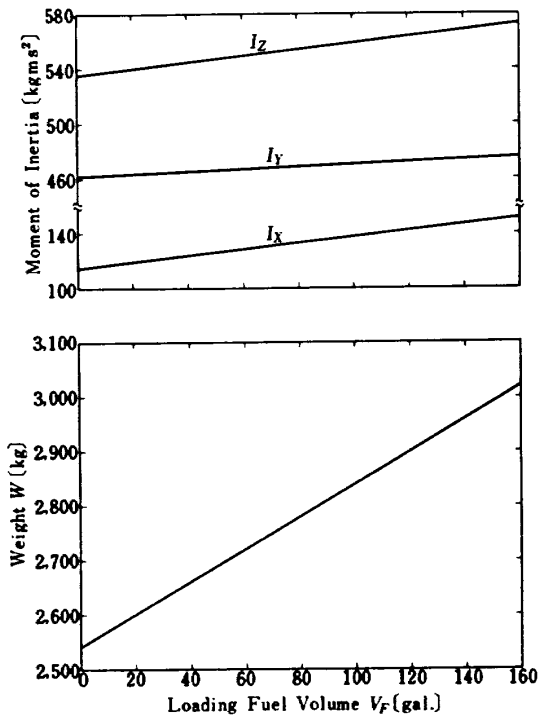


Figure 8 FTB weight and moment of inertia (movable part)
FTBの重量および慣性モーメント(可動部)

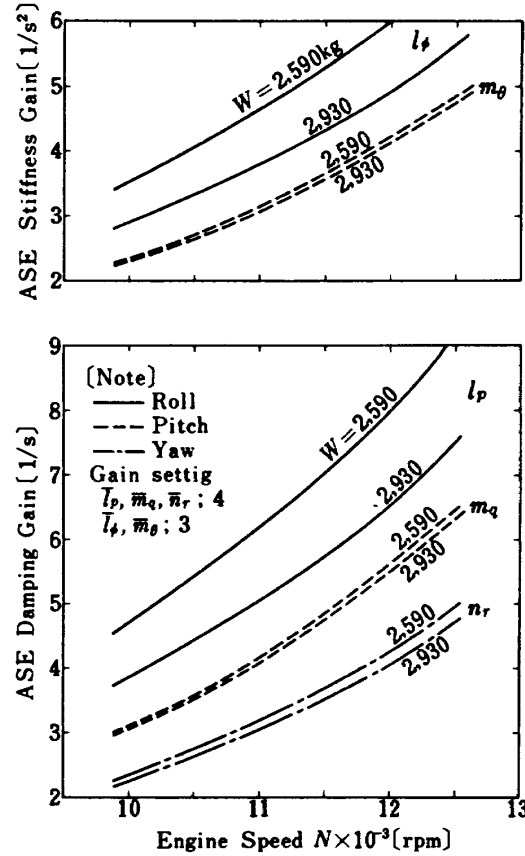


Figure 10 ASE loop gain ASE ループゲイン

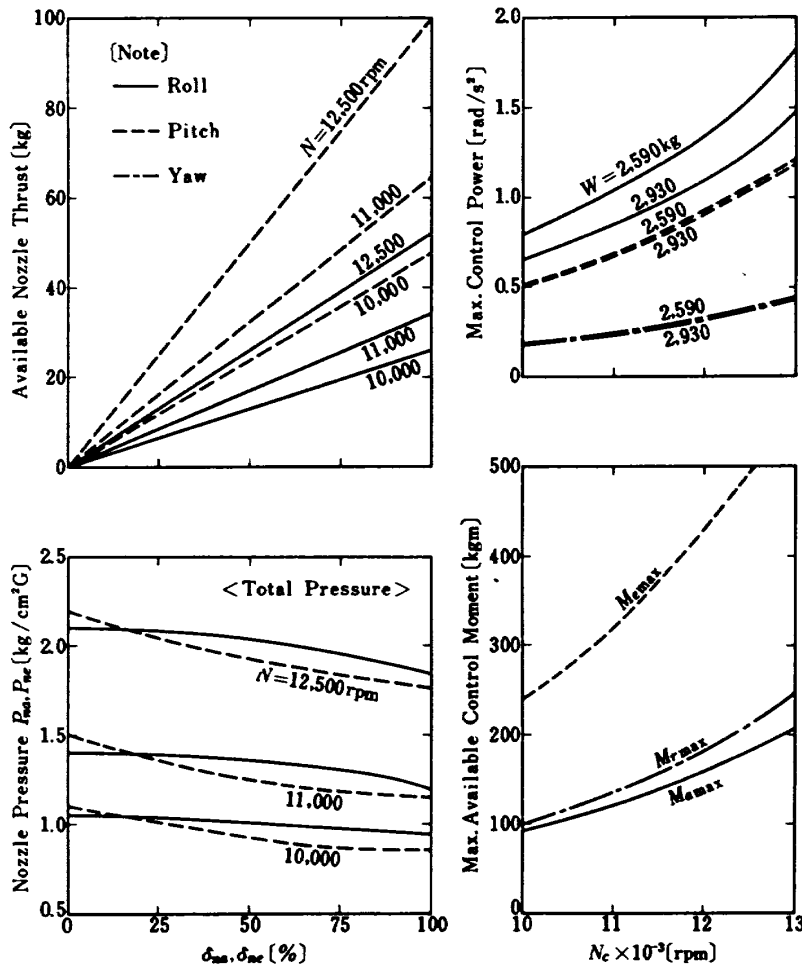


Figure 9 Performance of air jet nozzles
空気ジェットノズル性能

3.3 実験用機装

高度制御拘束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なった。

- (1) ロールおよびピッチの角速度を計測するためのレートジャイロ各1個を機体重心付近に追加装備。
- (2) エンジン回転数計測配線に増幅器を追加装備。
- (3) 燃料残量を計測するための配線を機外に引出。
- (4) AM無線機をFM無線機に換装、関連工事。
- (5) 計器板左に機体姿勢固縛用スイッチを取り付け、関連配線。
- (6) ロールおよびピッチの操縦桿位置発信器の各々にロータリーソレノイドを取り付け、遠隔操作用配線を機外に引出。
- (7) 電源電圧を地上で計測できるように配線を変更し、機外に引出。
- (8) 空気タービンのはじめての本格的使用に備えての改修、分解、点検、部品交換、調整、試験¹⁾¹⁾。
- (9) 高度制御拘束装置用ブレーキを取り外し、正規のペダルに換装。
- (10) エンジン関係センサー取り付けおよび配線、エンジンスイッチ警報灯配線、エンジン計測用配線等は第3次実験と同様。
- (11) テレメータの送信機および副搬送発信器の修理および調整。

3.4 機能試験

高度制御拘束実験終了後から、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) 操縦系統試験⁶⁾
- (2) ASE総合試験⁸⁾
- (3) 空気タービン調整試験¹⁾¹⁾
- (4) テレメータ調整試験¹⁾²⁾
- (5) エンジン単体試験(定格確認)

4. 実験設備

FTBの実験設備については文献(4)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、実験当初は全機作動実験と同様の遠隔操作用の配線および配管を行ない、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(Figure

3, 4)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。

地上施設では建屋および拘束実験場を使用した。

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。

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なう直接計測、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。

直接計測は、エンジンの遠隔操作時にのみ計測を行なうものは主としてFTBの左舷から操作用のものと一緒に配線を行ない、これらは第2, 3次実験の場合とほとんど同様とした。また全実験を通じて、あるいは搭乗実験時に行なう計測用配線はFTBの昇降時にも障害とならないように、FTBの右舷側方約8mに高さ約5mの柱を立て(Figure 11), その頭部からFTB右舷まで空中を通した。

テレメータ計測は、送信機が完全に修理されたので、はじめて無線で使用した(第2, 3次実験では有線で使用)。

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、写真撮影とした。

計測記録は、指示計の読取りおよびペンレコーダ5台によって行なった。また、モニタに重点を置いて指示計からの読取りを行なわないものもあった。ペンレコーダや指示計などからの読取値を予め定められた様式の記録表に書き込むようにしたものはつぎのとおりである。天候と気候、エンジン運転記録、テレメータのペン記録を物理量に換算する表、直読記録(P_a , デジタルN), 運転記録(時間), 運動記録($\phi\dot{\phi}$, $\theta\dot{\theta}$, $\varphi\dot{\varphi}$), 補給記録。

計測配線等の総括表をTable 2 に示す。

Table 2. Summary of wiring and piping
配線配管総括表

Item	Total No	Origin	Terminal	Applicaton	Remarks
N	2	□	○→△	R, P	
P _F	2	□	△	R, P	
P ₃	2	□	○	R, P	
T ₅	2	◇	△	R	
δ _L	2	◇	△	R	
E/G VIB	2	□	△	R, P	Monitor
E/G VIB	8	◇	△	R	
E/G Bearing TEMP	4	◇	△	R	Monitor
E/G Remote CON	14	◇	△	R	
E/G Remote CON	(2)	◇	△	R	
Electric Power	1	×	□	R, P	With air supply
Air Supply	(1)	×	□	R, P	Start only
Air Remote CON	8	×	△	R	
P _s	(1)	×	△	R, P	
Emergency Light	1	○	□	P	
Brake	1	×	○	R, P	
Television	1	□	○	P	
P _B	(1)	◇	×	R	
E	1	□	○	R, P	Pen 1-3
N _A	1	□	○	R, P	Pen 1-4
S _A	1	□	○	R, P	Pen 1-5
W _F	1	□	○	R, P	Pen 3-8
Roll Input	1	◇	○	R	
Pitch Input	1	◇	○	R	
φ	1	□	○	F S	Pen 3-5
θ	1	□	○	F S Y	Pen 2-6
ψ	1	□	○	Y	Pen 3-6
δ _{ns} , δ _{ne}	2	□	○	R, P,	
D _w , V _w	2			R, P,	Pen (aux.)
T _a , P _a , H	3 *			R, P,	
Surface TEMP	Many *			R	
Pictures	4 *			R, P,	

[Note] () ; Piping, * ; NO Wiring or piping

□ ; FTB starboard, ◇ ; FTB Port, × ; Field

○ ; Instrument room, △ ; Operating room

R ; Remote control test, P ; Piloted test

F, S, ; See note in table 3

5.2 直接計測

つぎの計測は文献(3)に同じである。

- (1) エンジン回転数 N
- (2) 燃料圧力 P_f
- (3) エンジン圧縮機出口圧力 P_3
- (4) 排気温度 T_5
- (5) エンジン振動振幅 S
- (6) スロットル角度 δ_L (δ_R)
- (7) 地上空気源貯気槽圧力 P_s
- (8) リングタンク抽気圧力 P_R
- (9) テレビジョン

つぎの計測は本実験で新たに追加したものである。

- (10) 発電機回転数 N_A

発電機軸に取り付けられたファン(4枚)に豆電球(機上電源使用)で光をあて、フォトセルアンプを経由して、デジタル計測し、同時にF-A変換器を通して、ペンレコーダで記録するようにした。指示範囲は0~10000rpmであり、ペンレコーダでの読み取り精度は50rpmである。発電機と空気タービンは歯車を介して連結され、回転数比は11:52である。

- (11) 空気タービン絞り弁駆動連結棒変位 S_A

絞り弁駆動連結棒に回転式ポテンシオメータを取り付けて、変位をペンレコーダに記録した。これは空気タービン始動時の過渡現象を調べるためのものである。

- (12) 機上電源電圧 E

計器板の電圧計から分岐して、ペンレコーダに記録した。これも空気タービン始動時の過渡現象を調べるためのものである。

- (13) 燃料残量 V_f

座席後部の燃料残量計調整用抵抗器から分岐してペンレコーダに記録した。指示範囲は0~160galであり、読取精度は0.8galである。

- (14) ロール角速度 $\dot{\phi}$

機体中央部に取り付けたレートジャイロから配線を行ない、計測室のペンレコーダに接続した。指示範囲は $\pm 5^\circ/s$ 、読取精度は $0.05^\circ/s$ である。

- (15) ピッチ角速度 $\dot{\theta}$

同前

- (16) ヨー角度 ψ

拘束実験装置の下部ヒンジ上部のリンクの回転変位をポテンシオメータで取り出し、計測室のペンレコーダに接続した。指示範囲は $\pm 10^\circ$ 、読取精度は 0.1° である。

- (17) ロールノズル開度 δ_{na}

FTB左端の空気ジェットノズルに取り付けたポテンシオメータから直接ペンレコーダに記録し、テレメータによる値の較正に使用した。使用は8月19日午前のみである。

- (18) ビッチノズル開度 δ_{ne}

FTB後端の空気ジェットノズルに取り付けたポテンシオメータを使用したほかは(17)に同じ。

5.3 テレメータ計測

テレメータ計測については文献(2)、(12)に詳しい。本実験におけるテレメータ計測の総括表をTable 8に示す。

つぎの計測は、文献(8)に同じであり、特記の外全実験に適用した。

- (1) エンジン回転数 N

ただし設定範囲を狭くした。

- (2) 吸気温度 T_2

ただし左1エンジンのみ計測

- (3) エンジン圧縮機出口圧力 P_3

ただし設定範囲を狭くした。

- (4) 燃料圧力 P_f

- (5) 抽気圧力 P_R , P_{na} , P_{ne}

- (6) 機体振動 g_x , g_y , g_z

ただし g_z を追加

- (7) 排気温度

ただし設定範囲を読み易いように変更

- (8) 抽気温度 T_R , T_{na} , T_{ne}

- (9) 操縦桿変位 δ_a , δ_e

ただし δ_a は当初から搭乗操作によるビッチ制御実験まで、 δ_a は遠隔操作によるロールとビッチの2自由度実験から終りまで適用した。

- (10) 空気ジェットノズル変位 δ_{na} , δ_{ne}

ただしそれぞれ δ_a および δ_e に対応する適用とした。

つぎの計測は、本実験で新たに追加したものである。

- (11) 姿勢角 ϕ , θ

ただしそれぞれ δ_a および δ_e に対応する適用とした。設定範囲は $\pm 10^\circ$ とした。

- (12) ヨー角速度 $\dot{\psi}$

搭乗操作によるヨー制御実験にのみ適用した。設定範囲は $\pm 5^\circ/s$ とした。

- (13) アクチュエータ変位 ϕ , θ , ψ

それぞれ ϕ , θ , ψ に対応する適用とした。設定範囲は $\pm 35\text{mm}$ とした。

- (14) ヨーペダル変位 δ_r

$\dot{\psi}$ に対応する適用とした。設定範囲は $\pm 76\text{mm}$ とし

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

Item	Channel No			Sensor	Sampling No			Recording No			Range
	F	S	Y		F	S	Y	F	S	Y	
N-1	1	1	1	Pulse pickup				2-1	2-1	2-1	9000~18000 rpm
N-2	2	2	2	"				3-1	3-1	3-1	"
EMS	2	2	2	Relay				3-1	3-1	3-1	
T ₂ -1	14	14	14	Resistance	1-1	1-1	1-1	1-6	1-6	1-6	-10~70°C
P ₃ -1	14	14	14	Strain gauge	1-2	1-2	1-2	1-6	1-6	1-6	0.5~2.5 kg/cm ² G
P ₃ -2	14	14	14	"	1-3	1-3	1-3	1-6	1-6	1-6	"
P _F -1	14	14	14	"	1-4	1-4	1-4	1-6	1-6	1-6	0~20 kg/cm ² G
P _F -2	14	14	14	"	1-5	1-5	1-5	1-6	1-6	1-6	
P _R	11	11	11	"				1-2	1-2	1-2	0.5~2.5 kg/cm ² G
P _{ne}	12	12	12	"				2-2	2-2	2-2	"
P _{na}	13	13	13	"				3-2	3-2	3-2	"
g ₁	6			"				2-7			±1 g
g _x	8			"				2-8			"
g _y	10			"				2-4			"
T ₅ -1	15	15	15	Thermo couple	2-1	2-1	2-1	1-7	1-7	1-7	400~800°C
T ₅ -2	15	15	15	"	2-2	2-2	2-2	1-7	1-7	1-7	"
T _R	15	15	15	"	2-3	2-3	2-3	1-7	1-7	1-7	100~200°C
T _{ne}	15	15	15	"	2-4	2-4	2-4	1-7	1-7	1-7	"
T _{na}	15	15	15	"	2-5	2-5	2-5	1-7	1-7	1-7	"
φ	3	3		ASE				3-6	3-6		±10°
θ	4	4	4	"				2-6	2-6	2-6	"
ψ			3	"						3-5	±1°/s
a _a	5	5		"				3-7	3-7		±35 mm/s ²
a _s		6	6	"					2-7	2-7	"
a _r			5	"						3-7	"
δ _a	7	7		"				3-3	3-3		
δ _e		8	8	"					2-3	2-3	
δ _r			7	Potential						3-3	
δ _{na}	9	9		"				3-4	3-4		
δ _{ne}		10	10	"					2-4	2-4	
δ _{nr}			9	"						3-4	

[Note] F; Run 1~13 (FTB fixed and roll free)

S; Run 14~41 (Rolling and/or Pitching ≈ Swing)

Y; Run 41~43 (Yawing)

た。

(15) ヨー空気ジェットノズル変位 δ_{ar}

↓に対応する適用とした。設定範囲は $\pm 25^\circ$ とした。

5.4 地上計測

地上計測は、文献(3)と全く同様である。計測項目はつぎのとおりである。

- (1) 表面温度
- (2) 運転時間
- (3) 大気 T_a , P_a , H
- (4) 風向 D_w , 風速 V_w
- (5) 燃料消費重量 W_f
- (6) 撮影, 録音

6. 実験運営

6.1 計画

本実験は、前回の高度制御拘束実験と同様の大規模な野外実験であるので、実験の運営には特別な配慮が必要となる。

実験に関して作成した計画書等の資料は高度制御拘束実験と同様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「8」「4」「5」で述べた。人員計画は高度制御拘束実験に準じて行なった。今回はFTBの移動を行なわなかったので輸送計画は簡単となった。

実験計画に当たって行な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。拘束実験装置によるロール, ピッチ, ヨーの各々を独立に固定する方法, 搭乗員に対してロール, ピッチ, ヨーの角度を表示する方法, 搭乗員の非常脱出の方法, 操縦系統のガタの影響, FTBの姿勢制御特性の再検討, 姿勢変化に対する限界状態のシミュレーション, 系統別機能に関する問題点の再検討, データ整理法と監視法などである。

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

拘束実験場(約30m×約45m)のほぼ中央の架構内の横梁の下の姿勢制御用拘束リンク内に脚を取り外したFTBを取り付け、横梁からのブレーキ板でリンクを抑えて固定した。このブレーキは姿勢制御実験時には引上げてリンクに自由度を与える。ロール, またはピッチの自由度は拘束リンクの下部ヒンジ4つの内の2つ(右舷前方と左舷後方, または残る2つ)を

ピッチまたはロール専用のものと交換することにより拘束され、4つを同時に交換すればロール, ピッチとも自由度が拘束される。ヨーの自由度は拘束リンクの左右をロープで架構に引張ることにより固定され、ロールとピッチの自由度は拘束されない。

エンジン始動に必要な地上電源, 空気源, FTB遠隔操作配線配管, 標識板, 消火器, 燃料補給装置, 計測用配線, 地上空気源からFTBまでのホース配管, 風向風速計, 消火ホースなどの配置等は高度制御実験の場合とほぼ同様である。

脱出台はヨー以外の実験時には, FTB左舷に置き, FTBとの間に隙間をあけてロール運動可能な状態として, 台は前回実験同様遠隔操作関連の配線管ならびにFTBへの昇降にも利用出来るようにした。ヨー制御実験時には左舷の脱出台を撤去し, 搭乗員脱出用の移動可能な小型リフトを用意した。

ロールおよびピッチの姿勢角は, FTB前方約10mの位置の高さ約8mの目標柱と, FTB先端の十字形目印との傾き, または上下の相対位置によって搭乗員が識別できるようにした。ヨーの方位角はFTB前方約10mの位置の地面に目印を置きFTB先端との相対位置で識別できるようにした。角度はいずれも 5° と 10° を識別の基準とした。

器材展開の状況をFigure 11に, また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。

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, ロールやピッチの自由度を固定するための拘束リンク固縛または復旧, 空気ジェットノズル開口面積変更金具の着脱, ASE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および運動検出器配線の着脱, などである。

FTBに対する修理は, 特記すべきものはなかった。地上設備については, 発動発電機, 直流安定化電源, 計測用データレコーダ, VTR, 標識灯, 受電設備, 空調設備, などが主な修理対象となった。

