

UDC 629.73.017.1 :
629.73.077-526

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-250

自動着陸用多重サーボ機構について

小川 鑛一・堀川 勇壮
渡辺 顯・永安 正彦

1973年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

自動着陸用多重サーボ機構について*

小川 敏一**・堀川 勇壮**
波辺 顕**・永安 正彦**

Experimental Studies on Multiplex Servo System for Automatic Landing System

By Koichi OGAWA, Yusu HORIKAWA, Akira WATANABE
and Masahiko NAGAYASU

This paper describes an experimental and fundamental studies of multiplex elevator servo system for an automatic landing system.

This multiplex system is a non-disconnecting redundant triplex system without any failure detectors, and each subsystem consists of vertical gyro, rate gyro, autopilot computer and control surface actuator.

The performance tests and failure analysis of this triplex system have been conducted, using a rig test stand which has control rigs and control apparatus of an experimental aircraft.

From the results of failure analysis, the fundamental design data about the non-disconnecting redundant system were obtained. Moreover it was cleared that even if one channel in the system failed, the multiplex system works well but generates a small error of the control output.

1. まえがき

航空機の自動着陸装置は、非常に高い信頼性および安全性が要求される。現状の技術では、単一の系で、人間が持っている信頼性以上の信頼性を期待することはできない。したがって、複数の装置を並列に作動させる多重化システムなどの冗長性を取り入れることによって、高い信頼性を得ることが必要である。

本自動着陸用多重サーボ機構は、自動着陸装置に要求される高い信頼性、安全性を有するシステムの研究を行なうことを目的として製作したものである。

本多重サーボ機構の構成は、同一のオートパイロット3系統よりなり、各系統はセンサとしてパーティカルジャイロとレートジャイロ、計算増幅器、舵面駆動用のサーボモータおよび負荷に加わるトルクを測るトルクメータからなる。これらの他に本システムをモニタおよび総括制御が行なえる計測制御盤がある。舵面を駆動するまでの系統は3重系であるが、サーボモータと舵面との間で1重系（すなわち3台のサーボモ-

ータ出力で1軸の舵面を駆動する）になっている。

本自動着陸用多重サーボ機構は、双発ビジネス機ビーチクラフト社クイーンエアモデル 65 に装着することを前提にして開発したもので、下記の研究を行なうことができる。

- (1) 多重サーボ機構の研究
- (2) オートパイロット機能試験
- (3) 自動着陸制御装置の予備試験研究
- (4) 各構成装置の単体機能試験
- (5) その他

以下に、本自動着陸用多重サーボ機構の構成、単体機能試験および多重サーボ系の実験等について述べる。

2. 自動着陸用多重サーボ機構の構成と諸元

2.1 構成

図2.1は本自動着陸用多重サーボ機構の構成ブロック線図である。図中の検出器部（パーティカル・ジャイロ、レート・ジャイロ）は、航空機の姿勢角ならびに姿勢角速度を検出するもので、地上試験ではフライト・テーブル¹⁾に搭載し模擬姿勢角および姿勢角速度