FTBの調整は操縦系統, ASE, 機上計測装置, 計器指示系統を主として対象とした。

計測準備, 補給, 地上整備, 点検は文献(3)とほぼ同様である。

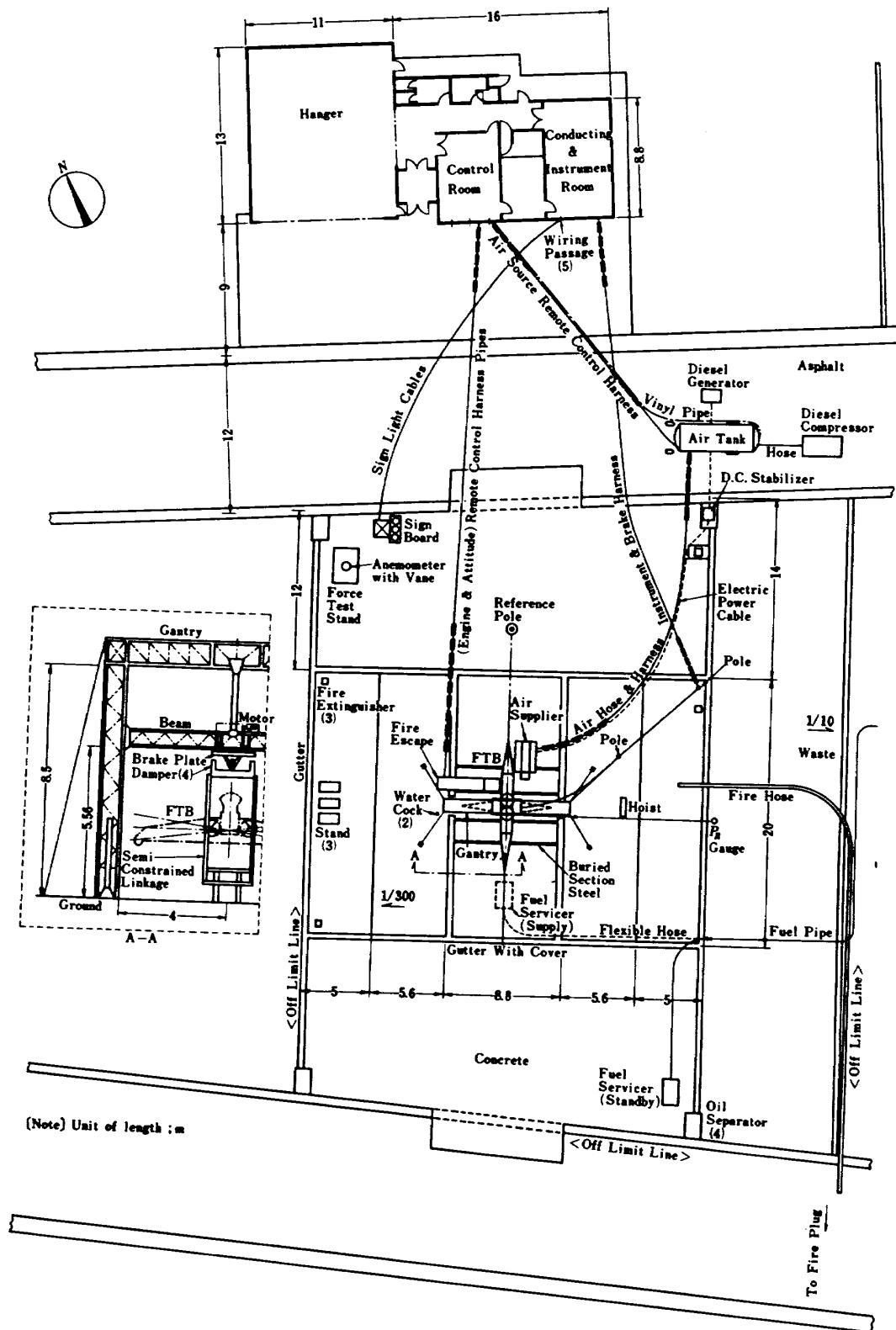


Figure 11 Plan view of experimental layout 実験配置図

6.4 実験要領

実験準備完了後、実験打合わせを行なって実験にはいる。実験要員は、機体、エンジン、搭乗員の3グループより構成される。このうち実験指揮者と大部分の計測員は室内に、その他の要員は屋外に配置された。

室内要員への連絡指示、屋外要員の個人装備、実験実施法、実験中の禁止事項、計測記録法、遠隔操作によるエンジン始動および停止手順は文献(3)と同様である。

遠隔操作によるロール、またはピッチのステップ応答実験におけるブレーキのオン・オフおよび入力 of オン・オフの操作は計測室で行なった。

搭乗実験時の搭乗員の操作は高度制御実験の場合と同様、すべて手順表によって行なわれるように定めたが、エンジン始動前または実験中のブレーキ操作は通常計測室で行なった。手順表のうち、エンジンドライモータリング、エンジン燃料放出モータリング、エンジン単独始動、同停止、No.1、No.2エンジン始動、同停止、緊急状態一覧、緊急時エンジン正常停止、緊急時エンジン非常停止などは、多少の手順変更の差を除いては文献(3)と同様である。始動前操縦席内点検手順表、フライトリクエストNo.1~8を付録にまとめて示す。

実験終了後は高度制御実験同様FTBの点検を行ない、また実験結果の速報を全員に知らせて実験内容の周知を計り、さらに遅滞なくつぎの実験ならびに作業予定を指示するようにした。

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は文献(3)と同様である。

6.6 撤収

撤収の手順等はすべて文献(3)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.によって表示され、Case 0はモータリングとして適宜実施し、Case 1~4は遠隔操作による機体固定状態での運転、Case 5~8は遠隔操作による姿勢角4°相当のステップ入力応答実験(ロールとピッチの1または2自由度実験)、Case 9~11、16、21は搭乗員の操作による機体固定状態での運転、Case 12~15、17~20、22~25はそれぞれ搭乗員の操作によるロール、ピッチ、ヨーの1軸回りの姿勢制御実験である。実験は原則的には各Case 1回であるが、必要に応じて中止、追加、混合

を行なった。実験は順序に従ってRun No.を付した。各実験Caseの内容をTable 4に示す。

遠隔操作による機体固定状態での運転実験は、全機作動確認のための実験である。エンジン単独運転実験時には空気ジェットノズル開口面積を正規の $\frac{1}{2}$ とした。

遠隔操作によるステップ入力応答実験は、ASEを含む姿勢制御系統の特性確認ならびに拘束リンクの作動確認のための実験である。機体の応答やトリムの外に振動状態に注意を払った。

搭乗員の操作による機体固定状態での運転実験は、飛行前点検運転ともいふべき実験である。

搭乗員の操作による姿勢制御実験は、FTBのロール、ピッチ、ヨーの姿勢制御特性の確認と姿勢や方向の操縦に対する搭乗員の慣熟を目的とした実験である。

実験は1自由度で行ない、ロールまたはピッチの実験の場合はレートジャイロ(ヨー運動検出器)の配線を外して、ASEゲイン切換スイッチ目盛は、ロールまたはピッチの何れか一方の減衰項が4、復元項が8、他方が0となるように設定した。ヨーの実験の場合はバッチカルジャイロ(ロールとピッチの運動検出器)の配線を外して、ASEゲイン切換スイッチ目盛を減衰項4とした。

運転は、エンジン試運転技師1名(遠隔操作時のみ)FTB整備士1名、FTBパイロット2名によって行なった。

8. 実験結果

実験は遠隔操作による機体固定状態での運転8回、遠隔操作による姿勢角4°相当のステップ入力に対するロールおよびピッチの応答に関する姿勢制御実験4回、搭乗員の操作による機体固定状態での運転9回、搭乗員の操作によるロール、ピッチ、ヨーの1軸回りの姿勢制御実験8回、を行なった。

これらの実験により、FTBの機能、搭乗操作特性、姿勢制御特性などが自由飛行に耐えるものであることを確認した。得られた結果をつぎに述べる。実験中の写真をFigure 4、5に示す。特記のほか、計測値はTable 7~14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

Table 4. Experimental cases
実験ケース

Case No	Operation	Degree of Freedom	Total Air Jet Nozzle Area	A S E	Throttle Engage	Air Turbine	E/G Speed [rpm]	Flight Request	Operator
0	Motoring								
1	Remote	Fix	1/2	OFF	OFF	OFF	13000 *		E/G Operator
2	"	"	"	"	"	"	13000 **		"
3	"	"	Normal	"	"	"	12500		"
4	"	"	"	(ON)	"	ON	12500		Mechanic
5	"	Roll	"	ON	"	"		No 1	Pilot - 1
6	"	Pitch	"	"	"	"		No 2	"
{ 7 }	"	Roll & Pitch	"	"	"	"		No 1	Pilot - 2
{ 8 }	"	"	"	"	"	"		No 2	"
9	Crew	Fix	1/2	OFF	"	"	12500 *		Mechanic
10	"	"	"	"	"	"	12500 **		"
11	"	"	Normal	(ON)	ON	"	12500		"
12	"	Roll	"	ON	"	"		No 3	Pilot - 1
13	"	"	"	"	"	"		No 4	"
14	"	"	"	"	"	"		No 3	Pilot - 2
< 15 >	"	"	"	"	"	"		No 4	"
16	"	Fix	"	(ON)	"	"	11000		Mechanic
17	"	Pitch	"	ON	"	"		No 5	Pilot - 1
18	"	"	"	"	"	"		No 6	"
19	"	"	"	"	"	"		No 5	Pilot - 2
20	"	"	"	"	"	"		No 6	"
< 21 >	"	Fix	"	(ON)	"	"	11000		Mechanic
22	"	Yaw	"	ON	"	"		No 7	Pilot - 1
< 23 >	"	"	"	"	"	"		No 8	"
24	"	"	"	"	"	"		No 7	Pilot - 2
< 25 >	"	"	"	"	"	"		No 8	"

[Note] { } ; mixed operation, < > ; no operation, ASE(ON); sensor off, gain 0

ASE ON; sensor off, gain 0 except proper axis, *; No 1 E/G, **; No 2 E/G

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 $\#1$ 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 $\#7$ と 8 は 1 Case として実施した。

実験中の大気圧 $P_a = 75.04 \sim 76.98 \text{ mmHg}$, 大気温度 $T_a = 0 \sim 6^\circ\text{C}$, 湿度 $H = 80 \sim 59\%$ (90, 93% は計測の誤りと考えられる), 風速 $V_w = 0.5 \sim 5 \text{ m/s}$ 風向 $D_w = 135 \sim 360^\circ$ であった。

貯気槽圧力 $P_s = 6.2 \sim 7.3 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ でエンジン始動を行なった。

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 $\#1$, $\#2$ エンジン別に記録した。

実験内容は, 作動実験, ロール, ピッチ, ヨーの姿勢制御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 $\#1$, $\#2$ 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 F T B の燃量計の読み (V_f) から算出した。

本実験におけるエンジンの総運転時間は $\#1$; 3 h 20 min (33回), $\#2$; 2 h 54 min (32回), モータリングは $\#1$ が7回, $\#2$ が8回であった。燃料 (JP4, MIL-J-5624E) の総消費量は約 5,900 kg であり, また潤滑油 (MIL-L-7808D) の総消費量は約 10 l (標準消費量 20 cc/min であるので, これは約 8 h 20 min 分に相当) であった。

搭乗操作による最初の姿勢制御実験 Run 27 の前に脱出訓練を行なった。本実験では途中で中止した実験が5回におよんだ。

姿勢制御実験の記録は「8.3」に述べる。

8.2 作動特性

F T B の機能上重要と考えられる作動特性についてつぎに順を追って述べる。これらの実測値は Table 7, 9 に挙げてある。

(1) エンジン定常作動特性

エンジン定常運転中のエンジン性能および関連特性について Figure 12 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 δ_s に対するエンジン回転数 N_e の変化は, 前回実験の場合³⁾と同様 $\pm 300 \text{ rpm}$ 程度のばらつきを

示した。

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計測値に対して, アイドル以上で約 $-1 \sim +3\%$ の間にばらつきを示し, 前回より一致性が向上している。本報告では特記のほか, 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 のエンジン回転数 N に対する特性は前回と同様, アイドル以上で約 $\pm 10\%$ 程度のばらつきを示した。

エンジン圧縮機入口温度 T_2 は, $\#2$ エンジン (前) についてのみ計測した。大気温度 T_a との差 $T_2 - T_a$ を排気再循環 (Recirculation) 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。図中, 上の2点 (Run 10, 6 中の点) で一時的な温度上昇が認められ, 排気再循環の徴候があったと考えられるが, そのほかでは, 温度変化は $\pm 5^\circ\text{C}$ 以内であった。

エンジン運転によって生じる縦フレーム, 横フレーム, 計器板の上下振動加速度 g_x, g_y, g_z (それぞれ root mean square) は, いずれもエンジン回転数に拘らず, ばらつきが大きい, エンジン回転数とともに僅かに増加する傾向を示し, 最大値はそれぞれ $0.09g, 0.11g$ (特異点 $0.2g$), $0.065g$ (特異点 $0.36g$) である。前回実験に比較して傾向が異なり, また最大値は $1/11 \sim 1/7$ と著しく低くなっている。これは F T B に対する拘束状態が, ダミー脚とレールから拘束リンクに変わったので, 支点数が減少 ($5 \rightarrow 2$) し, 拘束の固さが緩和されたためと考えられる。なお, 特異点は振動過大と判断されて中止した Run 7 の値である。

エンジン圧縮機外側およびタービン外側における振動振幅は制限値 (3 mil) 以内であった (Table 7)。

(2) エンジン着火特性

エンジン始動時における着火特性は, 始動空気によるエンジンの回転数とその時間に対する増加率ならびにスロットルによる燃料圧力の定められた値とそれに関連するまでの増加率の相対関係によって微妙に変化するといわれる。通常の着火操作ではエンジン回転数の定められた範囲 (ここでは $N = 2,000 \sim 2,200 \text{ rpm}$) でスロットルを進めるので, 燃料圧力の時間に対する変化が重要となる。

燃料圧力の時間に対する変化と着火時刻の関係を Figure 13 に示す。着火時刻の計測には ± 18 程度の誤差があるものと思われる。図からつぎのことが判る。着火時の P_f の値と勾配の相関は特に認められな

いが、28で P_r が約 $5\text{ kg/cm}^2\text{G}$ に達するようなスロットルの進め方(Bum 37~43)が望ましいようである。着火時刻は δ_1 エンジンでは2~118, δ_2 エンジンでは1.5~58の範囲にばらつき、後者の方が着火特性良好なることを示し、前者が着火までに時間を要する場合は、屢々着火前に多量の燃料の噴霧および着火時に長い火焰が排気口外に視認される。以上総合してエンジンの着火特性の良否は、スロットルの進め方だけによるものではなく、エンジンの加速状況およびエンジンならびに関連系統の固有の特性も大きく関与するものと考えられる。

(3) 抽気および排気特性

抽気特性および空気ジェットノズル特性は姿勢制御特性と密接な関係を有するが、後者については前回実験³⁾において入念な検討を行ない、今回の実験でもほぼ同様と考えられるので検討を省略し、特性をFigure 9にまとめた。抽気および関連するエンジン圧縮機圧力とエンジン排気湿度の特性についても前回実験までに度々実験を行なっているが、特性確認のため、結果をFigure 14に示す。

エンジン圧縮機出口圧力 P_3 は、前回同様の特性を示し、エンジン単体試験の値にほぼ一致しているが、約5%低めの幅にばらつきを示している。

エンジン排気温度 T_5 は、エンジン単体試験の値に対して+7~+12%の間にばらつきを示し、前回よりもエンジン単体試験の値に近付いて高くなり、かつ良いまとまりを示している。

抽気圧力は、前回と同様の特性を示し、3者とも P_3 よりも低く、また、後ノズル入口圧力 P_{ne} は、リングタンク圧力 P_R と左ノズル入口圧力 P_{na} よりも低めの値を示した。

抽気温度も前回と同様の特性を示し、3者ともエンジン単体試験の値よりも低めであり、エンジン回転数の高いほどその差は大きい。

(4) 空気タービン作動特性

空気タービンは今回の実験から本格的な使用を開始した。空気タービンでは定常回転特性と始動特性が開心事であり、¹¹⁾これらの特性をFigure 15に示す。空気タービン回転数は発電機回転数の52/11倍である(「5.2」)。

発電機回転数 N_a は、アイドル以上でエンジン回転数とともに僅かに増加する傾向を示し、また回転のばらつきの幅も少さくなる。

N_a はまた、リングタンク圧力 P_R に対して、ほぼ

直線的に僅かに増加する傾向を示している。

空気タービン始動時の制御ロッドの変動およびこれにもとづく N_a の変動は小さく、容易に必要な N_a の値に設定され、必要な一定電圧 E を発生している。

(5) 操縦桿作動特性

操縦桿変位 δ_a または δ_e の全行程の操作に対して、それぞれの空気ジェットノズル開度 δ_{na} または δ_{ne} はXYプロッタによって、交差するヒステリシス曲線を描くが、エンジン回転数 $N=0$ 、アイドル、12000 rpmの場合についての曲線をFigure 16に示す。

ロール系統 $\delta_a \sim \delta_{na}$ のヒステリシス幅は、 $N=0$ の場合で最大約1.5%であり、 $N=$ アイドル、12000 rpmの場合にはほとんどヒステリシスは認められない。

ピッチ系統 $\delta_e \sim \delta_{ne}$ のヒステリシス幅は δ_a または δ_{na} の中立位置付近が最も大きく、 $N=0$ 、アイドルでは約4.5%、 $N=12000\text{ rpm}$ では約6%であり、ロール系統と逆の傾向を示した。

これらのヒステリシス幅は前回実験³⁾の場合よりもロール系統は著しく小さくなっているが、ピッチ系統では、あまり差がない。

8.3 姿勢制御実験結果

姿勢制御実験のうち、遠隔操作によるロール、ピッチの1自由度および2自由度実験における入力は「3.2」で述べた方法によりロールまたはピッチの姿勢角 4° 相当のステップで与えた。また搭乗員の操縦によるロール、ピッチ、ヨーの1自由度実験における搭乗員の主要課題は、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、小舵繰返し操舵であった。搭乗員は1名であり、2名が交代で担当した。運転記録をTable 5に、実験記録をTable 8, 10~14に示す。

(1) 主要実験記録

遠隔操作実験

	ロール	ピッチ
平均可動重量〔kg〕	2835	2830
平均慣性能率〔kg m s ² 〕	137	470
最大姿勢角〔deg〕	5	4
最大角速度〔deg/s〕	4.1	3.4
アクチュエータ作動率(%)		
最大	35	32
連成(2自由度)	25	25
ゲイン設定ロータリSW		
減衰項	4	4
復元項	3	3

搭乗操作実験

	ロール	ピッチ	ヨー
平均可動重量〔kg〕	2765	2815	2817
平均慣性性能率〔kgm ² /s ² 〕	182	469	557
最大姿勢角〔deg〕	5.5	4.5	10
最大角速度〔deg/s〕	6.8	8.8	2.6
最大操縦装置			
操作量〔%〕	70	50	50
最大アクチュエータ			
作動量〔%〕	70	60	100
ゲイン設定ロータリSW			
減衰項	4	4	4
復元項	8	8	

(2) 代表的入力に対する記録

(i) 遠隔操作によるロールステップ (Figure 17, Run 16) 操縦桿位置発信器に $\phi = +4^\circ$ (左上) 相当のステップ入力を与えて、A8Eの回路をとおしてアクチュエータ変位を生じさせ、左ノズルの開度を増して右ノズルの開度を減じ、そのモーメントによりロール角速度 $\dot{\phi}$ 、ロール姿勢角 ϕ を発生させる。アクチュエータおよびノズルの動きは、入力印加でパルス状に動作し、所定の角変位の後中立位置に戻り、スティフネスとダンピングの効果を与えている。角速度は急速に最大値に達した後、ややゆっくり0に戻る。姿勢角は過減衰の状態に一定値に達する。入力を $\phi = 4^\circ$ から 0° に戻した場合も同様である。エンジン回転数が大きくなって、最大制御モーメントが増しても、上記の関係は維持されるが、小さな振動が、アクチュエータ変位、ノズル開度、角速度に重畳する。

(ii) 遠隔操作によるピッチステップ (Figure 18, Run 17) 操縦桿位置発信器に $\theta = +4^\circ$ (頭上) 相当のステップ入力を与えた場合も、(i)の場合と同様の傾向を示すが、ノズル開度の動きは(i)の場合よりも鈍くなって居り (Figure 10), またエンジン回転数を増したときの重畳振動周期がロールの場合の約2倍となっている。

(iii) 遠隔操作によるロール・ピッチ2自由度実験 (Figure 19, Run 18) ロール・ピッチ2自由度の状態、ロール操縦桿位置発信器に $\phi = +4^\circ$ (左上) 相当のステップ入力を与えた場合のロールアクチュエータ変位、ロール角速度等の応答は(i)の場合と同様であるが、達成効果によりピッチアクチュエータ変位に約 -10% 、ピッチ角速度に約 $0.5^\circ/\text{s}$ の変化が見られ、それぞれロールに対して約 $-1/3$ 、約 $1/6$ となっている。

戻しの場合も同様である。ピッチ操縦桿位置発信器に $\theta = +4^\circ$ (頭上) 相当の入力を与えた場合、ロールアクチュエータ変位に約 $+20\%$ 、ロール角速度に約 -0.7% の変化が見られ、それぞれピッチに対して約 $+4/7$ 、約 $-8/10$ となっている。エンジン回転数を増したときの重畳振動周期はすべて(ii)の場合にほぼ等しくなっている。

(iv) 搭乗操作によるロール緩徐操舵およびステップ応答実験 (Figure 20, Run 28, 27) ロール操縦桿中立位置から約 $1/2$ 行程まで約 88 の緩徐操舵により、角速度約 $2.5^\circ/\text{s}$ 、角変位約 5° を生じた。パルス状操舵の場合には大きなパルス状のノズル変位と角速度変化を生ずるが、角変位は小さい。ステップ状操舵による応答は(i)の場合とほぼ同様であるが、入力波形がくずれているのでアクチュエータ変位とノズル変位の変化の特徴は識別し難い。

(v) 搭乗操作によるロール繰返し操舵応答実験 (Figure 21, Run 28) ロール操縦桿による振幅約 $1/4$ 行程、周波数約 $1/2.6\text{ Hz}$ の繰返し操舵に対して、アクチュエータ変位は約 0.28 の遅れで振幅約 $1/2$ 行程、ロール角度は約 0.68 の遅れで振幅約 $\pm 3.5^\circ$ のほぼ対応する波形を示したが、ロール角速度の波形にはくずれが見られる。ノズル変位の変化の特徴は識別し難い。これらの対応はエンジン回転数が増しても変わらない。

(vi) 搭乗操作によるピッチ緩徐操舵およびステップ応答実験 (Figure 22, Run 33) ピッチ操縦桿中立位置から約 $1/2$ 行程まで $1 \sim 88$ の緩徐操舵により、角速度約 $8^\circ/\text{s}$ 、角変位約 5° を生じた。(iv)に比較して、ほぼ同様の対応を示しているが、操縦桿変位、アクチュエータ変位、ノズル開度、角速度にかなり顕著な重畳振動が認められる点異なる。ステップ状操舵による応答は(ii)の場合とほぼ同様であり、(iv)に見られた波形のくずれはあまりないが、エンジン回転数を増すと緩徐操舵の場合と同様の重畳振動が認められた。