* 昭和48年8月28日受付

** 訂測部

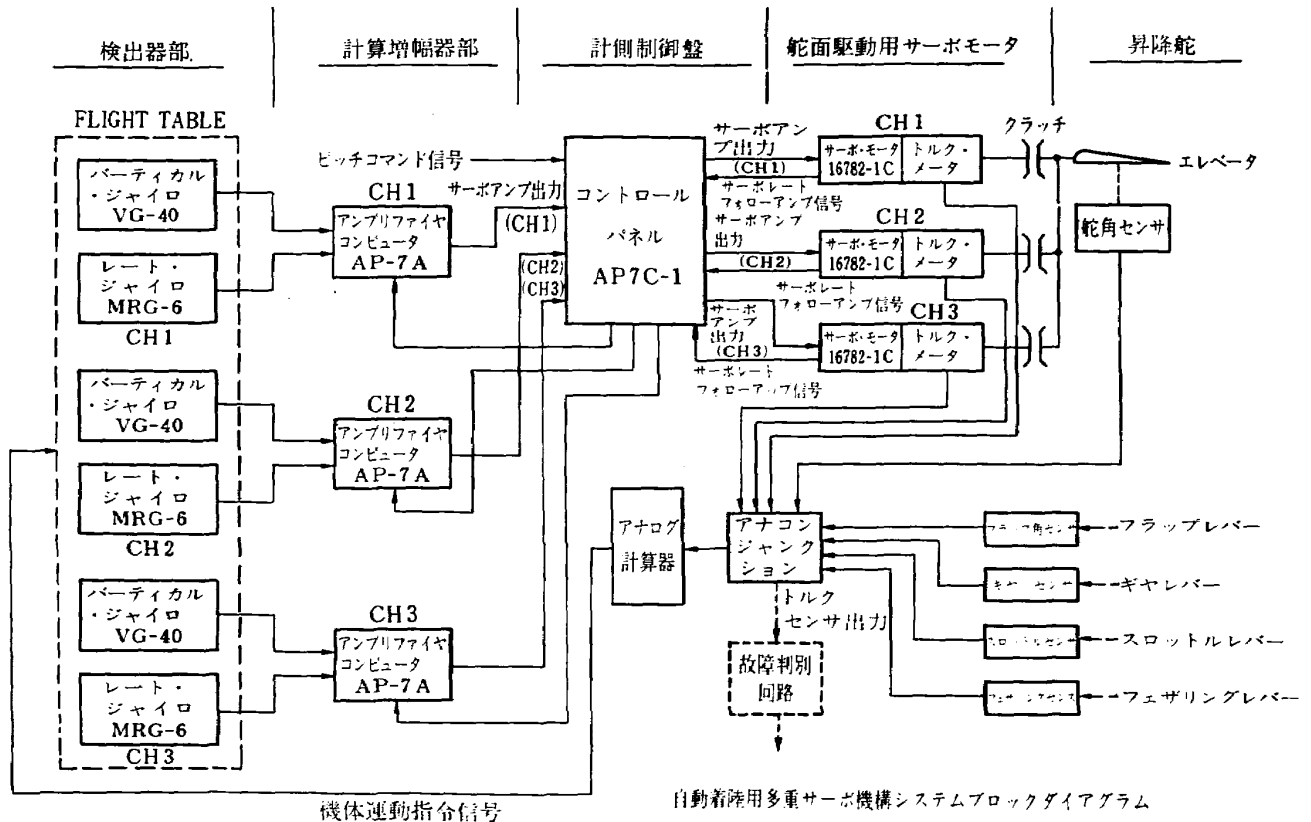


図 2.1 自動着陸用多重サーボ機構ブロック・ダイアグラム

を検出するものである。計算増幅器（アンプリファイヤ・コンピュータ）は検出器の信号を受け、これを計算増幅して舵面駆動用のサーボモータを動かす信号を発生する。サーボモータは、トルクメータおよびサーボマウント（図 2.4.1 参照）に直結され、サーボマウントの出力軸が索でテスト・リグ²⁾のエレベータ駆動用セクタに接続されている。

なお、フライト・テーブルを駆動する信号は、機体運動を模擬したフライト・シミュレータより得る。

2.2 各部機能と諸元

2.2.1 検出器

検出器は航空機の姿勢を検出する姿勢角検出器と航空機の縦揺れ角速度を検出する角速度検出器からなる。

(1) 姿勢角検出器（パーティカル・ジャイロ）

姿勢角検出器は航空機のピッチ角およびロール角を検出し、この角度に相当する信号を発生する機能を有する。構造はジャイロ、電解スイッチ、トルカ利用自立装置、水銀スイッチによるレート検出オートシンクロ、その他リレー回路などが組みこまれたものである。図 2.2.1 は本姿勢角検出器の写真である。本検出器の自立装置は電解スイッチが傾くことによる抵抗変化を利用し、トルカのトルクを操作して自立作用を行なわせている。水銀スイッチは旋回中のロール信号の誤差

をなくすために、規定旋回速度以上になるとロール方向の出力がフリージャイロ出力と同じものとなる様に自立装置に働きかける。定常状態においてジャイロが傾くと、その角度に比例した信号が各ジンバル（ロール、ピッチ）に取り付けられたオートシンクロより得られる。要目、性能は下記のとおりである。

要目

- | | |
|---------|---------------------|
| a. 外形寸法 | 約 112 φ × 153.7 m/m |
| b. 重量 | 2.3 kg |
| c. 電源 | 115 V, 400 Hz, 1 φ |
| d. 型番 | VG-40 |

性能

- | | |
|----------|-----------------------------------|
| a. 測定範囲 | ロール ±85°, ピッチ ±65° |
| b. 傾斜感度 | ロール 200 mV/deg, ピッチ 200 mV/deg |
| c. 自立速度 | 正常 1°~3°45'/min 急速 15°/min |
| d. 自立精度 | ±1% |
| e. ドリフト | 0.4°/min |
| f. 自立カット | 9°（ピッチおよびロール） |

(2) 角速度検出器（レート・ジャイロ）

角速度検出器は航空機の角速度変化を検出し、これに相当する信号を発生する機能を有するものである。構造はレート・ジャイロ、リアクタコネクタ、コンデ

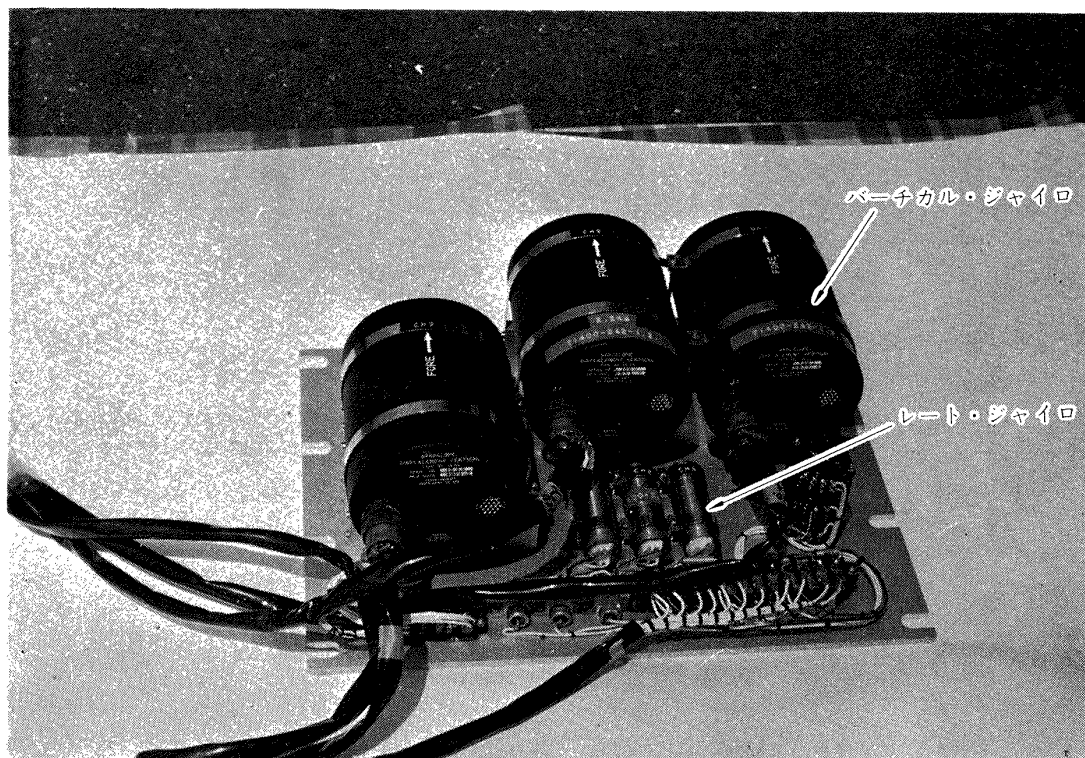


図 2.2.1 パーティカルジャイロとレート・ジャイロ

ンサ，抵抗などが組み込まれた小型のもので，その写真を図 2.2.1 に示してある。動作原理は入力角速度に比例しておこるジャイロ・プレセッションのトルクとトーションバーの反トルクとを釣り合わせ，その変位をマイクロシンにより検出するようになっている。要目，性能は下記のとおりである。

要 目

- a. 外形寸法 25.4 ϕ × 72.7 m/m
- b. 重 量 250 g 以下
- c. 電 源 26 V, 400 Hz, 1 ϕ
- d. 型 番 MRG-6

性 能

- a. 測定範囲 $\pm 40^\circ/\text{sec}$
- b. 直 線 性 0.5% (0~10°/sec 迄)
5% (10°/sec~40°/sec)
- c. 旋 回 感 度 140 mV/deg/sec
- d. 最 小 感 度 0.05% of Full Scale
- e. 個有振動数 21 Hz