(vii) 搭乗操作によるピッチ繰返し操舵応答実験 (Figure 28, Run 37) ピッチ操縦桿による振幅約 $1/4$ 行程、周波数約 $1/2\text{ Hz}$ の繰返し操舵に対して、アクチュエータ変位は約 0.18 の遅れで、振幅約 $0.8/2$ 行程、ピッチ角度は約 0.68 の遅れで振幅約 2.5° のほぼ対応する波形を示したがピッチ角速度の波形はくずれ、ノズル変位の特徴は識別し難い。エンジン回転数が増してもこの対応はほぼ同様であるが、アクチュエータ変位、ノズル変位、角速度の波形にくずれが認められる。

(Ⅷ) 搭乗操作によるヨー緩徐操舵およびステップ応答実験 (Figure 24, Run 42) ベダルの±1/2行程を約0.6Sで操舵してから約7.5S保持する操作に対して、角速度約2.5°/S, 角変位±約10°を生じた。ベダルのステップ状操舵による応答は(Ⅴ)(Ⅵ)と異なり、アクチュエータ変位が大きく、またベダル変位とヨー角速度が対応する。ヨー角速度は約2.5°/S, ヨー角度は±約10°の範囲で実験した。

(Ⅸ) 搭乗操作によるヨー繰返し操舵応答実験 (Figure 25, Run 42) ベダルによる繰返し操舵応答実験は、ロール、ピッチに比較して入力波形のくずれが顕著であるので計測諸量間の関係を掴み難い。振幅は、ベダル約±1/2行程、アクチュエータ飽和、ヨー角速度約±2.5および4°/S, ヨー角度±約5°であり、周波数は約0.1Hzであった。

(8) パイロット所見

(Ⅰ) ロール実験 (Run 27, 28) 計器指示は正常であった。操縦桿の操作に対するロール応答は、緩徐操舵、ステップ操舵、繰返し操舵とも、一般に良好と認められた。操舵時にピッチおよびヨーへの連成を感じることがあり、またステップ操舵時に約1Hzの振動が感じられたがすぐに減衰した。操縦桿反力は大きく感じた(ステップ操舵時)。

(Ⅱ) ピッチ実験 (Run 33, 37) 操縦桿の遊びを感じ、このためオーバーコントロールになり易い傾向があった。ロールよりも操縦性は悪いと感じられた。ペンレコーダの記録 (Figure 22, 23) では、操縦桿変位を含む諸量に振動が認められているが、意識的に周期的な操舵はしていない。操舵時のロールへの連成はあまり感じられなかった。操縦桿反力の大きさはあまり気にならなかったが、反力が一様でなく変化する感じが気になった。操縦桿の無線機用プレストークスイッチが固く、離しても戻らなかった。(Run 40, 41) エンジン振動で身体が前後に揺られるのが気になり、特にエンジン回転数12500rpm付近では急激に著しくなった。周期的な操舵をしている心算はないが、このような動揺が感じられた。機体の安定性は良好と認められた。操縦桿の反力は一様でなく、8段階ぐらゐ変化するように感じられた。

(Ⅲ) ヨー実験 (Run 42) 右ベダルを約2cm踏み込んで置かないと中立が保持できなかった。また右踏みの効きは鈍く、左踏みの効きは良いと感じた。これらの傾向はエンジン回転の影響と考えられ、特にN=12500rpmで大きい感じであった。(Run 43)

右踏み込みは矢張り必要であった。ベダルの効きはエンジン回転数により変化するように感じられた。ベダルの効きは概ね良好と認められた。

以上総合して操縦安定性はH U - I Bヘリコプタと同程度ないし、それ以上と認められた。

8.4 操舵応答特性

(1) 遠隔操作によるロールステップ応答

操縦桿位置発信器に $\phi = +4^\circ$ (左上) 相当のステップ入力を与えた場合のロールとピッチに関する諸量の変化をFigure 26に示す(2自由度の場合を含む)。

ロールアクチュエータの平衡状態からの変化の最大値 Δa_{roll} は25~35%の間にあり、また、カップリングによるピッチアクチュエータの変化の最大値 Δa_{pitch} は10~15%の間にあった。

ロールのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{roll}$ は25~37%の間にあり、また、ピッチのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{pitch}$ は5~10%の間にあった。

ロール角の時定数 T_θ は0.6~1.6Sの間にあった。

ロール角速度の変化の最大値 $\Delta \dot{\phi}_{roll}$ はエンジン回転数とともに増大し、理論値から約20%下回る範囲(2.5~4°/S)にばらつきを示して居り、またカップリングによるピッチ角速度の変化の最大値 $\Delta \dot{\theta}_{pitch}$ は、 $\Delta \dot{\phi}_{roll}$ の約80%であった。

ピッチ角のカップリングによる変化の最大値 $\Delta \theta_{roll}$ はエンジン回転数と共に僅かに増大するが0.5°以下にあった。

(2) 遠隔操作によるピッチステップ応答

操縦桿位置発信器に $\theta = +4^\circ$ (頭上) 相当のステップ入力を与えた場合のピッチとロールに関する諸量の変化をFigure 27に示す(2自由度の場合を含む)。

ピッチアクチュエータの平衡状態からの変化の最大値 Δa_{pitch} は25~32%の間にあり、ロールの場合とはほぼ同様であった。またカップリングによるロールアクチュエータの変化の最大値 Δa_{roll} は15~20%の間にあり(1)の Δa_{roll} よりやや大きい。

ピッチのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{pitch}$ は33~68%の間にありロールの場合より大きい。またロールのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{roll}$ は18~24%の間にあり、矢張り(1)の $\Delta \delta_{roll}$ より大きい。

ピッチ角の時定数 T_θ は0.6~1.2Sの間にあった。

ピッチ角速度の変化の最大値 $\Delta \dot{\theta}_{pitch}$ はエンジン回転数とともに増大し、理論値に対して約+15~25%の範囲(2.3~3.8°/S)にばらつきを示して居り、

またカップリングによるロール角速度の変化の最大値 $\Delta \dot{\phi}_{\max}$ は $\Delta \dot{\theta}_{\max}$ の約 30% で (1) の場合と同様の対応を示した。

ロール角のカップリングによる変化の最大値 $\Delta \phi_{\max}$ も (1) の場合と同様 0.5° 以下であった。

(3) 搭乗操作によるロールステップ応答

ロール操縦桿入力 $\delta_{ai} = 33 \sim 70\%$ のステップ操舵を行なった場合の、ロールとピッチに関する諸量の変化を Figure 28 に示す (ロール自由度のみの場合)。

ロールアクチュエータの平衡状態からの変化の最大値 $\Delta a_{r,\max}$ は 40~70% 間で δ_{ai} とともに増大するが、ばらつきも多い。またカップリングによるピッチアクチュエータの変化の最大値 $\Delta a_{p,\max}$ は 3~7.5% の間にあり、 $\Delta a_{p,\max}/\Delta a_{r,\max}$ は (1) の場合より小さいがこれは入力時定数 T_{ai} の影響と考えられる。

ロールのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{r,\max}$ は δ_{ai} とともに変化し 1.25~50% の間にあり、またピッチのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{p,\max}$ は 6~17.5% の間にあり $\Delta a_{p,\max}$ と対応しているが δ_{ai} との相関は認め難い。

入力時定数 T_{ai} は 0.2~0.58 あったにも拘らず、ロール角の時定数 T_{ϕ} は 0.8~1.68 と (1) の場合と同様であった。

ロール角の変化の最大値 $\Delta \phi_{\max}$ は 4.3~5.5° の間にあった。操縦桿入力 δ_{ai} 約 50% 以上では $\Delta \phi_{\max}$ は直線的に増大するが、それ以下では $\Delta \phi_{\max}$ は 4.3~4.5° とほぼ一定であった。

ロール角速度の変化の最大値 $\Delta \dot{\phi}_{\max}$ は δ_{ai} とともに増大し、2.5~6.3°/s の間にあった。

(4) 搭乗操作によるピッチステップ応答

ピッチ操縦桿入力 $\delta_{ei} = 18 \sim 50\%$ のステップ操舵を行なった場合のピッチとロールに関する諸量の変化を Figure 29 に示す (ピッチ自由度のみの場合)。

ピッチアクチュエータの変化の最大値 $\Delta a_{p,\max}$ は δ_{ei} とともに増大し 25~60% の間にあった。またカップリングによるロールアクチュエータの変化の最大値 $\Delta a_{r,\max}$ も δ_{ei} とともに増大し 7.5~15% の間にあったがロールの場合と同様、 $\Delta a_{r,\max}/\Delta a_{p,\max}$ は (2) の場合より小さい。

ピッチのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{p,\max}$ は 20~80% の間にあり、ロールのノズル開度の変化の最大値 $\Delta \delta_{r,\max}$ は δ_{ei} とともに増大し 7.5~18% にあった。

入力時定数 T_{ei} は 0.2~0.68、ピッチ角の時定数

T_{θ} は 0.8~1.68 であり (2) の場合よりわずかに大きい。

ピッチ角の変化の最大値 $\Delta \theta_{\max}$ は δ_{ei} とともに増大し 2.5~4.5° の間にあった。

ピッチ角速度の変化の最大値 $\Delta \dot{\theta}_{\max}$ も δ_{ei} とともに増大し、1.3~3.8°/s の間にあった。

(5) 搭乗操作によるヨーステップ応答

ヨーペダル入力 $\delta_{ri} = 26 \sim 50\%$ のステップ操舵を行なった場合のヨーに関する諸量の変化を Figure 30 に示す。

ヨーアクチュエータの平衡状態からの変化の最大値 $\Delta a_{r,\max}$ は 75~105% の間で δ_{ri} とともに増大するがばらつきも大きい。

ヨーのノズル角度の変化の最大値 $\Delta \delta_{r,\max}$ は 15~30% の間でほぼ δ_{ri} とともに増大傾向を示した。

ヨーペダルの入力時定数は約 1.8 と大きい。ヨー角速度の時定数 $T_{\dot{\psi}}$ は 0.8~1.4 であった。

ヨー角の最大値 ψ_{\max} は約 10° であった (Table 14)。

ヨー角速度の変化の最大値は 1.7~2.4°/s の間でわずかに δ_{ri} とともに増大しているが、 $\delta_{ri} > 40^\circ$ では $\Delta \dot{\psi}_{\max}$ はほぼ一定値となるようである。

(6) 搭乗操作による周波数応答

ロールおよびピッチの操縦桿の繰り返し操舵を行なった場合の周波数応答を Figure 81 に示す。系を 2 次形とした場合の特性を図中に実線で表わし、周波数に対するゲインと位相の変化の傾向を示して参考とした。

以上総合してロール、ピッチ、ヨーの ASE の効果は良好であり、無風時に $\pm 1^\circ$ 以内で姿勢保持が可能であると認めることができ、またエンジン回転のジャイロモーメント効果によるロール、ピッチ間のカップリングは ASE により消去できることが確認された。

9. 実験に関する特記事項

FTB の姿勢制御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 機体の振動

FTB は剛性の高い拘束リンク機構に取り付けられてロール、ピッチ、ヨーの運動を行ない、実験のケースによって、このうちの 1 ないし 8 自由度を固定した。いずれの場合も高次の振動を拾い易い系となっている。また ASE 作動の有無も振動特性に影響を与える。さらにエンジン回転数も当然関与する。

実験中に発生した機体の振動状況と拘束条件 (自由

度の固定), ASE 作動状況, エンジン回転数との関係を Table 6 に示す。

3 自由度固定の場合, ASE ゲインを規定どおりに設定すると振幅と振動数が大きく, エンジン回転数 $N = 11000 \text{ rpm}$ では実験を中止せざるを得ない程であった (Run 7)。ASE オフの場合は $N = 12500 \text{ rpm}$ でも振動は微少であった (Run 6)。また ASE ゲイン 0 の場合 (Run 10) も ASE オフの場合とほぼ同様であった。

ロールの自由度のみを与え, ASE ゲインをロールを正規, その他を 0 とした場合の遠隔操作実験 (Run 12~16) のロール振動は, N が 11000 rpm 以下では振動数約 5 Hz の微少振動, N が 11000 rpm 以上になると振幅約 0.2° , 約 $0.5^\circ/\text{s}$ で振動数約 1.5 Hz の振動を発生した。ピッチ系の振動は微少であった。搭乗操作の場合 (Run 27, 28) には振幅大, 振動数小となった。

ピッチの自由度のみを与え, ASE ゲインをピッチを正規, その他を 0 とした場合の遠隔操作実験 (Run 17) のピッチ振動は, N が 11000 rpm 以上では, 振幅 $0.1 \sim 0.2^\circ$, $0.5 \sim 0.8^\circ/\text{s}$ で振動数 $0.5 \sim 0.6 \text{ Hz}$ の振動を発生した。ロール振動は振幅約 0.2° , 約 $1^\circ/\text{s}$ で振動数約 1 Hz であった。搭乗操作の場合 (Run 33, 38) には振幅はほぼ同等であるが振動数が大きくなる傾向が認められた。

ロールとピッチの自由度を与え, ASE ゲインをロールとピッチを正規, ヨーを 0 とした場合の遠隔操作実験 (Run 17) には, ロール振動はロールの自由度のみを与えた場合, ピッチ振動はピッチの自由度のみを与えた場合の振動にそれぞれほぼ対応した。

以上総合してつぎのようにまとめることができる。

(1) 拘束した自由度に対応する ASE を作動させると振動が大きい。(2) 一般にロールの振動はピッチより大きい。(3) エンジン回転数の低い所 ($N \leq 11000 \text{ rpm}$) と高い所では振動特性が異なる。(4) 遠隔操作実験と搭乗操作実験では振動特性が異なる (特にピッチ) が, それは 8.8(8)(II) から推測されるように, 搭乗員が機体振動とともに揺れて無意識に操縦桿を動かすことによる振動の増幅が加わるためと考えられる。

(Figure 22, 28)

9.2 ASE のヒステリシス

ASE 制御系にヒステリシス要素を含むと自励振動を生ずることが知られて居り, 特にピッチ系においてその傾向が強いとされていた¹³⁾。このため機会あると

とにこのヒステリシス幅を減少すべく努力した。

本実験の結果では油圧のサーボアクチュエータの変位に対する空気ジェットノズル開度の追従性はロール, ピッチ系とも良好であり, 懸念された自励振動の発生は見られなかった。これはヒステリシス幅減少努力の成果とも言えるが, エンジン振動が油圧アクチュエータに $4 \sim 6 \text{ Hz}$ の重畳振動を加えたことによるディザ効果もかなり大きかったものと考えられる。

9.3 ASE トリムずれ

ロールとピッチについて, 実験開始前の機体固定状態で, ASE トリム (姿勢角 ϕ , $\theta = 0^\circ$ として ASE 中立点調整) をとったが, つぎの状態においてトリムずれ (姿勢角の 0° からのずれ) を生じた。(1) 機体固定状態でエンジンアイドル状態としたとき, (2) エンジンアイドル状態で機体に自由度を与えたとき, (3) エンジン回転数を増して実験中のとき, (4) エンジンアイドル状態で再び機体を固定したとき。

上記(1), (2), (3), (4)に対するトリムずれの状況を遠隔操作実験結果のうち代表的な値をつぎに示す。

Run	系	(1)	(2)	(3)	(4)
16	ロール	-0.2°	1.8°	2°	0.5°
17	ピッチ	-0.2	0.1	0.4	0.4
18	ロール	0	0	2.8	1
18	ピッチ	-0.2	-0.8	0.5	1.8

(1) についてはエンジン運転に起因するものと考えられるが, いずれにせよ値は小さい。

(2), (3) に対しては風の変動 (最大風速約 8 m/s) による影響が大きいと思われた。特にロールは影響を受けやすいと考えられたので, ノズル開度を約 1 mm 右閉, 左閉の方へ中立点を移してみた ($\phi \approx -0.6^\circ$ 相当) が (Run 12, 18, 16), 効果は認められなかったので Run 18 以降は復旧した。

(4) については, エンジン停止後の姿勢角およびブレーキによる機体固定時の姿勢角 (水平) の再現性などが不明であるので, はっきりした原因は判らない。

9.4 パイロット所見と対策

パイロット所見については, 8.8(8)に述べた。この中で指摘された姿勢制御に関する不都合な点はつぎのとおりである。(1) ロール操舵時にピッチおよびヨーへの連成を感じた。(2) ロール操縦桿反力が大きい。(3) ピッチ操縦桿の遊びが大きい。(4) ピッチ操縦桿反力が一様でない。(5) エンジン振動で身体が前後に揺られる。(6) ヨーペダル左踏みより左踏みの効きが悪い。(7) ペダル踏み込みに対する機体の応答が遅い。

(1)については機体が拘束されて運動しないことが通常の飛行と異なり、また拘束反力も関与しているためと考えた。

(2)については操縦系統中の非可逆機構の調整を行なうことにした。

(3)についてはエンジン運転状態でも操縦系統のガタを小さくすることにした。

(4)については(3)と関連あるものと考えた。

(5)についてはP I O (Pilot induced oscillation) を要約するとつぎのとおりである。
を抑えることが肝要と考えた。

(6)についてはエンジンの回転方向と拘束反力が関与すると考えた。

以上総合して(2)、(5)以外は機体の拘束を解いて自由度を増した状態での実験と比較する必要があることが判ったが、総じて姿勢制御特性は良好と考えることができた。

9.5 実験に際してのトラブル

本実験では過去2回の実験に比較して、発生したトラブルが相当多かった。原因としては器材の劣化、スケジュールの過密、実験なれによるもの、などが挙げられる。長期間に何回もの実験を行なう実験シリーズでは、このような時期のあることが屢々伝えられているが、本実験においても例外ではなかった。幸い今回のトラブルは自由飛行実験の前の拘束実験中に一齐に発生した感があったので、最も慎重を期さなければならぬつぎの自由飛行実験に対して、万全の措置を講ずるためのよい教訓を得たとも言える。

実験に際して遭遇した主なトラブルはつぎのとおりである。(1) Data recorder rewind リレー故障。(2)防熱台上張りが実験中にはがれ実験中止。(3)機体拘束固定状態、A S E オンで実験中、ピッチ振動過大で実験中止。(4)消火用ホースがダンブカーにひかれて破損。(5)強風により標識灯転倒、破損。(6)強風により立札転倒し、地上空気源タンク圧力ゲージ用ビニール配管損傷。(7)地上電源始動系統故障。(8)計測室用変電所200Vヒューズ自然破損。(9)拘束ブレーキ調整不良。(10)計測室空気調和装置制御盤リレー故障。(11)格納庫シャッター故障。(12)FM無線機音量不足。(13)操縦装置監視多値(テレビ)故障。(14)ヨー拘束装置機能不良。(15)ロールノズル中立点移動。(16)直流安定化電源故障、実験中止。(17)2つのエンジン回転計の読みのずれ500rpm($\alpha_1 > \alpha_2$)。(18)地上空気源の供給接続装置がFTBから離脱不良、実験中止。(19) α_2 エンジン始動着火せず、実験中止。(20)操縦

桿にあるプレストークスイッチが固い。(21)拘束リンク上部王形金具中央溶接部にクラック発生。(22)ペンレコーダのペン不良。

以上のように本実験では実験中止のケースが5回もあったが、いわゆる事故に属するものではなかった。

10. む す び

以上FTBの姿勢制御拘束実験について述べた。こ

(1) 門型架構内にリンク機構を組立てて、脚を取り外した機体をこの中に宙吊りにして重心位置と回転中心を合わせた。リンクの上部にはダンバを取り付け、上下に移動できる平板でこれを抑えてブレーキとした。機体の可動範囲をそれぞれロール $\pm 7.5^\circ$ 、ピッチ $\pm 7.5^\circ$ 、ヨー $\pm 20^\circ$ に制限した。

(2) 実験は遠隔操作による機体固定状態での運転8回、ロールとピッチの姿勢角 4° 相当のステップ応答実験4回、搭乗員の操作による機体固定状態での運転9回、ロール、ピッチ、ヨーの1軸回りの姿勢制御実験8回を実施した。

(3) 遠隔および搭乗操作による全機作動実験により、エンジンおよび関連系統の作動特性ならびに機体特性は全般に良好であることが確認された。

(4) 姿勢制御実験における最大姿勢角および最大角速度は、遠隔操作の場合には、ロール; 5° , $4.1^\circ/\text{s}$, ピッチ; 4° , $3.4^\circ/\text{s}$ を記録し、搭乗操作の場合には、ロール; 5.5° , $6.3^\circ/\text{s}$, ピッチ; 4.5° , $3.8^\circ/\text{s}$, ヨー; 10° , $2.6^\circ/\text{s}$ を記録した。遠隔操作はロールまたはピッチのステップ、搭乗操作は3舵の緩、ステップ、繰返し操舵を2名で交互に行なった。

(5) 操舵に対する姿勢の応答はヘリコプタと同程度と認められたが、ヨーベダルではエンジン回転の影響により、左踏みの効きが右踏みより良い傾向が現われた。

(6) A S Eの効果は良好で、無風時に $\pm 1^\circ$ 以内で姿勢保持が可能であると判定された。エンジン回転によるジャイロモーメント効果のA S Eによる消去効果は概ね十分と判定された。

(7) 機体を拘束してA S Eを作動させて運転すると機体振動を生じ、特にピッチで著しかった。またピッチ系にPilot induced oscillation が認められた。

本実験に際して、富士重工業(株)、石川島播磨重工業(株)、日本電気(株)の御協力に負う所が大きく、ここに甚なる謝意を表する。また地元角田市の方々には大き

な御支援を頂き、併せて厚く御礼申し上げます。実験には角田支所の全面的協力を頂いた。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、鈴木圭子嬢によった。

郭俊，甲斐忠夫，西村博史，小野幸一，後藤芳夫；フライングテストベッド機体総合実験－エンジンを除く本体の機能，航技研報告TR-276(1972/2)