2.2.2 計算増幅器 (アンプリファイア・コンピュータ)

本計算増幅器は姿勢角検出器，角速度検出器あるいは機体の運動をシミュレートしたフライト・シミュレータからの信号を受け，計算増幅し，エレベータ駆動用サーボモータを駆動させるものである。本計算増幅器は IC，トランジスタ回路で構成されたモジュール

構成で，計算増幅器ケースはアルミニウム合金材を主に造られている。ケース後面には接続コネクタ，前面にはサーキットブレーカおよびテストコネクタが配置され，後部にパワーサプライが取り付けられ，必要な電源を供給する。計算増幅器の写真を，図 2.2.2 に示す。



図 2.2.2 アンプリファイヤ・コンピュータ

本器を構成する主なモジュールはアイソレーションモジュール，コンピューティングモジュール，サーボドライブモジュール，パワーサプライモジュールからなる。以下これらのモジュールについて説明する。

(1) アイソレーションモジュール

各検出器からの信号を分離するための変圧器，利得

調整用のポテンショメータおよびバッファアンプよりなる。このバッファアンプは負荷変動の影響をなくすものである。

(2) コンピューティングモジュール

各信号を交流より直流に変換する復調器，信号を加算増幅する加算増幅器よりなる。(復調器および加算増幅器の直線性，ドリフトはそれぞれ 1% および 0.2~0.3%) である。なお，出力端にはテストポイントを設け，外部よりモニタが可能であるようにした。

(3) サーボドライブモジュール

(2) 項のコンピューティングモジュールより信号を受け利得 400 倍の増幅器で増幅し，舵面サーボモータを駆動する信号を作る。

(4) パワーサプライモジュール

計算増幅器，舵面サーボ，姿勢角検出器および角速度検出を駆動するのに必要な電源を作るもので，下記の電圧，電流を発生する。

| | | |
|-------|---------------------------|-------|
| 26 V | 400 Hz | 2 A |
| 18 V | 400 Hz | 0.3 A |
| 20 V | (Peak to peak) 400 Hz 矩形波 | 0.8 A |
| 46 V | DC Unfiltered | 2.7 A |
| +15 V | DC Filtered | 1 A |
| -15 V | DC Filtered | 1 A |

計算増幅器の要目は次のとおりである。

- 外形寸法 200(縦)×125(横)×560(奥行)m/m
- 重量 6.3 kg
- 電源 115 V AC, 400 Hz, 1 φ

2.3 計測制御盤およびフライト・シミュレータ中継箱

計測制御盤は自動着陸用多重サーボ機構の総括制御，各部信号のモニタが容易に行なえるように設計したものである。またフライト・シミュレータ中継箱は機体運動をシミュレートするフライト・シミュレータと多重サーボ機構との信号受け渡しを容易にするためのものである。

2.3.1 計測制御盤

計測制御盤を図 2.3.1 に示す。本計測制御盤には，電源オンオフスイッチ，電圧調整用スライダック，モニタ用電流電圧計，時計，システム信号モニタ端子，モニタ用測定メータ，ピッチトリム計，バッファアンプが取り付けられている。本計測制御盤の機能を列記すると，

- 3 系統の電源を系統ごとに独立に制御できる。
- 3 系統のサーボモータ電磁クラッチを手動で

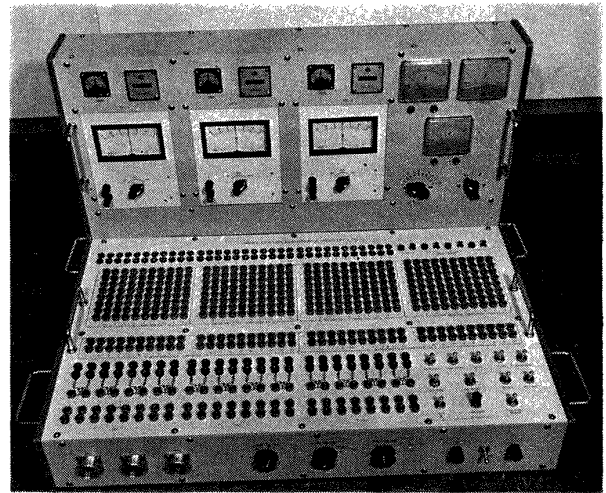


図 2.3.1 計測制御盤

系統ごとに独立に制御できる。

- 3 系統のサーボモータ電磁クラッチを直流または直流 28 V で外部制御回路から，操作ができる。
- 計算増幅器からの信号を本パネル上で容易にモニタできる。
- 各モニタ信号記録用のバッファアンプを内蔵してある。

要目は下記に示すとおりである。

- 外形寸法 468(縦)×720(横)×524(奥行)m/m
- 重量 25 kg
- 電源 115 V 400 Hz 1 φ
100 V 50 Hz
28 V DC Filtered
+15 V DC Filtered
-15 V DC Filtered

2.3.2 フライト・シミュレータ中継箱

本フライト・シミュレータ中継箱はフライト・シミュレータと多重サーボ機構の電気信号を結合する中継箱で，50 個の信号端子が設けられている。このほかにこのパネル面にはテスト・リグの各舵角信号，フラップ角信号，降着装置 (Landing Gear) 信号およびサーボ出力軸のトルク出力信号の各端子があり，これら信号の中継，計測が容易に行なえるようになっている。図 2.3.2 にフライトシミュレータ中継箱を示す。要目は下記のとおりである。

- 外形寸法 226(縦)×232(横)×85(高さ) m/m
- 重量 2 kg

2.4 舵面駆動用サーボモータおよびサーボマウント

本サーボモータおよびサーボマウントは PB-605 型オートパイロット用のものである。サーボモータはサ

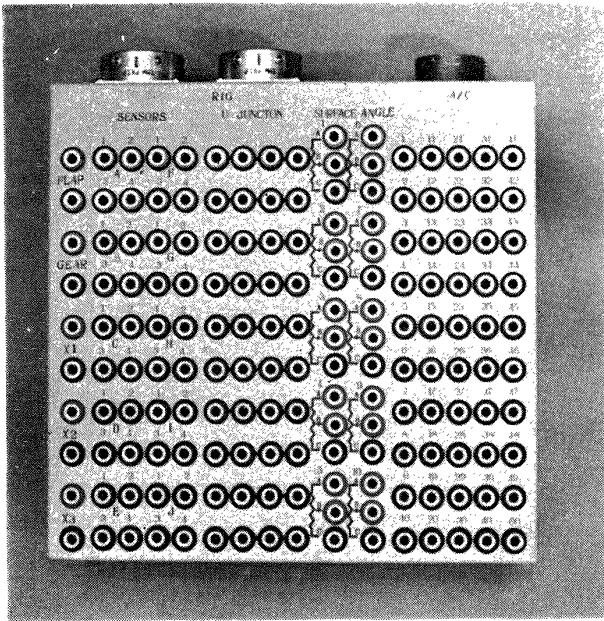


図 2.3.2 フライト・シミュレータ中継箱

ーボマウントに取り付け、エレベータ系統からの信号に応答して機体姿勢を制御するためのトルクを舵面に加えるものである。これらを図 2.4.1 に示す。

2.4.1 舵面駆動用サーボモータ

本サーボモータは軽量化を目的としたマグネシウム合金鑄物アクチュエータハウジング内に、(a) 2相モータジェネレータ、(b) ギヤトレン（減速比 1:287.5）、

(c) バックラッシュギヤ（減速比 1:2.5）、(d) フォローアップオートシン、(e) 電磁クラッチ（28 V DC で作動）、および (f) ストールトルク調整用の抵抗、キャパシタよりなる。性能および要目は下記のとおりである。

性能

モータ

- a. ストールトルク 204±10 lb-in
- b. 無負荷回転数 12 rpm（出力軸端にて）
- c. 消費電力（ストール時）
 - 固定相 115 V, 400 Hz, 0.25~0.33 A
 - 制御相 43.5 V, 400 Hz, 0.87~1.23 A
- クラッチ 28 V, DC, 0.3 A 以上
- トルク伝達 254 lb-in 最小