文 献

- 1) 滝沢直人；フライングテストベッド(FTB)について，日本機械学会誌，71巻598号(1968/11)
- 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) 滝沢直人，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，島崎忠雄，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)
- 4) 滝沢直人，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)
- 5) 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の検討，航技研報告TR-120(1966/11)
- 6) 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)
- 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(I)－製作時性能試験，航技研資料TM-217(1972/7)
- 8) 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)
- 9) 滝沢直人，西村博史，藤枝郭俊，田辺義一，渋谷昭義；姿勢制御用空気ジェットノズルの研究，航技研報告TR-123(1966/12)
- 10) 田辺義一，小暮泰之，川崎純男；フライングテストベッド空気系統試験，航技研資料TM-213(1972/2)
- 11) 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)
- 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) 滝沢直人，田辺義一，渋谷昭義，小川敏雄，藤枝

Table 5 Operational records

Date (1970)	Start Time	Run	Case	Weather	P _a (mmHg)	T _a (°C)	H (%)	V _w (%)	D _w (deg)	Operator	P (kg/cm ²)		t _e No1	t _f No1	t _l No1
											No1	No2			
Mar, 15	11:00	1	0	Clear	769.8	4.5	59	1.6	330	Hatakeyama	7.3	—	0	—	—
	11:15	2	0	"	"	"	"	1.5	"	"	—	7.3	—	—	—
	11:20	3	1	"	769.5	5.0	48	"	180	"	7.3	—	0	12"	48"
	14:26	4	1	"	767.1	"	"	3.0	135	"	7.2	—	0	14	40
	14:55	5	2	"	767.0	4.8	49	4.0	"	"	—	7.2	—	—	—
	15:39	6	3	"	767.1	4.2	53	3.0	160	"	7.2	7.2	0	13	
	16:10	7	4	"	766.8	"	47	"	135	Oike	7.2	7.2	0	19	
17	14:16	8	0	Clear	750.4	3.2	47	3.0	315	Oike	7.2	—	0	—	—
	14:20	9	0	"	"	"	42	"	"	"	—	7.2	—	—	—
	14:26	10	4	"	"	3.1	"	"	300	"	7.2	7.2	0	22	49
	15:03	11	4	"	750.5	3.0	"	4.0	270	"	7.2	7.2	0	19	45
	16:25	12	5	"	"	2.0	53	5.0	360	Goto	7.2	7.2	0	20	47
	17:21	13	5	"	751.5	0.0	47	"	"	"	7.2	6.3	0	19	49
	18:10:11	14	0	Clear	757.6	3.8	49	5.0	270	Goto	6.2	—	0	—	—
18	10:15	15	0	"	"	3.9	"	3.0	310	"	—	6.3	—	—	—
	10:26	16	5	"	757.3	4.0	53	"	300	"	6.2	6.2	0	11	
	11:46	17	6	"	757.0	"	47	1.0	360	Suzuki	6.5	6.5	0	15	
	14:18	18	7,8	"	757.3	3.5	"	"	"	"	6.3	6.3	0	17	
	19:14:15	19	0	Clear	759.4	5.0	47	1.0	360	Oike	—	—	0	—	—
	14:23	20	0	"	"	4.5	48	4.0	300	"	—	—	—	—	—
	14:57	21	9	"	759.3	4.2	47	1.0	"	"	—	—	0	18	—
20	10:00	22	0	Clear	763.0	3.6	90	2.0	270	Oike	—	—	0	—	—
	10:10	23	0	"	"	4.0	"	"	"	"	—	—	—	—	—
	10:30	24	9	"	762.9	4.5	"	1.5	"	"	—	—	0	19	1' 14"
	10:47	25	10	"	762.7	5.0	53	1.2	"	"	—	—	—	—	—
	11:50	26	11	"	762.6	"	33	2.0	300	"	—	—	0	21	1 21
	14:59	27	12	"	762.5	6.0	40	1.5	250	Goto	—	—	0	21	
	16:14	28	13	"	762.8	4.3	58	1.0	"	"	—	—	0	15	
21	17:08	29	14	"	763.5	1.7	"	"	"	Suzuki	—	—	0	15	
	10:51	30	0	Clear	766.6	4.3	40	4.0	300	Oike	—	—	0	—	—
	10:55	31	0	"	766.5	4.0	"	"	"	"	—	—	—	—	—
	11:03	32	16	"	766.4	3.5	39	"	330	"	—	—	0	23	1 08
	12:05	33	17	"	766.2	3.1	"	"	360	Goto	—	—	0	19	
	14:30	34	18	Cloudy	765.9	2.9	53	"	"	"	—	—	0	21	
	15:21	35	10	"	765.8	3.0	"	3.0	270	Oike	—	—	—	—	—
22	15:52	36	16	Clear	"	"	93	2.5	300	"	—	—	0	24	1 10
	16:38	37	18	"	765.7	"	"	"	"	Goto	—	—	0	15	
	10:20	38	0	Clear	765.4	5.5	40	1.0	270	Suzuki	—	—	0	—	—
	10:25	39	0	"	"	5.6	"	"	"	"	—	—	—	—	—
	10:37	40	19	"	"	5.7	39	"	"	"	—	—	0	18	1 00
	11:36	41	20	"	764.9	"	37	1.5	300	"	—	—	0	12	
	15:47	42	22	Cloudy	762.8	5.2	30	0.5	360	Goto	—	—	0	13	
	16:44	43	24	"	761.9	3.5	39	"	"	Suzuki	—	—	0	12	

[Note] No1, No2; E/G No, —; No Operation, Blank; No data, FTB nose direction;

運転記録

t _s No2	t _f No2	t _i No2	Operation	t _i	t _s	t _e		W _y (kg)	Remarks
						No1	No2		
—	—	—	—	—	30'	1' 56"	—	—	No1 Dry Motoring
0	—	—	—	—	30	—	2' 02"	—	No2 "
—	—	—	—	—	1' 20"	2 08	—	—	Call off; ground heat protector
—	—	—	Check	4' 41"	6 00	2 09	—	214	stripped off
0	13"	33'	"	3 37	5 00	—	1 45	—	
48	59	1' 16"	"	4 44	6 00	2 12	1 40	186	
1' 02"	1' 18"	1 45	—	—	4 59	2 19	1 52	135	Call off; FTB vibration enlarged
—	—	—	—	—	26	2 09	—	—	No1 Dry Motoring
0	—	—	—	—	30	—	2 13	—	No2 "
1 03	1 22	1 44	Check	3 59	5 00	2 25	2 05	287	
55	1 11	1 40	"	4 15	5 00	2 21	2 07	—	
1 09	1 29	2 00	"	7 40	8 30	2 33	1 55	239	
53	1 12	1 38	Roll	6 27	8 00	2 19	1 51	258	
—	—	—	—	—	30	2 06	—	—	No1 Dry Motoring
0	—	—	—	—	30	—	2 17	—	No2 "
45	56	1 25	Roll	—	6 00	2 18	1 53	189	
50	1 09	1 35	Pitch	8 45	10 51	2 46	1 46	348	
57	1 17	—	Roll & Pitch	—	10 35	2 23	1 44	349	
—	—	—	—	—	1 05	2 47	—	—	No1 Dry Motoring
0	—	—	—	—	43	—	2 34	—	No2 "
—	—	—	—	—	3 01	2 19	—	—	Call off; D.C. stabilizer out
—	—	—	—	—	42	1 46	—	—	No1 Dry Motoring
0	—	—	—	—	33	—	2 09	—	No2 "
—	—	—	Check	5 20	5 33	2 09	—	232	
0	19	1 20	"	5 22	6 30	—	1 50	—	
1 42	2 10	2 45	"	8 50	11 30	2 11	1 46	334	
1 10	1 39	2 30	Roll	—	11 13	2 10	1 46	336	After escape training
—	1 14	—	"	—	10 33	2 08	1 43	327	
—	1 30	—	—	—	6 38	2 18	1 53	184	Call off; Start air hoses were
—	—	—	—	—	—	1 58	—	—	not seperated
0	—	—	—	—	31	—	2 13	—	No1 Dry Motoring
1 33	1 49	3 20	Check	5 30	6 59	2 15	2 00	172	No2 "
—	1 40	2 00	Pitch	—	10 30	2 08	1 42	—	
1 10	—	—	—	—	2 27	2 15	2 02	327	Call off; No2 E/G fault start
0	17	1 04	Check	—	2 32	—	2 08	—	exhibition test
1 49	2 03	2 45	"	5 00	6 16	2 10	1 55	212	No2 E/G idle; igniting test
1 10	1 25	2 40	Pitch	—	10 00	2 15	1 44	320	
—	—	—	—	—	45	1 56	—	—	No1 Dry Motoring
0	—	—	—	—	38	—	2 08	—	No2 "
1 19	1 29	2 10	Pitch	—	10 20	2 17	1 46	308	
1 07	1 15	—	"	—	8 28	2 14	1 47	278	
1 00	1 10	—	Yaw	—	9 57	2 12	1 45	324	
1 03	1 11	—	"	—	10 55	2 15	1 45	368	

50° (about north east)

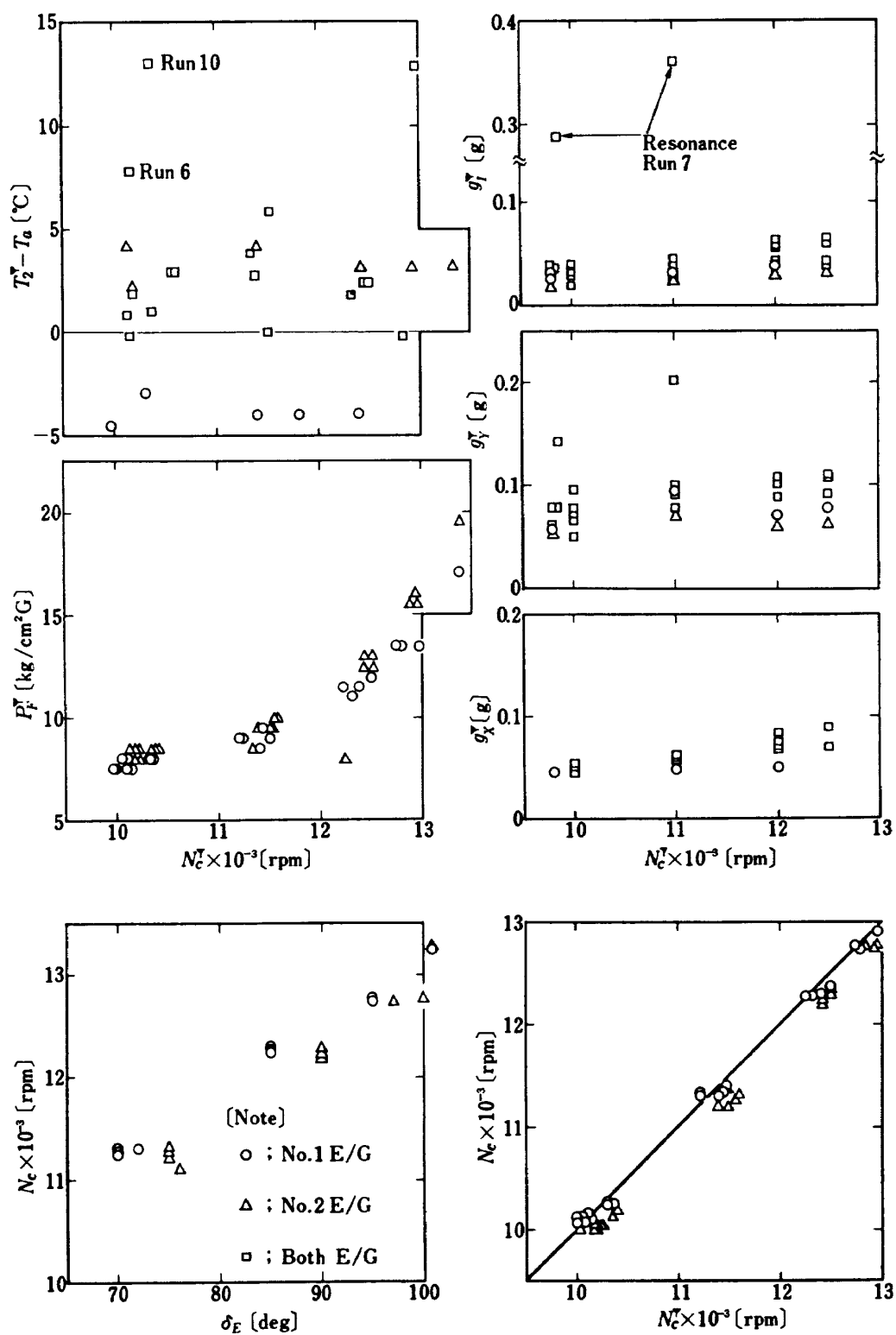


Figure 12 Engine and vibration data
エンジンおよび振動データ

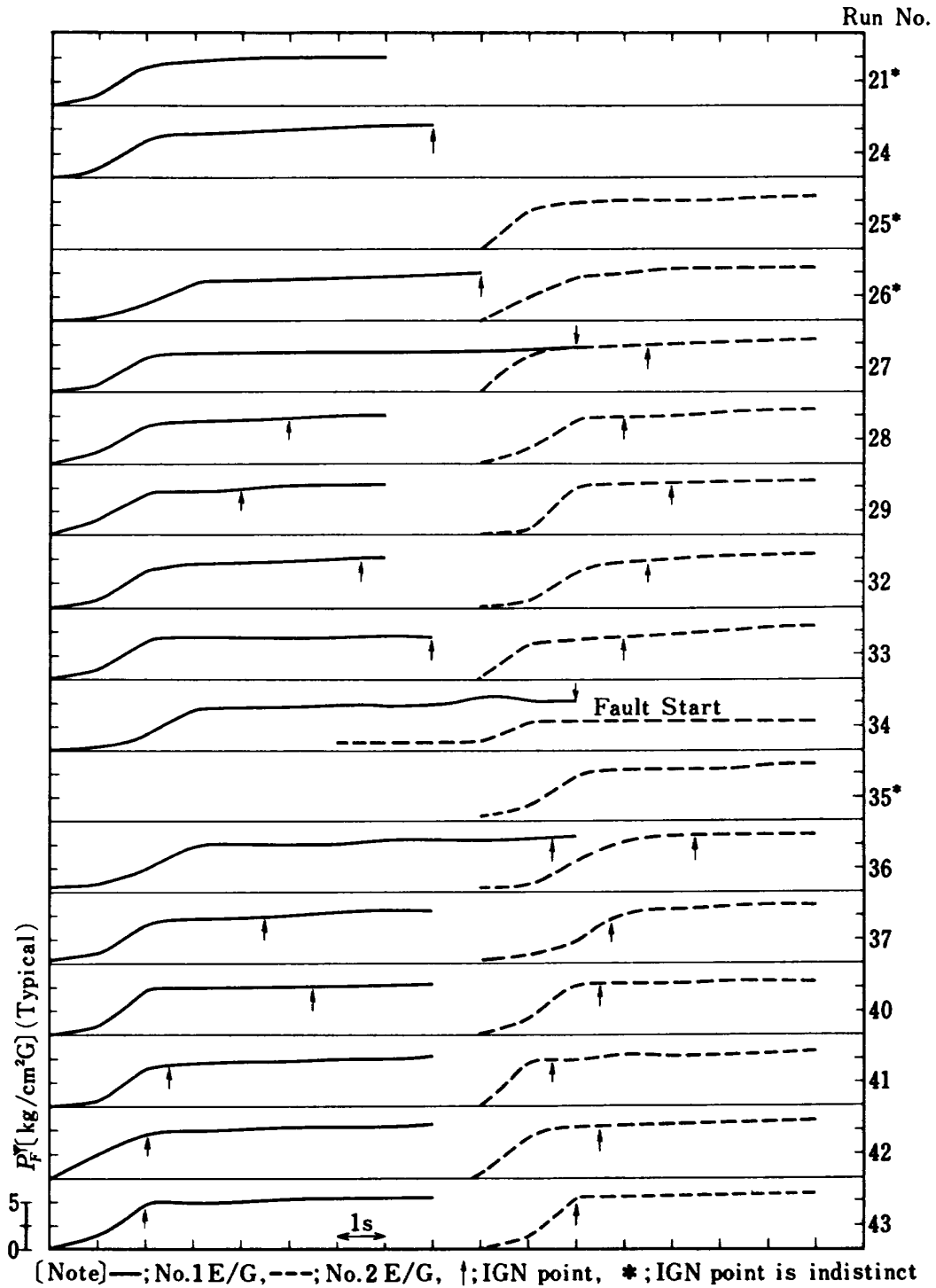


Figure 13 Engine igniting data エンジン点火特性

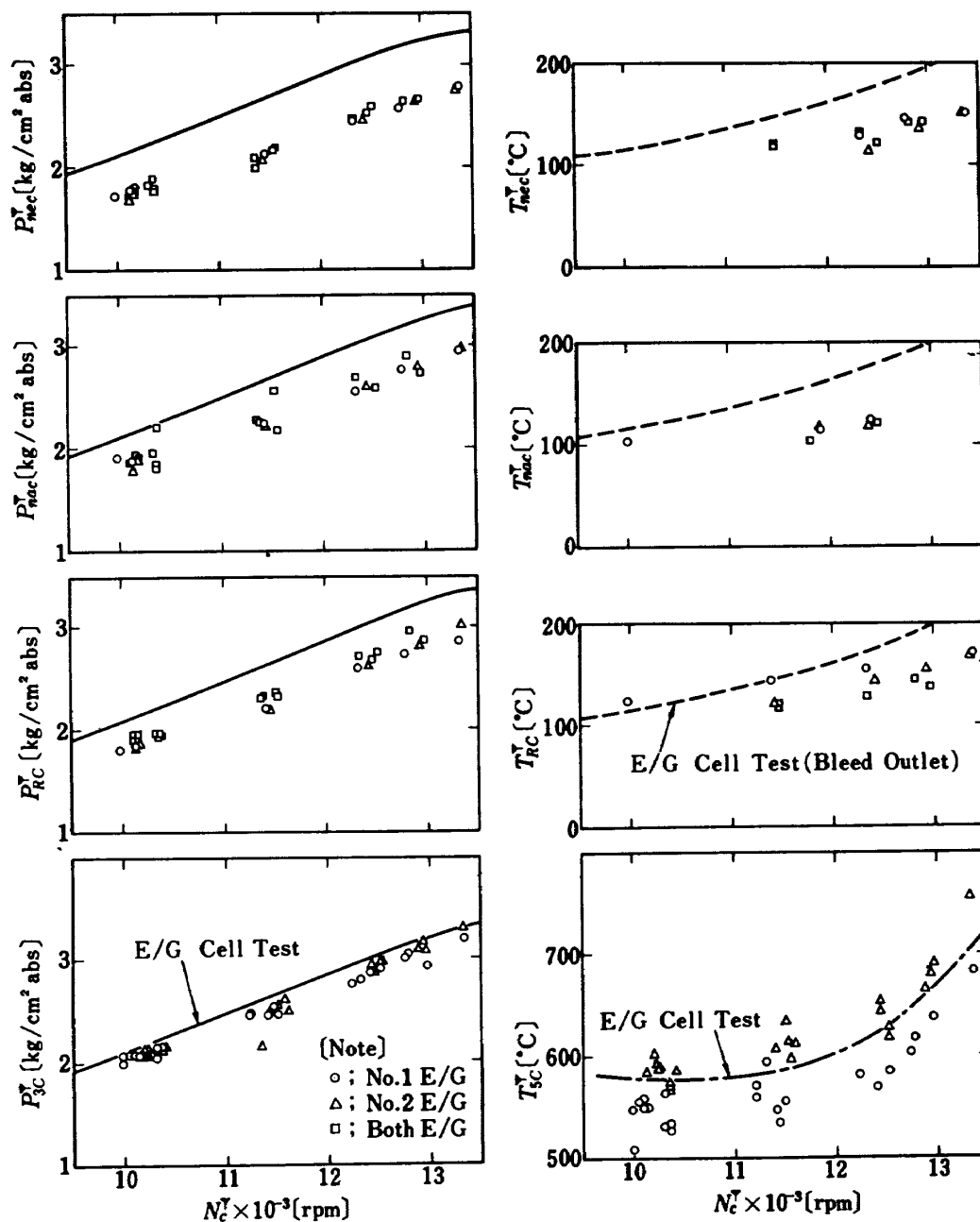
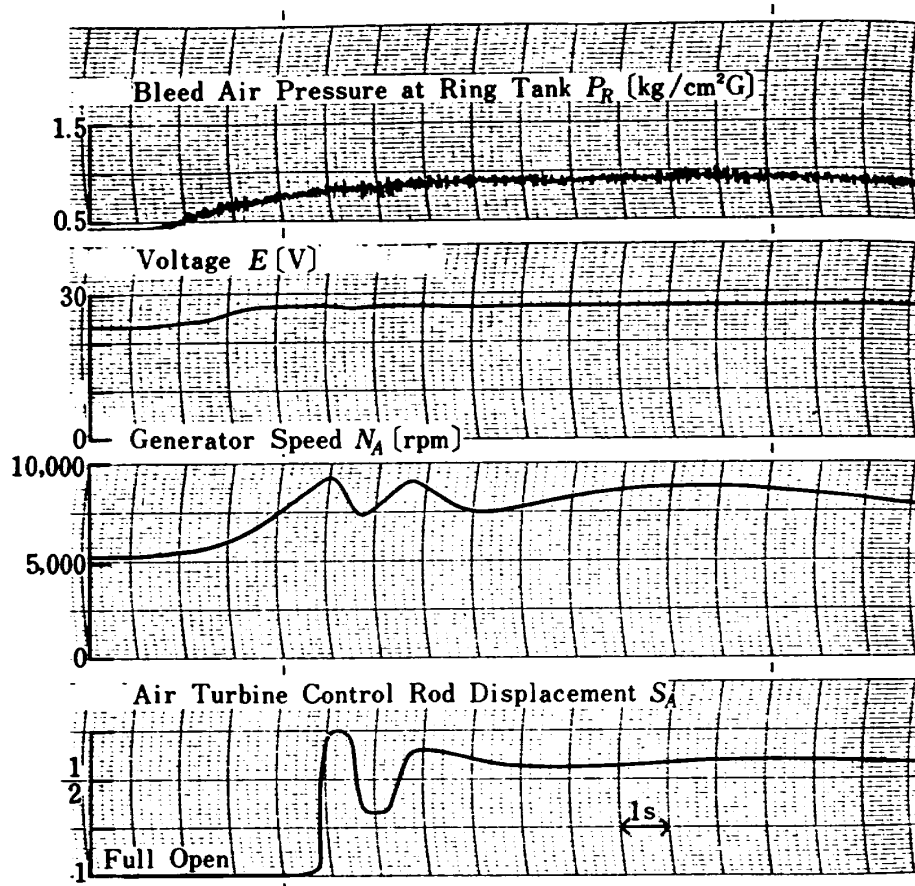


Figure 14 Bleed air and exhaust gas data
 抽気および排気特性



(c) Air turbine starting record (Run 10)

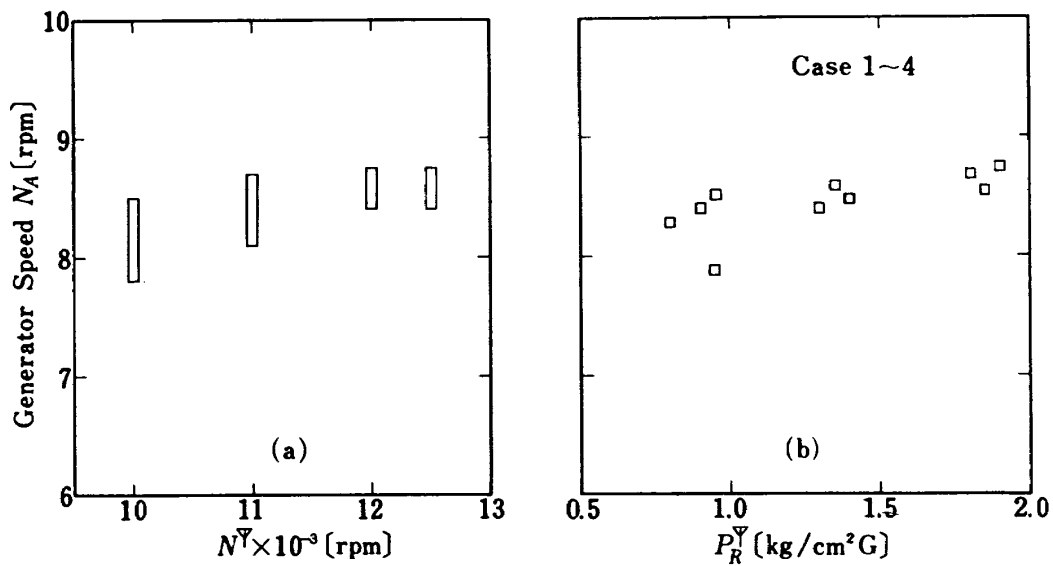


Figure 15 Air turbine data 空気タービン特性

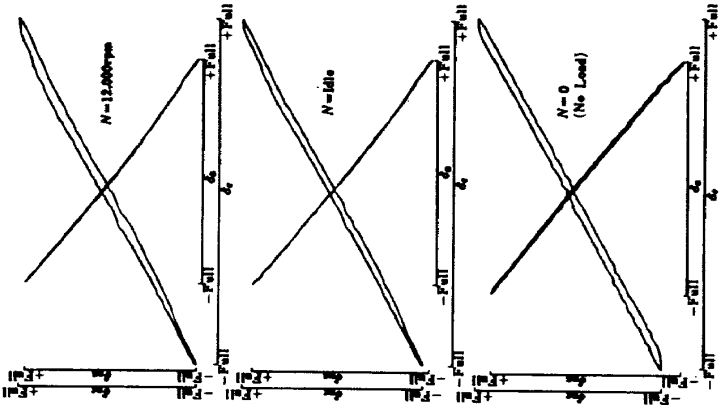


Figure 16 Control stick vs. air jet nozzle displacement
操縦棒に対する空気ジェットノズル変位

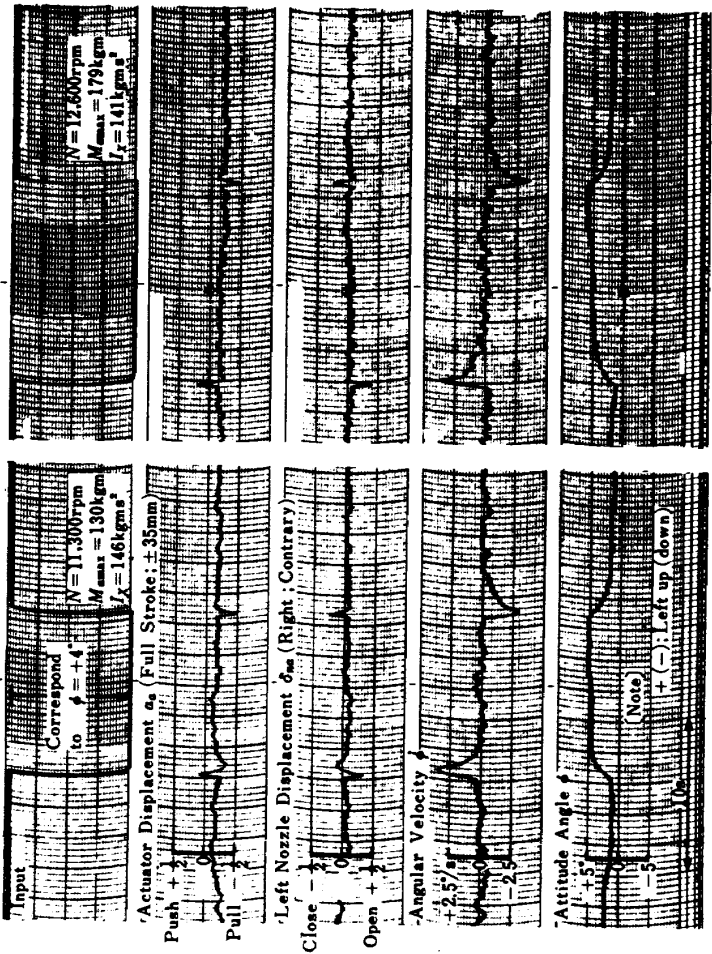


Figure 17 Remote controlled roll step response records
遠隔操作によるロールステップ応答記録

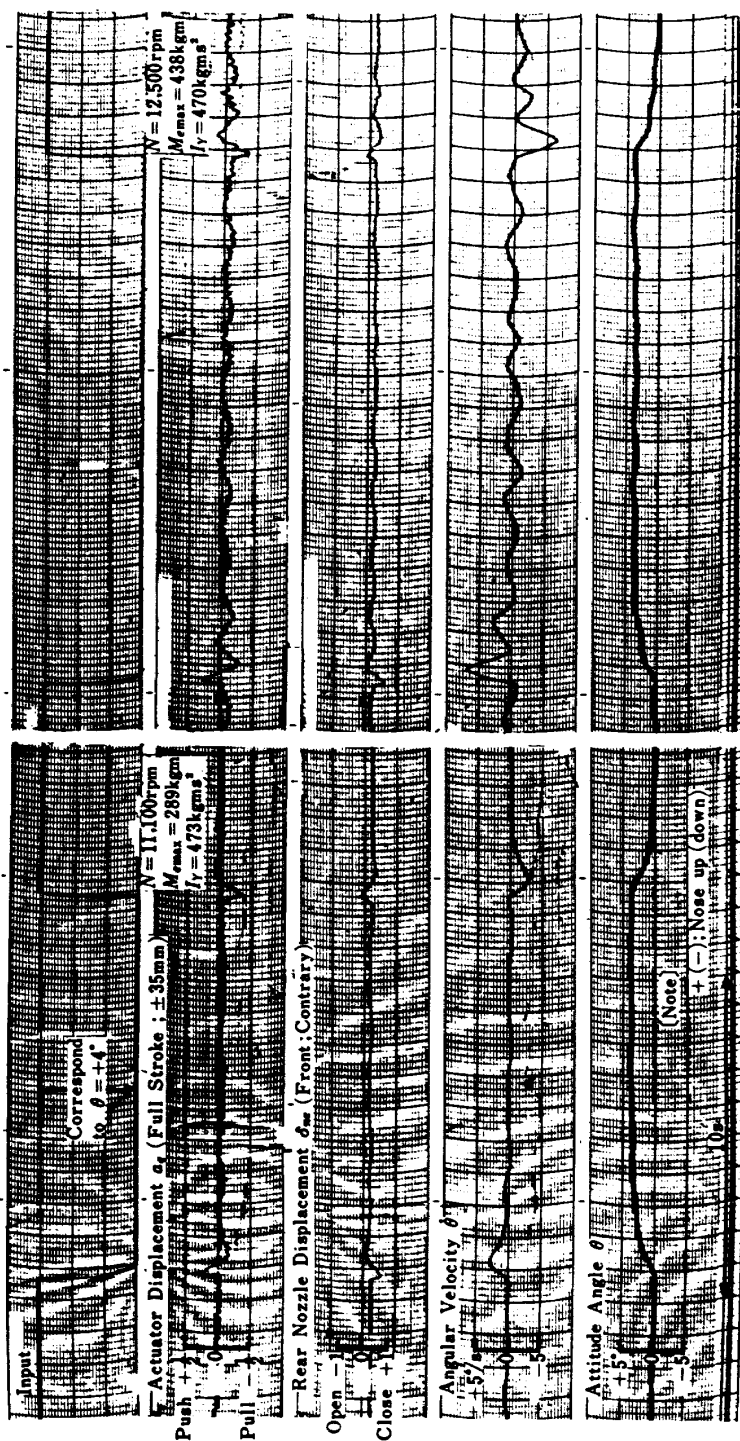


Figure 18 Remote controlled pitch step response records.
遠隔操作によるピッチステップ応答記録

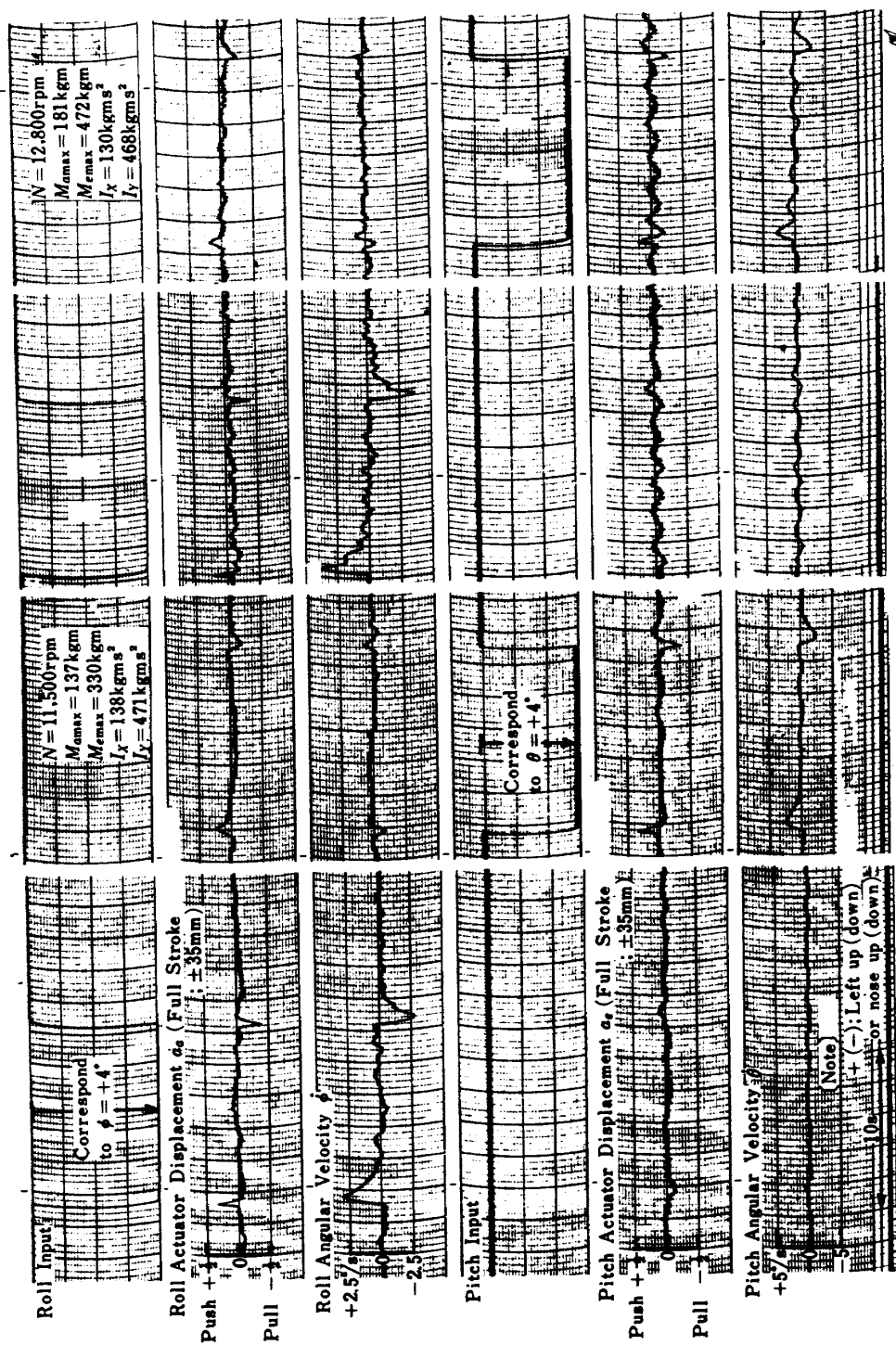


Figure 19 Remote controlled roll and pitch step response records
遠隔操作によるロール、ピッチステップ応答記録

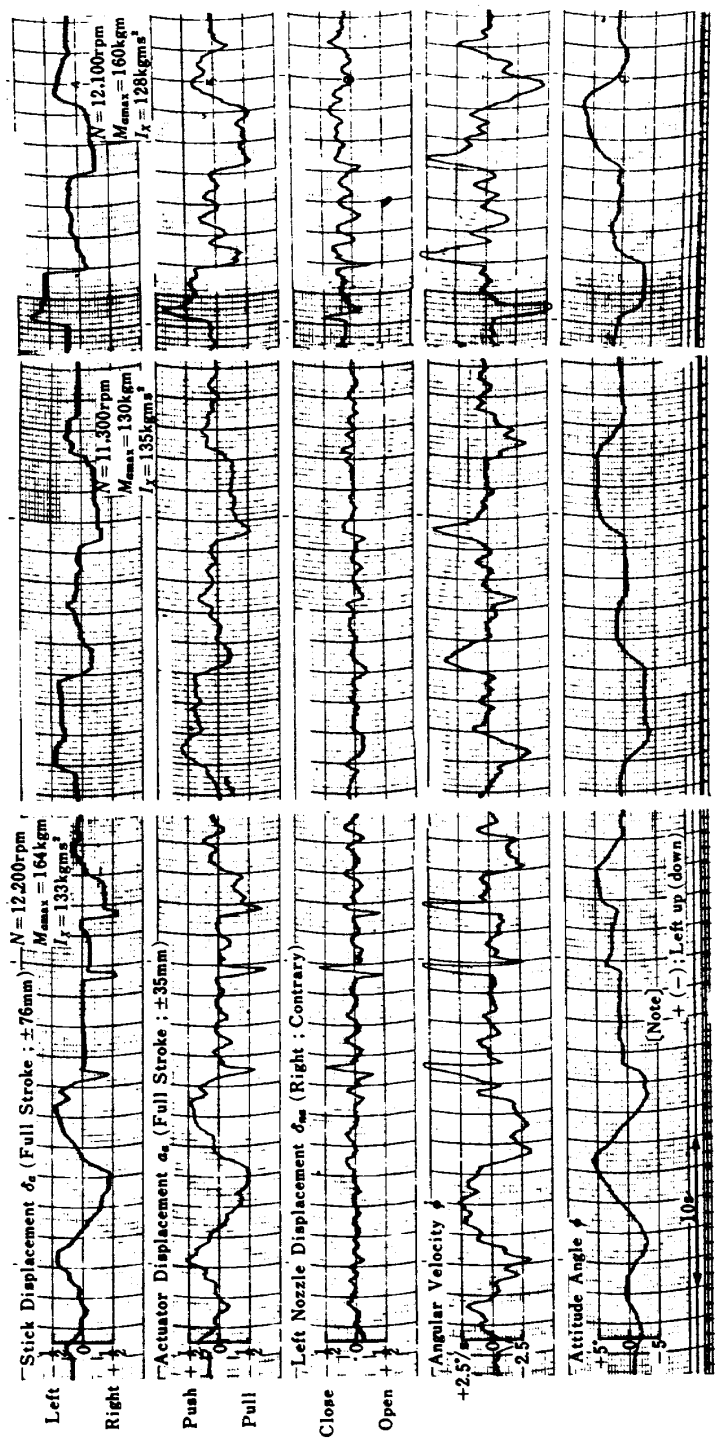


Figure 20 Piloted roll slow control and step response records
搭乗員によるロール緩徐操舵とステップ応答記録

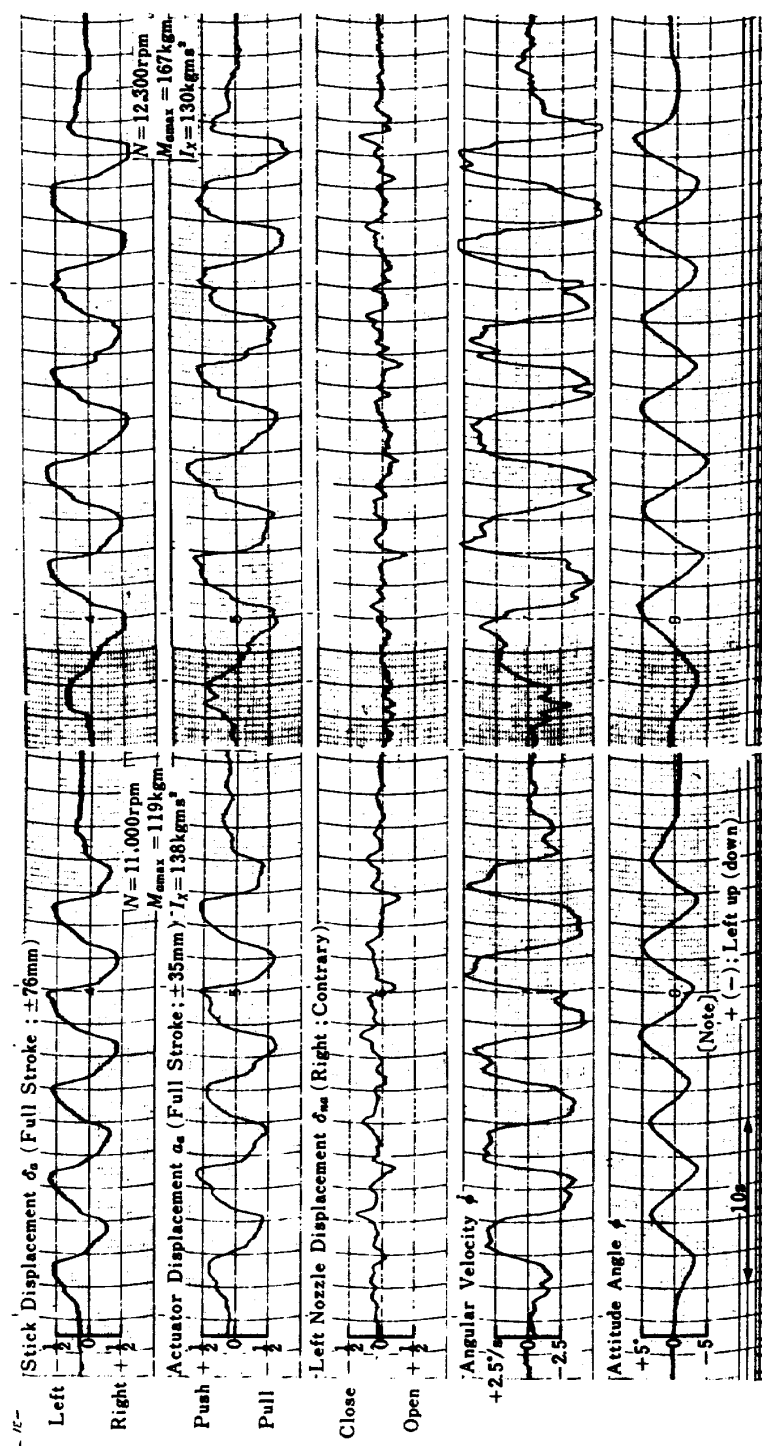


Figure 21 Piloted roll repeat control response records
搭乗員によるロール繰返し操舵応答記録

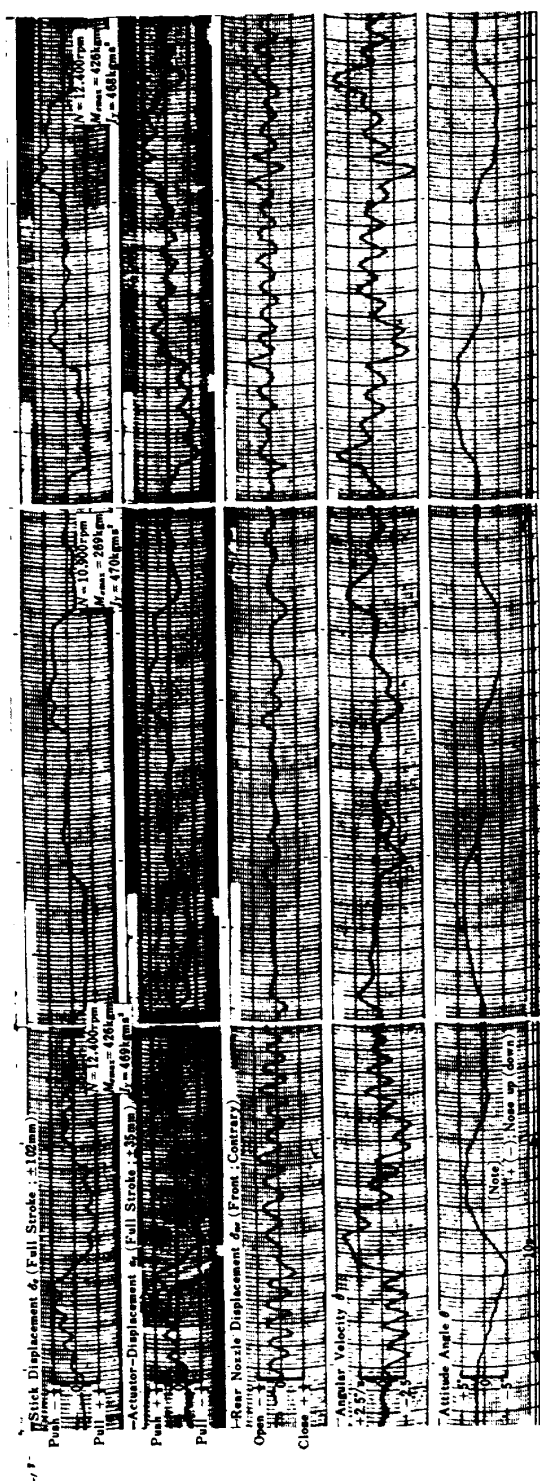


Figure 22 Piloted pitch slow control and step response records
搭乗員によるピッチ緩徐操舵とステップ応答記録

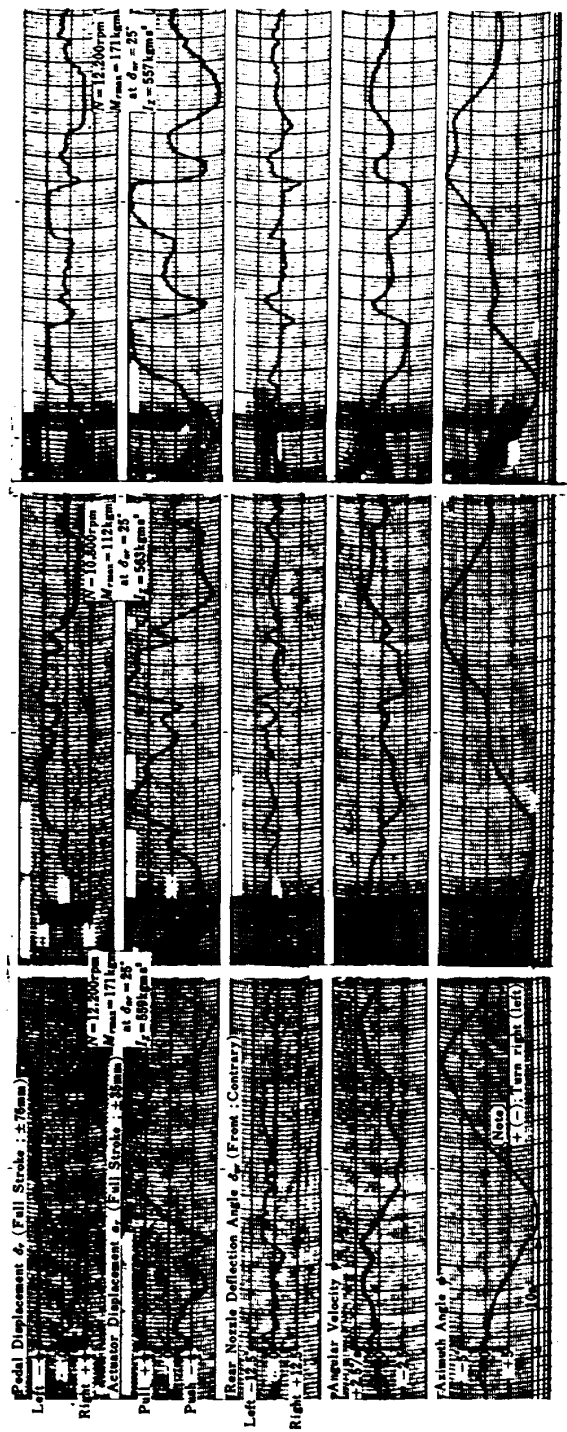


Figure 24 Piloted yaw slow control and step response records
搭乗員によるヨー緩徐操舵とステップ応答記録

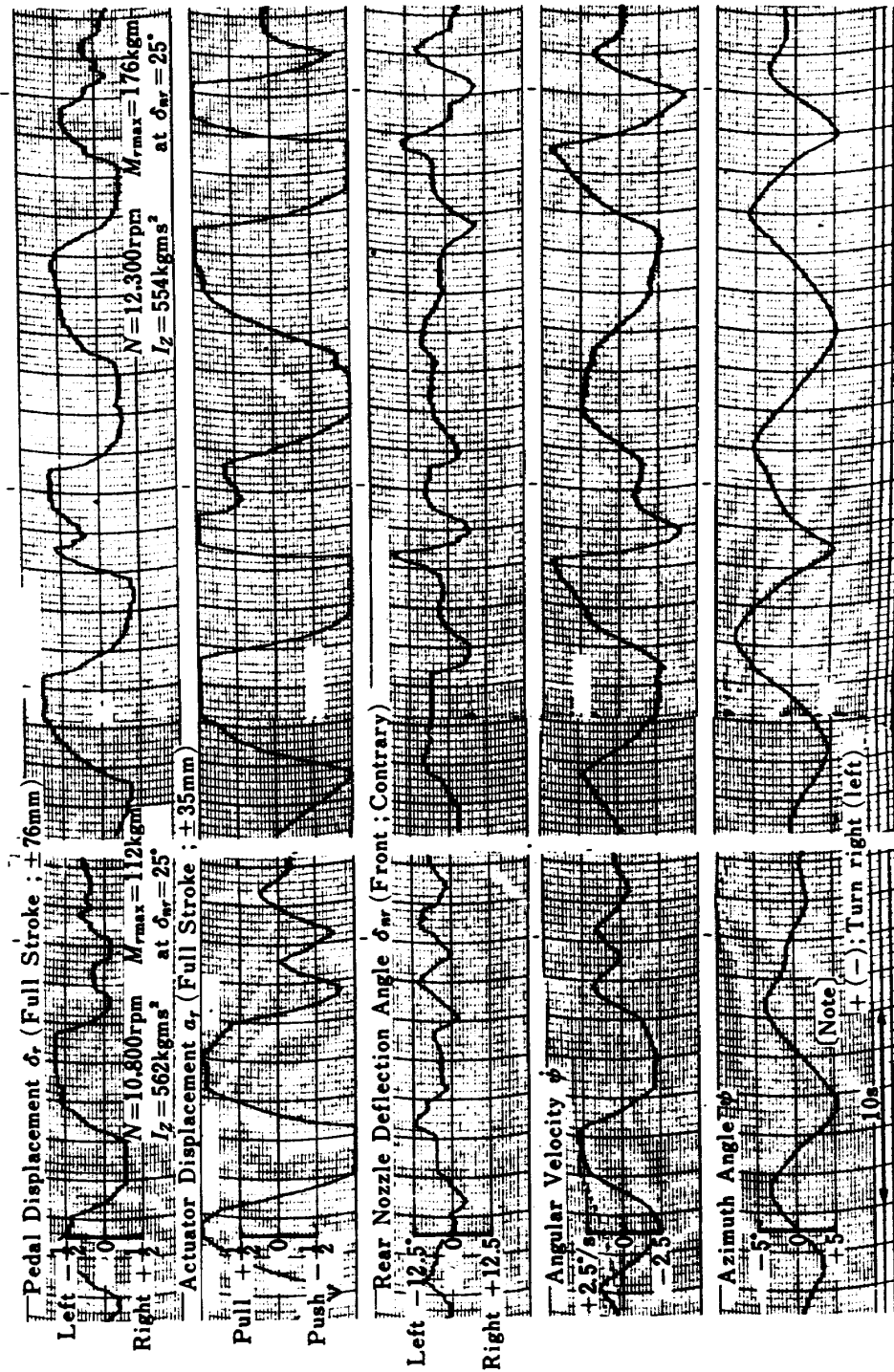
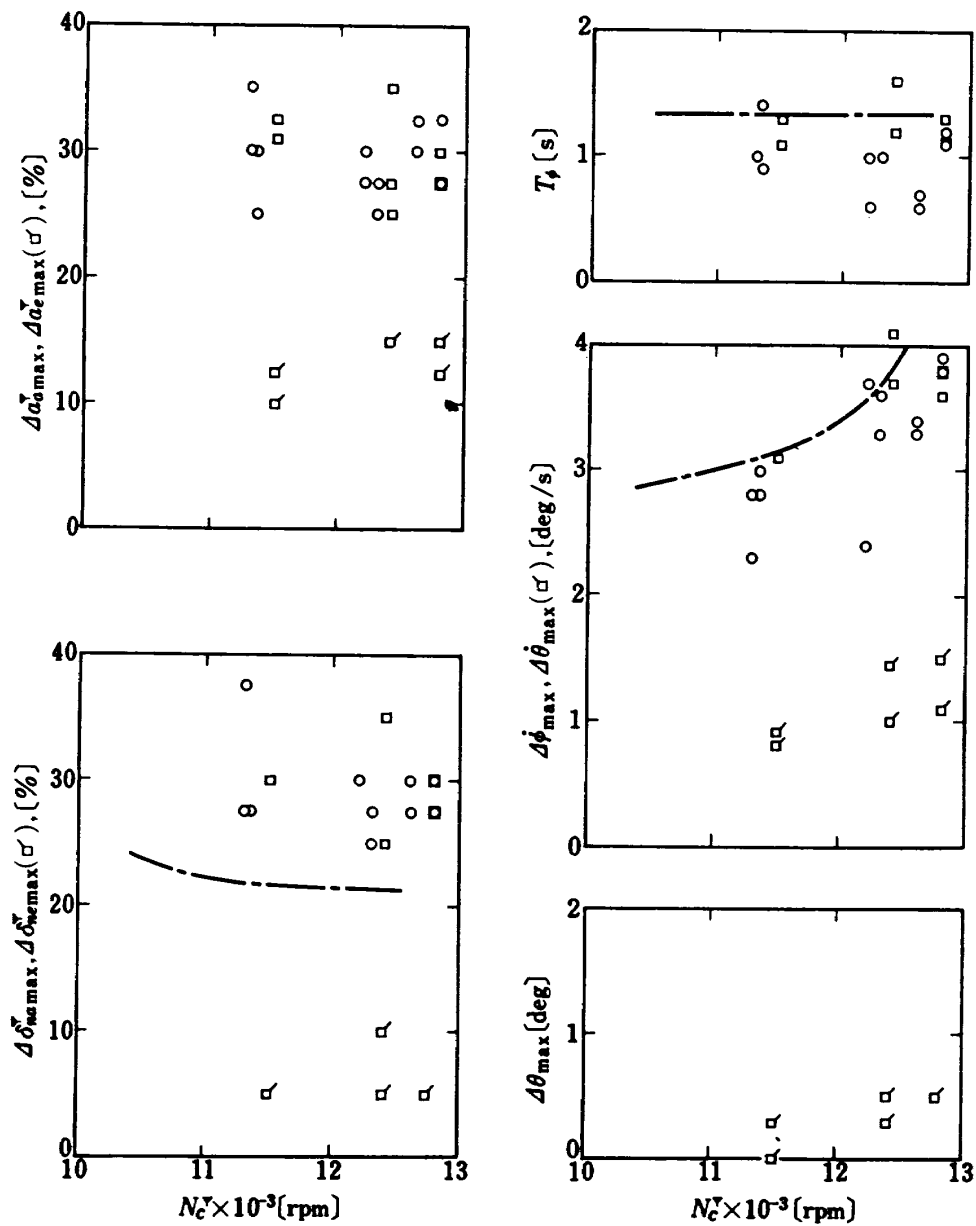


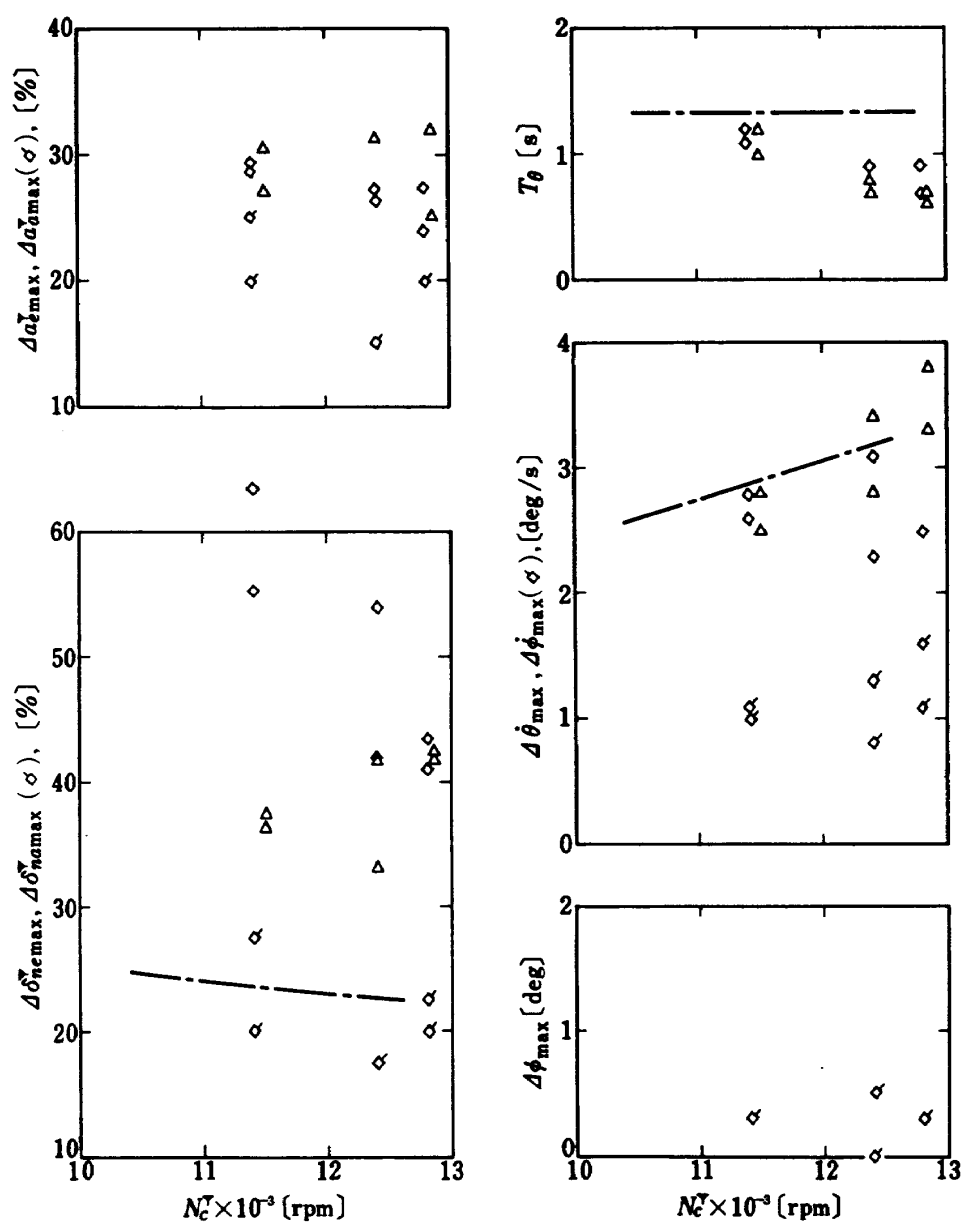
Figure 25 Piloted yaw repeat control response records
 搭乗員によるヨー繰返し操舵応答記録



[Note]

- : Roll free (1 degree of freedom)
 - : Roll and pitch free (2 degree of freedom)
 - ◻ : Pitch data by roll motion (cross coupling effect)
 - : Theoretical value by $T_d=0.08\text{s}$, $T_r=0.05\text{s}$ (figure 6)
- Input was corresponded to $\phi=4^\circ$

Figure 26 Remote controlled roll response data
遠隔操作によるロール応答特性



[Note]

Δ ; Pitch free (1 degree of freedom)

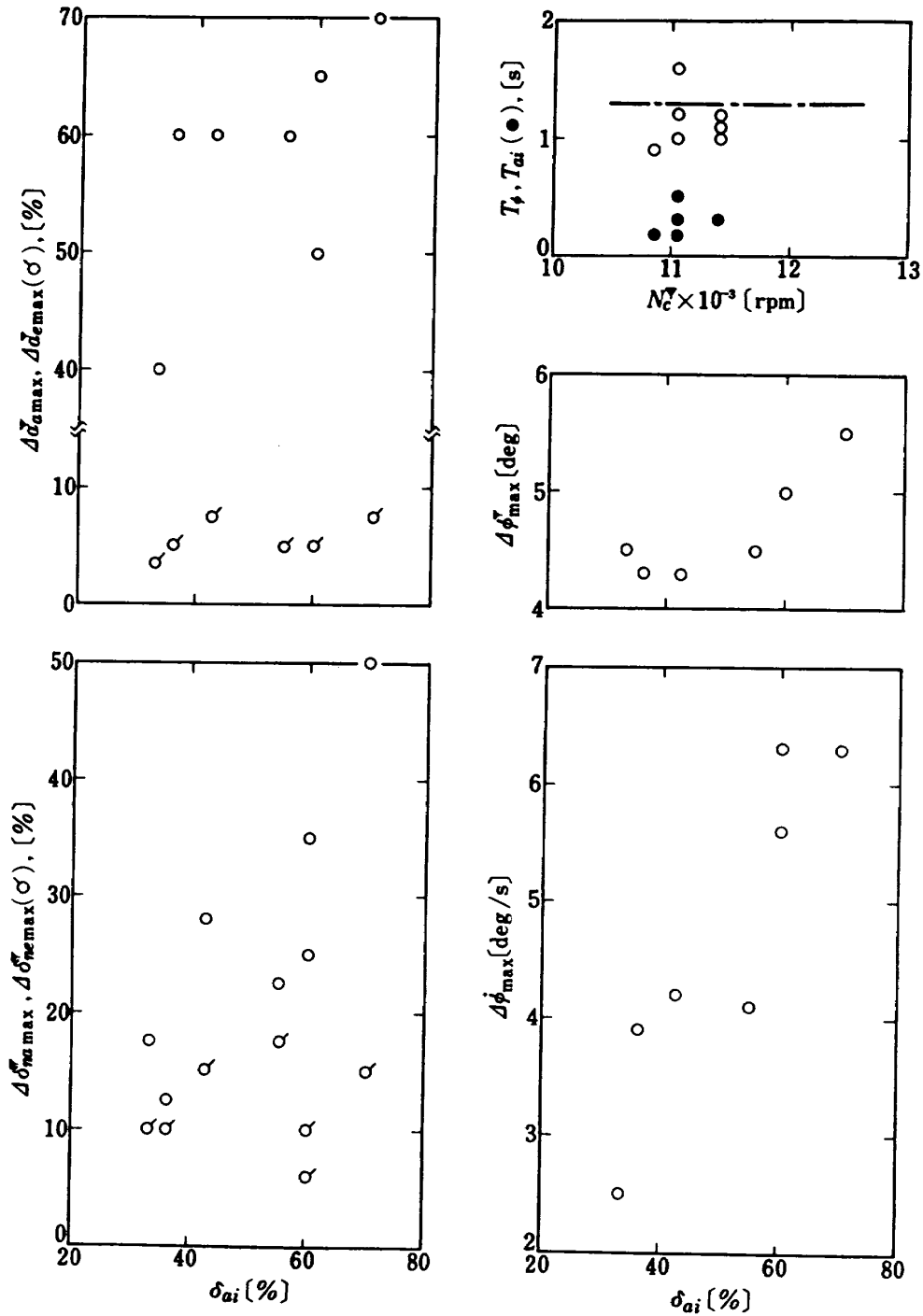
\diamond ; Pitch and roll free (2 degree of freedom)

ϕ ; Roll data by pitch motion (cross coupling effect)

---; Theoretical value by $T_d=0.08\text{s}, T_s=0.05\text{s}$ (figure 6)

Input was corresponded to $\theta=4^\circ$

Figure 27 Remote controlled pitch response data
遠隔操作によるピッチ応答特性

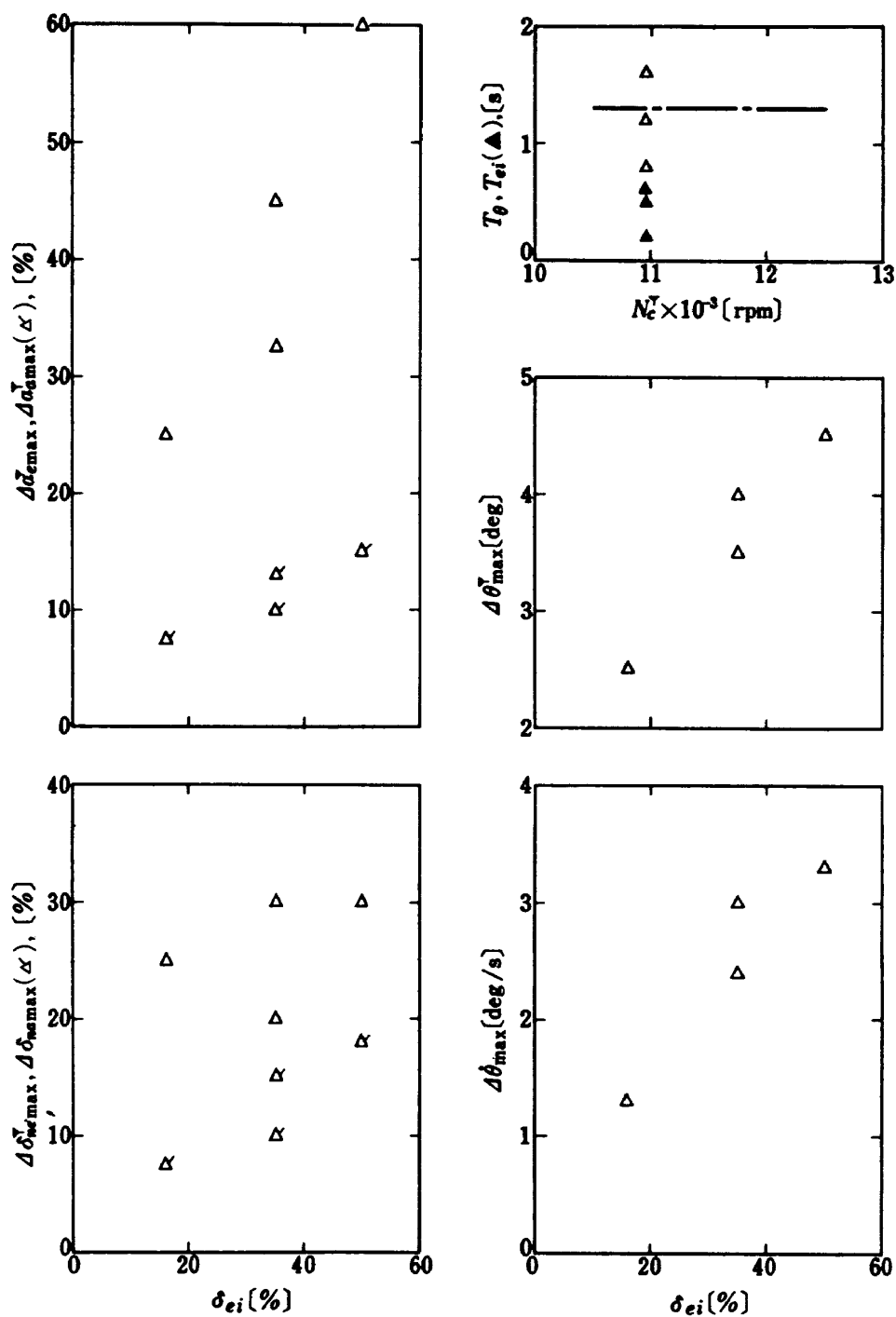


[Note]

σ ; Pitch data correlated with roll input

----; See note in figure 26

Figure 28 Piloted roll step response data (1 degree of freedom)
搭乗員によるロールステップ応答特性 (1 自由度)



[Note]

α ; Roll data correlated with pitch input

--- ; See note in figure 27

Figure 29 Piloted pitch step response data (1 degree of freedom)
搭乗員によるピッチステップ応答特性 (1 自由度)

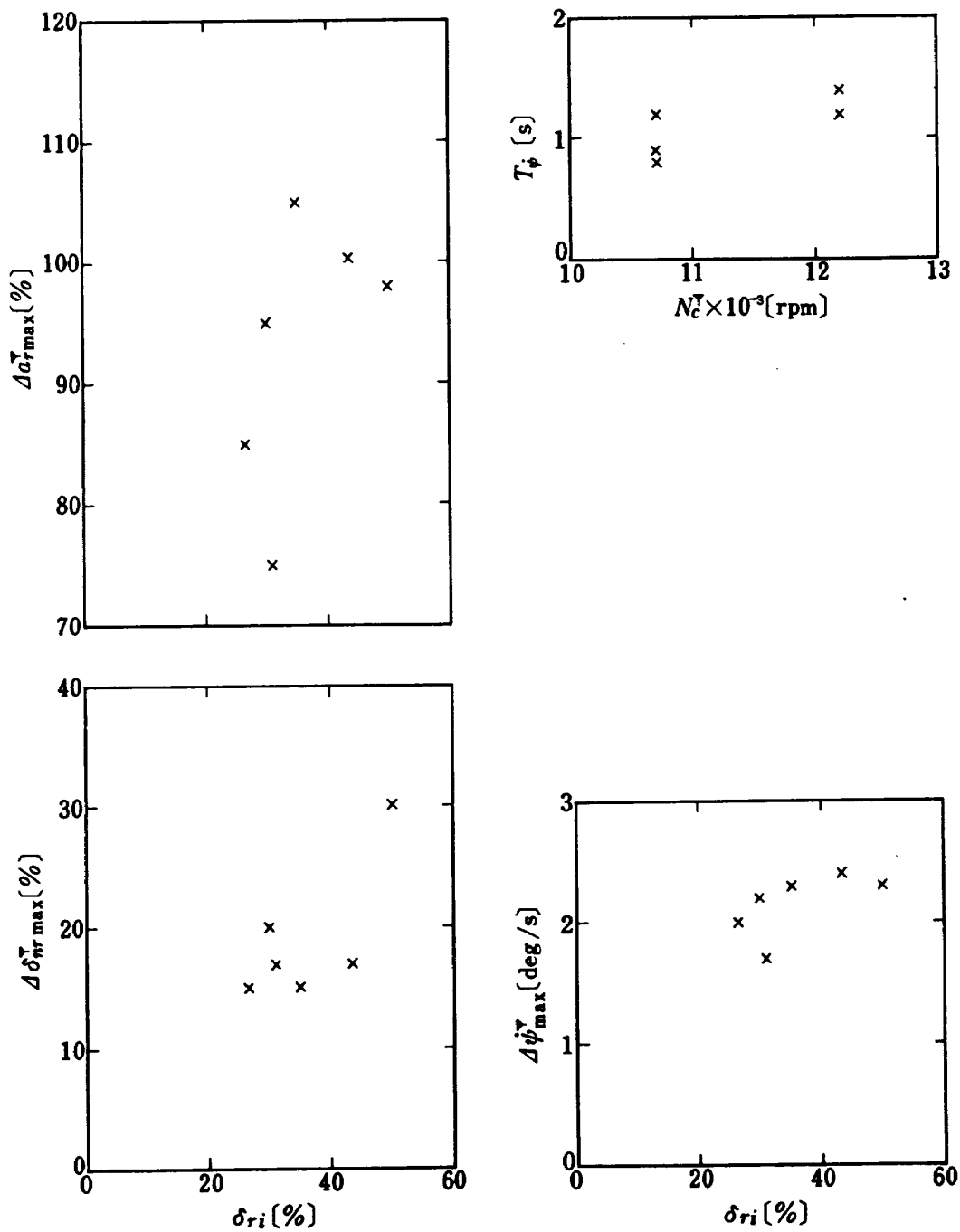
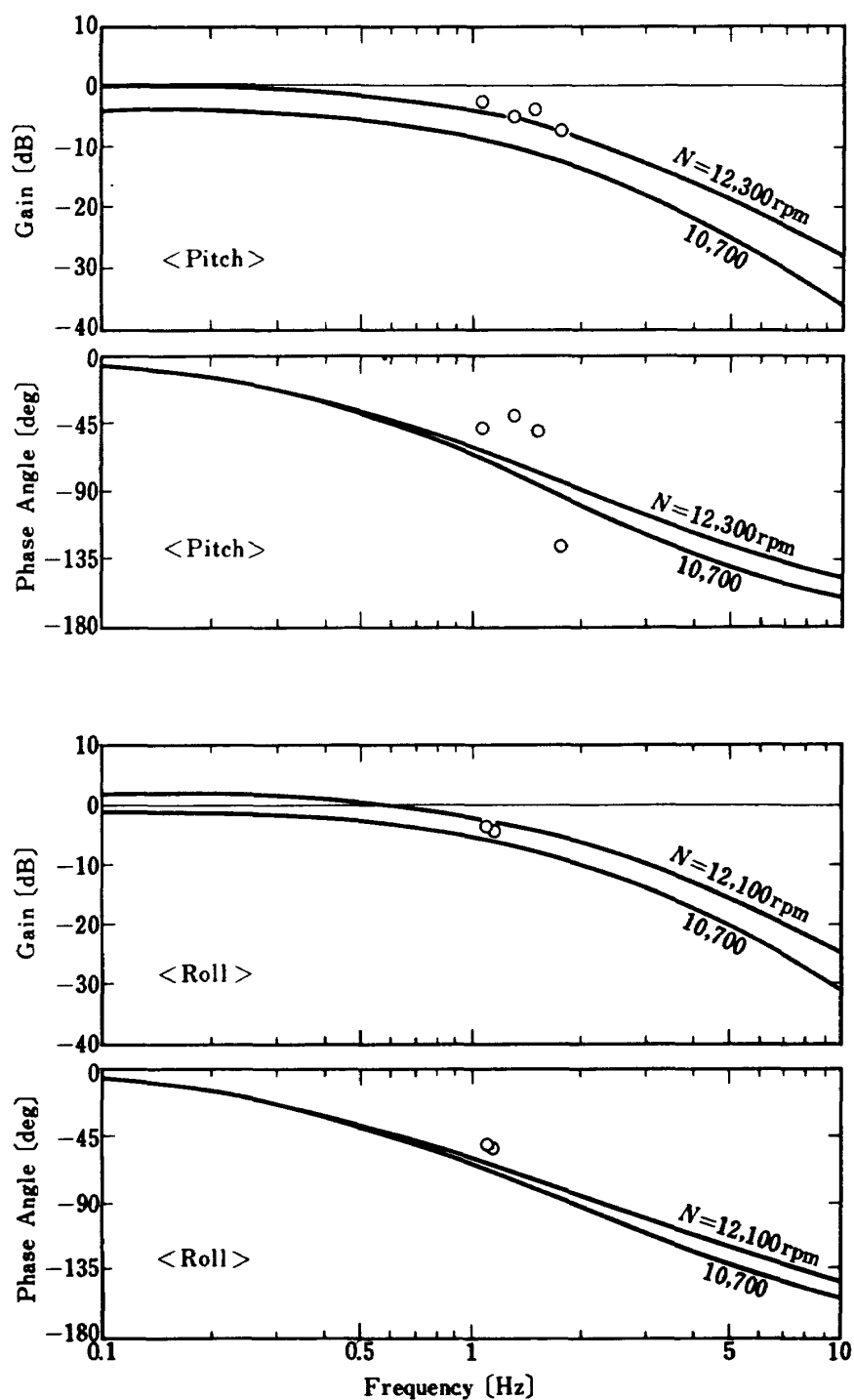


Figure 30 Piloted yaw step response data (1 degree of freedom)
搭乗員によるヨーステップ応答特性 (1 自由度)



[Note]

○ ; Experiment

— ; 2nd order system

Figure 31 Frequency response of piloted control
搭乗操作の周波数応答

Table 6 FTB vibration and constrained condition
機体振動と拘束条件

Run	Case	Degree of Freedom	ASE	N [rpm]	$\tilde{\phi}$ [deg]	$\dot{\tilde{\phi}}$ [deg/s]	r_n [Hz]	ϕ_{max}^{**} [deg/s]	$\tilde{\theta}$ [deg]	$\dot{\tilde{\theta}}$ [deg/s]	r_θ [Hz]	θ_{max}^{**} [deg/s]	Remarks
6	3	Fix	Roll off	idle		0 ~ 0.1	5.5			Small			
			Pitch off	11000		0 ~ 0.2	"			"			
			Yaw off	12000		0 ~ 0.3	"			"			
				12500		0 ~ 0.2	"			"			
7	4	Fix	Roll on	idle		0 ~ 0.1	5 ~ 5.5						
			Pitch on	11000	0.1	0.2 ~ 2	5 ~ 6		0.2	2.1 ~ 2.8	3.8		Call off
			Yaw on	idle	"	0.1 ~ 1	4 ~ 6		"	1.4 ~ 2.1	"		
10	4	Fix	Roll 0*	idle	Small	0 ~ 0.1	4 ~ 5		Small	Small			
			Pitch 0	11000	"	0 ~ 0.2	"		"	"			
			Yaw 0	12000	"	"	"		"	"			
				12500	"	"	4 ~ 5.5		"	"			
12	5	Roll	Roll on	idle	Small	0 ~ 0.1	5		Small	Small			
			Pitch 0	"	0 ~ 9	0 ~ 4			0.2 ~ 0.7	0 ~ 1.5			Brake off
			Yaw 0	12500	Small	0 ~ 0.4	5		Small	Small			
13	5	Roll	"	11000	Small	0 ~ 0.1	4 ~ 5		Small	Small			
			"	"	0 ~ 2.5	0 ~ 3	1 ~ 1.3	2.5	"	0.3	0.7 ~ 1		Brake off
			"	12000	0.2	1	1	3.3	0.2	0.6	0.8 ~ 1		
			"	12500	0.5	0 ~ 0.5	1 ~ 1.3	3	"	"	"		
16	5	Roll	"	11000	Small	0 ~ 0.1	5		Small	Small			
			"	"	0.2	0.6	0.6 ~ 1	3.5	0.1	0.3	0.8 ~ 1		Brake off
			"	12000	"	"	1 ~ 1.3	"	"	0.6			
			"	12500	"	0.3	0.8 ~ 1	3.6	Small	0.4			
17	6	Pitch	Roll 0	11000	Small	0.1 ~ 0.5	1.4		0.2	0.3	0.5 ~ 0.6	2.8	
			Pitch on	12000	"	0.3	1.1 ~ 1.7		0.1	0.5	"	3.2	
			Yaw 0	12500	"	0.5	1.3 ~ 1.6		0.2	0.8	"	3.4	
				idle					0.3	0.5	0.3 ~ 0.5		
18	7,8	Roll & Pitch	Roll on	11000	0.4	0.6	0.8	3.1	0.2	0.6	0.4 ~ 0.5	2.5	
			Pitch on	12000	0.2	1	1	4	0.3	0.9	0.6	3	
			Yaw 0	12500					0.2	0.6	0.5	2.8	
27	12	Roll	Roll on	idle	0.2	0.8	0.6 ~ 1						
			Pitch 0	11000				3.8	0.5	2 ~ 2.5	0.6		$\phi_1 = 4^\circ$
			Yaw 0	"				4.2					$\phi_1 = 4.5^\circ$
				12000				6.3					$\phi_1 = 5^\circ$
28	13	Roll	"	12000				4.7					$\phi_1 = 4^\circ$
			"	"				5					$\phi_1 = 5^\circ$
33	17	Pitch	Roll 0	11000	Small	0.4	1.7		0.2	1	0.5 ~ 1	2.2	$\theta_1 = 4^\circ$
			Pitch on	"	"								$\theta_1 = 4.5^\circ$
			Yaw 0	12000	"	0.9	1.7		0.3	2.8	0.8	3.8	
37	18	Pitch	"	11000	Small	0.3	1.7		0.3	0.6	0.5		

[Note] ~: Half of peak to peak, *: ASE gain 0, **: At step (correspond to $\phi=4^\circ$ or $\theta=4^\circ$) input

Table 7 Experimental results 実験結果 (Run 4~11)

Run	Case	N [rpm]		δ_L [deg]		P_p [kg/cm ² G]				P_s [kg/cm ² G]		P_h		$P_{h,ss}$		T_1 [°C]	
		NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	P_h	$P_{h,ss}$	$P_{h,ss}$	$P_{h,ss}$	T_1	NO.1
4	1	9800	9885	idle	—	7.5	7.4	—	—	10.5	10.2	0.8	0.9	0.8	1.7	0.5	
		11200	11101	72	—	8.5	8.8	—	—	14.5	14.1	1.2	1.3	1.25	1.1	1.0	
		12100	12075	85	—	11	12	—	—	18	18.3	1.6	1.7	1.55	1.45	1.0	
		12550	12508	95	—	13.5	14.1	—	—	20.5	19.7	1.72	1.85	1.77	1.57	1.0	
		13100	13005	107	—	17	17.6	—	—	22	21.4	1.85	2.0	1.95	1.77	1.0	
5	2	9950	9930	idle	—	7.5	7.4	—	—	10.5	10.6	0.85	0.95	0.87	0.75	2.0	
		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
		—	9950	idle	—	—	—	8.5	7.7	—	—	0.8	0.85	0.77	0.65	9	
		—	11220	76	—	—	—	9.5	9.8	—	—	1.2	1.25	1.2	1.05	9	
		—	12200	90	—	—	—	13	12.7	—	—	1.6	1.6	1.6	1.45	8	
6	3	—	—	—	—	—	—	16	15.1	—	—	1.8	1.8	1.8	1.65	8	
		—	12700	97	—	—	—	19	18.3	—	—	2.0	2.0	1.95	1.75	8	
		—	13100	106	—	—	—	—	—	—	—	2.2	2.0	1.95	1.75	8	
		—	10000	idle	—	—	—	8.5	7.7	—	—	0.85	0.9	0.85	0.72	7	
		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
7	4	9900	9890	idle	—	7.5	7.7	8	8.4	10.5	10.2	0.95	1.0	0.92	0.7	4	
		11000	11084	70	—	9	8.8	9.5	9.1	14.5	14.1	1.3	1.4	1.25	1.1	7	
		12000	12062	85	—	11.5	11.6	12.5	12.3	17.5	18.6	1.7	1.8	1.7	1.45	6	
		12500	12534	95	—	13.5	13.4	15.5	14.7	20	262	1.97	2.0	1.9	1.65	4	
		9800	9940	idle	—	7.5	7.7	8	8.4	10	0.98	0.98	1.0	0.85	0.7	12	
10	4	9850	9927	idle	—	8	—	8.5	—	10.5	0.98	0.98	0.9	0.85	0.7	5	
		11000	11080	70	—	9	8.8	9.5	9.8	14.5	14.1	1.3	1.4	1.25	1.0	8	
		9900	9961	idle	—	8	7.7	8	8.4	10.5	0.98	0.98	0.9	0.85	0.7	6	
		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
11	4	10100	10028	idle	—	8	7.7	8.5	8.4	11	10.6	1.1	1.06	0.9	0.75	6	
		11250	11154	11096	—	9	8.8	10	9.8	14	13.4	1.45	1.41	1.25	1.1	9	
		12250	12129	12116	—	12	12	13.5	13	18.5	18.6	1.9	1.86	1.67	1.52	5	
		12700	12507	12648	—	13.5	12.7	15	13.4	18.5	256	2.0	1.99	1.8	1.67	16	
		10150	10059	10150	9944	8	7.7	8.5	8.4	11	10.2	1.1	1.02	0.9	0.7	6	
11	4	10150	10016	10150	9887	8	7.7	8.5	8.8	11	10.6	1.05	1.06	0.9	0.75	4	
		11200	11102	11320	11045	9.5	8.8	10	9.8	15	13.7	1.55	1.41	1.27	1.15	3	
		12150	12052	12250	12029	11.5	11.3	13	12.3	18	17.4	1.9	1.83	1.62	1.5	5	
		10100	10073	10200	9972	8	—	8.5	—	10	10.2	1.1	1.02	0.9	0.75	16	
		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	

Table 7 (Continued)

Run	Case	N [rpm]		T _g [°C]			T _g [°C]	T _{me} [°C]	N _A [rpm]	V _F [g/s]	g _x [g]		g _y	NO.1 S [mil]		NO.2 S [mil]	
		NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.2								O-12	O-8	O-12	O-8
4	1	9800	—	520	510	—	—	—	—	136	0.21	0.32	0.19	1.0	0.9	0.8	1.4
		11200	—	520	535	—	110	—	—	132	0.24	0.41	0.23	0.8	1.8	0.8	1.3
		12100	—	565	590	—	130	115	—	128	0.23	0.42	0.24	1.0	1.7	0.9	1.9
		12550	—	580	610	—	140	130	—	120	—	0.49	0.25	1.3	1.9	1.1	2.1
		13100	—	650	670	—	155	135	—	114	—	—	—	1.1	1.4	0.9	1.8
5	2	9950	—	520	505	—	—	—	—	110	0.30	0.22	0.22	0.5	0.5	0.7	1.2
		—	9950	—	—	555	480	—	—	100	0.29	0.25	—	—	—	—	—
		—	11220	—	—	575	490	107	—	96	0.41	0.25	—	—	—	—	—
		—	12200	—	—	610	520	130	100	92	0.30	0.32	—	—	—	—	—
		—	12700	—	—	645	545	140	120	88	0.34	0.24	—	—	—	—	—
6	3	—	13100	—	—	720	620	152	130	84	0.35	0.28	—	—	—	—	—
		—	10000	—	—	560	490	—	—	80	0.29	0.20	—	—	—	—	—
		9900	10000	520	505	560	470	—	—	150	0.35	0.26	—	1.1	0.6	0.7	1.7
		11000	11300	540	540	600	500	102	104	134	0.47	0.33	—	1.0	1.9	0.9	1.2
		12000	12200	550	580	620	520	112	115	126	0.67	0.30	—	1.3	2.0	0.9	1.8
7	4	12500	12650	570	610	630	535	130	125	114	0.43	0.34	—	1.3	1.9	1.1	2.0
		9800	10050	520	520	555	490	—	—	100	0.50	0.23	—	0.6	0.6	0.7	1.5
		9850	10000	525	505	570	470	—	—	144	0.39	0.25	—	0.9	0.8	0.8	1.7
		11000	11300	530	530	580	495	107	105	8475	1.40	1.60	—	1.0	1.8	0.9	1.4
		9900	10050	520	520	555	490	—	—	7905	0.68	1.20	—	—	—	—	—
10	4	10100	11100	500	520	530	490	—	—	8400	0.40	0.40	—	0.9	0.5	0.8	1.8
		11250	11350	520	540	575	510	—	—	8400	0.35	0.56	—	1.4	2.2	0.9	1.7
		12250	12250	550	570	590	520	105	—	8700	0.46	0.56	—	1.6	2.0	1.1	2.0
		12700	12700	600	630	650	570	120	125	8730	0.41	0.63	—	1.2	1.7	0.8	2.0
		10150	10150	500	510	535	505	—	—	7860	0.31	0.51	—	—	—	—	—
11	4	10150	10150	495	590	540	520	—	—	8490	0.56	0.80	0.40	1.3	0.4	0.7	1.7
		11200	11320	500	530	560	500	—	—	8625	0.59	0.86	0.35	1.0	2.4	0.9	1.6
		12150	12250	535	580	580	520	—	—	8550	0.65	1.08	0.49	1.5	1.8	1.2	2.0
		10100	10200	530	—	550	—	—	—	8280	0.55	0.80	0.37	—	—	—	—
		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

[Note] M₁, M₂: E/G No. , C-12, T-12 etc. ; O'clock position (from tail) at compressor or turbine casing
 —; No operation , Blank ; No data

Table 9 Experimental results (Run 24~26)

Run	Case	N		[rpm]		P_p [kg/cm ²]		P_s [kg/cm ²]		P_R		P_{aa}		T_g [°C]		T_R		T_{aa}		N_A [rpm]	V_p [g/s]
		NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2	NO.1	NO.2		
24	9	9900	9886	—	—	8.0	—	1.05	0.98	—	—	0.80	0.65	0.75	3	485	—	—	—	—	140
		10900	10899	—	—	8.7	—	1.40	1.34	—	—	1.10	0.97	1.07	4	505	—	105	—	—	133
		11900	11838	—	—	11.5	—	1.80	1.69	—	—	1.47	1.37	1.45	6	517	—	123	115	105	128
		12400	12336	—	—	14.0	—	1.90	1.90	—	—	1.65	1.55	1.62	4	520	—	135	125	120	121
		10000	9998	—	—	8.0	—	1.10	1.02	—	—	0.85	0.72	0.75	4	470	—	105	103	103	116
25	10	—	—	9990	9754	—	7.5	—	—	1.10	0.98	0.80	0.63	0.73	9	—	565	—	—	—	105
		—	—	11090	11065	—	10.0	—	—	1.60	1.41	1.22	1.05	1.15	8	—	570	107	—	—	98
		—	—	11900	11947	—	12.5	—	—	1.90	1.76	1.50	1.30	1.45	9	—	615	130	118	112	92
		—	—	12370	12428	—	14.0	—	—	2.10	1.94	1.72	1.55	1.65	11	—	635	137	127	118	86
		—	—	9780	9832	—	8.5	—	—	1.10	0.98	0.82	0.66	0.77	11	—	560	—	—	—	80
26	11	9900	9940	9720	9807	7.5	7.5	1.05	0.98	1.06	0.98	0.80	0.62	0.70	14	495	562	—	—	8250	143
		10820	10855	10200	10287	8.5	8.3	1.20	1.25	1.25	1.25	1.05	0.87	0.95	11	490	560	100	—	8250	118
		11800	11779	11300	11336	10.0	10.5	1.75	1.69	1.66	1.55	1.50	1.32	1.32	4	520	555	110	105	102	106
		12450	12368	11900	11979	12.5	12.0	1.95	1.94	2.00	1.83	1.75	1.57	1.55	8	560	577	117	120	117	70
		10000	10035	9870	9914	7.5	7.5	1.05	1.02	1.15	1.02	0.92	0.72	0.77	5	470	545	—	—	8100	48

[Note] See note in table 7

Table 10 Experimental results (Run 27)

Run	Case	N [rpm]	V _p [gal]	̢ _{a1} [°]	T _{a1} [s]	Δa _{max} [°]	Δδ _{a_{max}} [deg/g]	Δφ _{a_{max}} [deg/g]	Δφ _{max} [deg]	T _φ [s]	Δa _{max} Δδ _{a_{max}} [°]	I _X [*] [kgm ²]	M _{a_{max}} [*] [kgm]	φ _{a_{max}} [*] [1/°]	I _p [*] [1/° ²]	I _Y [*] [kgm ²]	M _{a_{max}} [*] [kgm]	θ _{a_{max}} [*] [1/°]	m _q [*] [1/°]	m _θ [*] [1/° ²]		
27	12	11050	85	-33.0	0.3	+4.00	-1.75	-2.5	-4.5	1.2	+3.5	+1.00	135	123	0.91	54.2	40.6	470	325	0.69	4.16	3.12
		11050	84	+55.0	0.5	-6.00	+2.25	+4.1	+4.5	1.6	-5.0	-1.75	134	"	0.92	54.8	4.11	470	"	0.69	4.16	3.12
		11050	82	+36.0	0.2	-6.00	+1.25	+3.9	+4.3	1.0	-5.0	-1.00	134	"	0.92	54.8	4.11	469	"	0.69	4.16	3.12
		11400	64	+60.0	0.3	-5.00	+3.50	+6.3	+5.0	1.1	-5.0	-6.0	129	135	1.05	62.5	46.9	468	363	0.78	4.71	3.53
		11400	64	+60.0	0.3	-6.50	+2.50	+5.6	+5.0	1.0	-5.0	-1.00	129	"	1.05	62.5	46.9	468	"	0.78	4.71	3.53
		11400	62	-42.5	0.3	+6.00	-2.80	-4.2	-4.3	1.2	+7.5	+1.50	129	"	1.05	62.5	46.9	468	"	0.78	4.71	3.53
		10850	52	+70.0	0.2	-7.00	+5.00	+6.3	+5.5	0.9	-7.5	-1.50	127	116	0.91	54.2	40.6	467	307	0.66	3.98	2.99

[Note] See note in table 8

Table 11 Experimental results (Run 28)

Run	Case	N [rpm]	V _p [g/s]	δ_{a1}^* [°]	f _{a1} [Hz]	\tilde{a}_a [°]	δ_{aa} [°]	ϕ [deg/g]	Phase Lag [°]	\tilde{a}_a [°]	δ_{aa} [°]	I_X^* [kgm ²]	$M_{a_{max}}^*$ [kgm]	ϕ_{max}^* [1/°]	I_Y^* [kgm ²]	$M_{Y_{max}}^*$ [kgm]	θ_{max}^* [1/°]	m _q [*] [1/°]	m _θ [*] [1/°]			
28	13	10700	98	+47.5	0.18	+5.40	+2.50	+4.0	+3.7	-5.2	+4.0	+1.00	138	113	0.82	4.88	3.66	471	293	0.62	3.74	2.81
		12100	64	+56.5	0.18	+6.44	+2.05	+5.1	+4.6	-5.0	+7.5	+7.5	129	163	1.26	7.50	5.63	468	444	0.95	5.73	4.30

[Note] See note in table 8 ~; Mean half amplitude at frequency response

Table 12 Experimental results 実験結果 (Run 33)

Run	Case	N [rpm]	V_p [gal]	$\bar{\delta}_{r1}$ [°]	T_{r1} [s]	$\Delta\alpha_{r,max}$ [°]	$\Delta\delta_{r,max}$ [°]	$\Delta\theta_{r,max}$ [deg]	T_θ [s]	$\Delta\alpha_{r,max}$ [°]	$\Delta\delta_{r,max}$ [°]	I_x^* [kg m ²]	$M_{x,max}^*$ [kg m]	$\dot{\phi}_{max}^*$ [1/°]	1_p^* [1/°]	1_ϕ^* [1/°]	I_y^* [kg m ²]	$M_{y,max}^*$ [kg m]	$\dot{\theta}_{max}^*$ [1/°]	m_q^* [1/°]	m_θ^* [1/°]
33	17	10950	100	+16.0	0.2	-25.0	+25.0	+13	1.2	+7.5	+7.5	138	120	0.87	51.8	38.9	471	316	0.67	4.04	3.03
		10950	98	+35.0	0.5	-32.5	+30.0	+24	1.6	+10.0	+10.0	137	"	0.88	52.4	39.3	471	"	0.67	4.04	3.03
		10950	96	-35.0	0.6	+45.0	-20.0	-30	0.8	-13.0	-13.0	137	"	0.88	52.4	39.3	471	"	0.67	4.04	3.03
		10950	95	+50.0	0.6	-60.0	+30.0	+33	1.2	+15.0	+18.0	137	"	0.88	52.4	39.3	471	"	0.67	4.04	3.03

[Note] See note in table 8

Table 13 Experimental results 実験結果 (Run 37~41)

Run	Case	N [rpm]	V_p [gal]	$\bar{\delta}_{r1}$ [°]	T_{r1} [s]	α_{r1} [H ₀]	α_{r1} [°]	δ_{r1} [°]	δ_{r1} [deg/s]	$\dot{\theta}$ [deg]	Phase [deg]	α_{r1} [°]	δ_{r1} [deg]	I_x^* [kg m ²]	$M_{x,max}^*$ [kg m]	$\dot{\phi}_{max}^*$ [1/°]	1_p^* [1/°]	1_ϕ^* [1/°]	I_y^* [kg m ²]	$M_{y,max}^*$ [kg m]	$\dot{\theta}_{max}^*$ [1/°]	m_q^* [1/°]	m_θ^* [1/°]
37	18	10800	105	+27.5	0.17	+4.00	+15.0	+2.5	+2.5	+2.6	-48	+12.5	+12.0	139	116	0.83	4.94	3.71	471	302	0.64	3.86	2.90
		12300	88	+46.0	0.28	+5.25	+20.0	+3.8	+3.8	+2.6	-126	+17.5	+16.0	135	172	1.27	7.56	5.67	470	470	1.00	6.03	4.53
41	20	10700	108	+22.0	0.24	+3.00	+25.0	+2.3	+1.8	+1.8	-49	+10.0	+10.0	140	113	0.81	4.82	3.62	472	293	0.62	3.74	2.81
		12200	84	+35.0	0.21	+4.30	+20.0	+3.2	+2.5	+2.5	-39	+15.0	+15.0	134	168	1.25	7.45	5.58	470	456	0.97	5.85	4.39

[Note] See note in table 11

Table 14 Experimental results 実験結果 (Run 42~43)

Run	Case	N [rpm]	V_p [gal]	$\bar{\delta}_{r1}$ [°]	T_{r1} [s]	α_{r1} [H ₀]	α_{r1} [°]	δ_{r1} [°]	δ_{r1} [deg/s]	$\dot{\psi}$ [deg/s]	ψ [deg]	I_x [kg m ²]	$M_{x,max}$ [kg]	$\dot{\psi}_{max}$ [1/°]	n_r [1/°]
42	22	10700	116	+50.0	0.5	-98.0	+30.0	+23	1.2	+10.0		563	124	0.22	2.80
		10700	112	-31.0	0.2	+75.0	-17.0	-1.7	0.9	-10.0		562	"	0.22	2.80
		10700	111								+4.7	562	"	0.22	2.80
		12200	92	+43.5	0.3	-102.5	+17.0	+24	1.2	+10.0		557	191	0.34	4.33
		12200	92	-35.0	0.4	+105.0	-15.0	-23	1.4	-10.0		557	"	0.34	4.33
		12200	69								+2.0	552	"	0.35	4.46
43	24	10700	97	-30.0	0.5	+95.0	-20.0	-2.2	0.8	-1.5		558	124	0.22	2.80
		10700	97	+26.5	0.3	+85.0	-15.0	-2.0	0.8	+1.0		558	"	0.22	2.80
		10700	92								+3.1	557	"	0.22	2.80

[Note] See note in table 7, 10

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、始動と停止手順表および緊急手順表は第3次実験³⁾の場合と殆んど同様なので、その相違点のみを記す。

始動前操縦席内点検手順 ○印；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. ASE SW ON(OFF) 確認
6. 計器板ASE以外全SW OFF 確認
7. GEN SW ON 確認
8. A/T SW ON(OFF) 確認
9. コンソールGEN, A/T以外全SW OFF 確認
10. サーキット・ブレーカ IN 確認
11. ASE CLUTCH ENGAGE LIGHT 消灯確認
12. ENGAGE LOCK LIGHT 消灯確認
13. RED FLASH 無線合図
14. WARNING, CAUTION, LIGHT TEST INDICATING
15. INVERTER SW ON
16. CDP IND 零位置確認
17. EGT IND 規定値以下
18. FUEL PRESS IND 零位置確認
19. HYD PRESS IND 零位置確認
20. FUEL Q'ty IND 燃料積載量確認
21. 時計 時刻を合せる
22. IAT 規定値以下
23. スロットルレバー CUT OFF位置確認
24. ハイト・コントロール・ステイック 最低位置確認
25. ENGAGE PIN 引き出し確認
26. 始動用空気配管 接続確認
27. ブレーキ SW OFF 確認
28. 電圧 2.65~2.7V (2.8 確認
29. 空気源合図 ~2.9V) 確認
30. 点検完了 無線合図

FLIGHT REQUEST No.1

- | | |
|----------------------------|----|
| 1. No.1, No.2 ENG 始動手順(速隔) | 実施 |
| 2. ENG アイドル | 合図 |
| 3. 台車切離(指揮所合図, 整備員切離) | 待機 |
| 4. ENG 増速合図 | 確認 |
| 5. ENG 11,000 rpm に設定 | 合図 |
| 6. ブレーキ解除 | 待機 |
| 7.* ROLL STEP 入力 ON, OFF | 待機 |
| 8. ENG 増速合図 | 確認 |
| 9. ENG 12,000 rpm に設定 | 合図 |
| 10.* ROLL STEP 入力 ON, OFF | 待機 |
| 11. ENG 増速合図 | 確認 |
| 12. ENG 12,500 rpm に設定 | 合図 |
| 13.* ROLL STEP 入力 ON, OFF | 待機 |
| 14. ENG 減速合図 | 確認 |
| 15. ENG アイドル | 合図 |
| 16. ブレーキ固定合図 | 確認 |
| 17. No.1, No.2 ENG 停止手順 | 実施 |

(注) (1)* 印；Run 18 では Flight Request No.1
の対応する番号を続けて実施

(2) 5 は Run 18 では ENG 12,500 rpm まで
増速後実施

FLIGHT REQUEST No.2

- | | |
|----------------------------|----|
| 1. No.1, No.2 ENG 始動手順(速隔) | 実施 |
| 2. ENG アイドル | 合図 |
| 3. 台車切離(指揮所合図, 整備員切離) | 待機 |
| 4. ENG 増速合図 | 確認 |
| 5. ENG 11,000 rpm に設定 | 合図 |
| 6. ブレーキ解除 | 待機 |
| 7. PITCH STEP 入力 ON, OFF | 待機 |
| 8. ENG 増速合図 | 確認 |
| 9. ENG 12,000 rpm に設定 | 合図 |
| 10. PITCH STEP 入力 ON, OFF | 待機 |
| 11. ENG 増速合図 | 確認 |
| 12. ENG 12,500 rpm に設定 | 合図 |
| 13. PITCH STEP 入力 ON, OFF | 待機 |
| 14. ENG 減速合図 | 確認 |
| 15. ENG アイドル | 合図 |
| 16. ブレーキ固定合図 | 確認 |
| 17. No.1, No.2 ENG 停止手順 | 実施 |

(注) 16 と 17 の間で ENG 12,500 rpm までの
加減速実施

FLIGHT REQUEST №3

- | | |
|-------------------------------------|------|
| 1. 緩徐操舵(中立, 左一杯, 中立, 右一杯, 中立) | 実施 |
| 2. ステップ操舵(中立, 左約20°, 中立, 右約20°, 中立) | 実施 |
| 3. №1, №2 ENG 始動手順 | 実施 |
| 4. 台車切離 | 合図 |
| 5. ENG 11,000 rpm | 設定 |
| 6. ブレーキ解除 | 無線合図 |
| 7. ブレーキ解除完了合図 | 確認 |
| 8. 緩徐操舵(中立, 左傾5°, 中立, 右傾5°, 中立) | 実施 |
| 9. ステップ操舵(2に同じ) | 実施 |
| 10. ENG 12,500 rpm | 設定 |
| 11. 緩徐操舵(8に同じ) | 実施 |
| 12. ステップ操舵(2に同じ) | 実施 |
| 13. ENG アイドル | 設定 |
| 14. ブレーキ固定 | 合図 |
| 15. ブレーキ固定完了合図 | 確認 |
| 16. №1, №2 ENG 停止手順 | 実施 |

FLIGHT REQUEST №4

- | | |
|---------------------------------|------|
| 1. 緩徐操舵(中立, 左一杯, 中立, 右一杯, 中立) | 実施 |
| 2. 小舵操舵(両振幅約2.5°左右, 約0.5 Hz) | 実施 |
| 3. №1, №2 ENG 始動手順 | 実施 |
| 4. 台車切離 | 合図 |
| 5. ENG 11,000 rpm | 設定 |
| 6. ブレーキ解除 | 無線合図 |
| 7. ブレーキ解除完了合図 | 確認 |
| 8. 緩徐操舵(中立, 左傾5°, 中立, 右傾5°, 中立) | 実施 |
| 9. 小舵操舵(2に同じ) | 実施 |
| 10. ENG 12,500 rpm | 設定 |
| 11. 緩徐操舵(8に同じ) | 実施 |
| 12. 小舵操舵(2に同じ) | 実施 |
| 13. ENG アイドル | 設定 |
| 14. ブレーキ固定 | 合図 |
| 15. ブレーキ固定完了合図 | 確認 |
| 16. №1, №2 ENG 停止手順 | 実施 |

FLIGHT REQUEST №5

- | | |
|-------------------------------------|------|
| 1. 緩徐操舵(中立, 引一杯, 中立, 押一杯, 中立) | 実施 |
| 2. ステップ操舵(中立, 引約25°, 中立, 押約25°, 中立) | 実施 |
| 3. №1, №2 ENG 始動手順 | 実施 |
| 4. 台車切離 | 合図 |
| 5. ENG 11,000 rpm | 設定 |
| 6. ブレーキ解除 | 無線合図 |
| 7. ブレーキ解除完了合図 | 確認 |
| 8. 緩徐操舵(中立, 頭上げ5°, 中立, 頭下げ5°, 中立) | 実施 |
| 9. ステップ操舵(2に同じ) | 実施 |
| 10. ENG 12,500 rpm | 設定 |
| 11. 緩徐操舵(8に同じ) | 実施 |
| 12. ステップ操舵(2に同じ) | 実施 |
| 13. ENG アイドル | 設定 |
| 14. ブレーキ固定 | 合図 |
| 15. ブレーキ固定完了合図 | 確認 |
| 16. №1, №2 ENG 停止手順 | 実施 |

FLIGHT REQUEST №6

- | | |
|-----------------------------------|------|
| 1. 緩徐操舵(中立, 引一杯, 中立, 押一杯, 中立) | 実施 |
| 2. 小舵操舵(両振幅約2.5°押引, 約0.5 Hz) | 実施 |
| 3. №1, №2 ENG 始動手順 | 実施 |
| 4. 台車切離 | 合図 |
| 5. ENG 11,000 rpm | 設定 |
| 6. ブレーキ解除 | 無線合図 |
| 7. ブレーキ解除完了合図 | 確認 |
| 8. 緩徐操舵(中立, 頭上げ5°, 中立, 頭下げ5°, 中立) | 実施 |
| 9. 小舵操舵(2に同じ) | 実施 |
| 10. ENG 12,500 rpm | 設定 |
| 11. 緩徐操舵(8に同じ) | 実施 |
| 12. 小舵操舵(2に同じ) | 実施 |
| 13. ENG アイドル | 設定 |
| 14. ブレーキ固定 | 合図 |
| 15. ブレーキ固定完了合図 | 確認 |
| 16. №1, №2 ENG 停止手順 | 実施 |

FLIGHT REQUEST №7

1. 緩徐操舵(中立, 左踏一杯, 中立, 右踏一杯, 中立) 実施
2. ステップ操舵(中立, 左踏約20mm, 中立, 右踏約20mm, 中立) 実施
3. №1, №2 ENG 始動手順 実施
4. 台車切離 合図
5. ENG 11,000rpm 設定
6. ブレーキ解除 無線合図
7. ブレーキ解除完了合図 確認
8. 緩徐操舵(中立, 左偏向10°, 中立, 右偏向10°, 中立) 実施
9. ステップ操舵(中立, 左踏約20mm, 回復, 中立, 右踏約20mm, 回復, 中立) 実施
10. ENG 12,500rpm 設定
11. 緩徐操舵(8に同じ) 実施
12. ステップ操舵(9に同じ) 実施
13. ENG アイドル 設定
14. ブレーキ固定 合図
15. ブレーキ固定完了合図 確認
16. №1, №2 ENG 停止手順 実施

〔注〕*印; Run 42, 43 ではFlight Request №8 の対応する番号を続けて実施

FLIGHT REQUEST №8

1. 緩徐操舵(中立, 左踏一杯, 中立, 右踏一杯, 中立) 実施
2. 小舵操舵(両振幅約25mm左右, 約0.5 Hz) 実施
3. №1, №2 ENG 始動手順 実施
4. 台車切離 合図
5. ENG 11,000rpm 設定
6. ブレーキ解除 無線合図
7. ブレーキ解除完了合図 確認
8. 緩徐操舵(中立, 左偏向10°, 中立, 右偏向10°, 中立) 実施
9. 小舵操舵(2に同じ) 実施
10. ENG 12,500rpm 設定
11. 緩徐操舵(8に同じ) 実施
12. 小舵操舵(2に同じ) 実施
13. ENG アイドル 設定
14. ブレーキ固定 合図
15. ブレーキ固定完了合図 確認
16. №1, №2 ENG 停止手順 実施

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
ASE SW OFF
2. 始動合図 確認
- 3~15 <文献(3)の対応する手順表の2~14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. IGNITION C/B OFF
スロットル・レバー CUT OFF } 確認 合図
ASE SW OFF
2. 始動合図 確認
- 3~15 <文献(3)の対応する手順表の2~14に同じ>

ENG 単独始動手順

1. 始動合図 確認
- 2~10 <文献(3)の対応する手順表の3~11に同じ>
11. <文献(3)の対応する手順表の13に同じ>
〔注〕ELEC POWER } EMERGENCY CIRCUIT
HYD } SW OFF
FUEL }

ENG 単独運転 停止手順

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

№1, №2 ENG 始動手順

1. 始動合図 確認
- 2~21 <文献(3)の対応する手順表の3~22に同じ>
22. 電圧28~29V, 確認
- ※23. BATT SW ON
24. 25<文献(3)の対応する手順表の24~27に同じ>
26. CAUTION LIGHT 消灯確認
27. <文献(3)の対応する手順表の27に同じ>

№1, №2 ENG 停止手順

1. 2 <文献(3)の対応する手順表の1, 2に同じ>
3. HYD EMERGENCY CIRCUIT SW OFF
- 4~9 <文献(3)の対応する手順表の3~8に同じ>
10. HYD PRESS 低下確認
- 11. BATT SW OFF
12. 13.<文献(3)の対応する手順表の12, 13に同じ>
- △14. 外部電源 OFF(整備員) 合図

〔注〕○印は正常運転時のみ,

△印は固定運転時のみ実施

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 402 号

昭和 50 年 1 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