オートシン・シンクロ（フォローアップ）

- 励磁 26 V, 400 Hz.
- 出力信号 0.08 V/deg（出力軸）

レートジェネレータ

- 励磁 115 V, 400 Hz,
- 出力信号 27 mV/deg/sec（出力軸）

要目

- a. 外形寸法 250(縦)×140(横)×138(高さ)m/m
- b. 重量 3.5 kg 以下

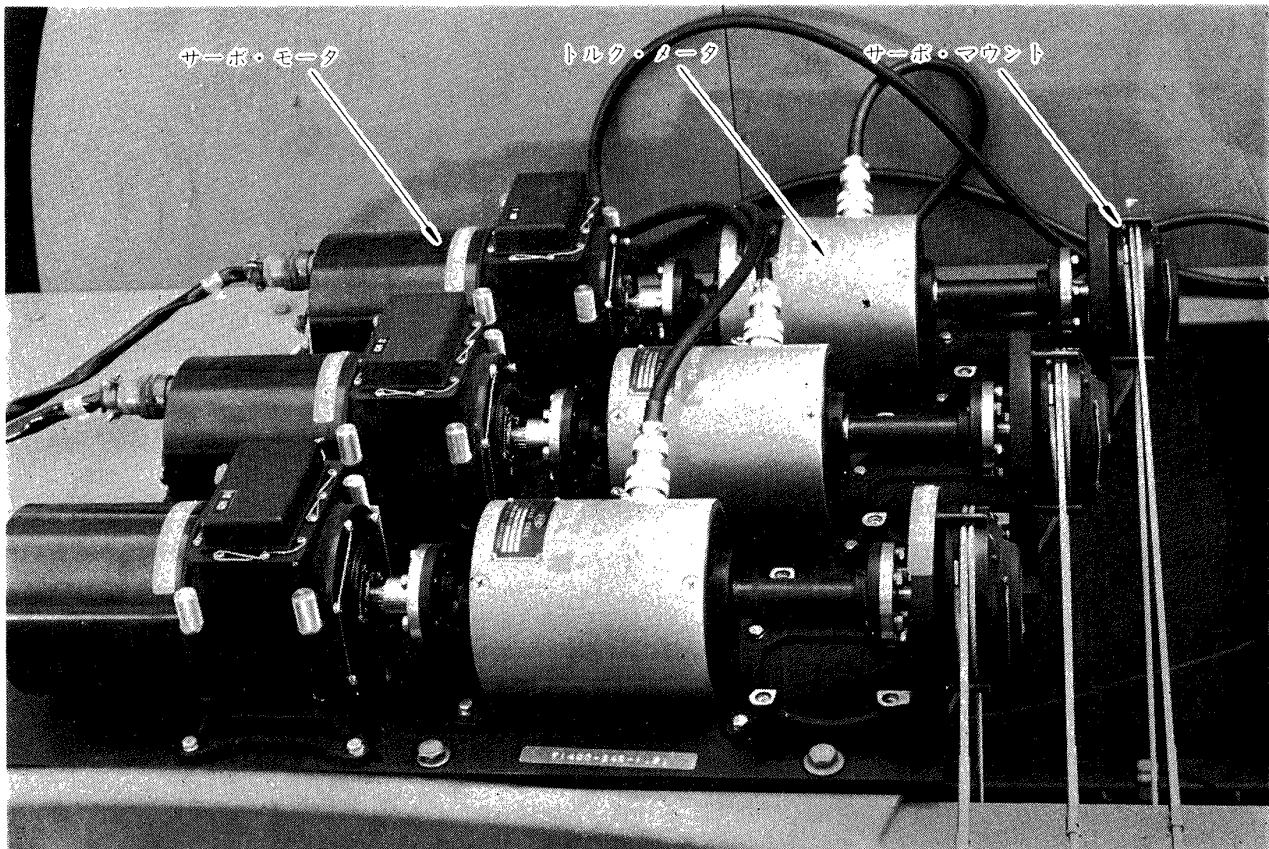


図 2.4.1 サーボ・モータ、トルクメータおよびサーボマウント

- c. 電 源 115 V, AC, 400 Hz, 1 ϕ
 26 V, AC, 400 Hz, 1 ϕ
 28 V, DC

d. 型 番 16782-1C

2.4.2 サーボマウント

サーボマウントは舵面駆動用サーボモータの取付台で、モータの回転を航空機の制御ケーブルに伝える機能、および過負荷を保護するスリップ・クラッチを有している。

構成は (a) サーボモータ出力端と機械的に連結するインターナル・スプライン・シャフト、(b) 過度の負荷 (250~300 lb-in) を避けるためのカーボン・ディスク・スリップ・クラッチ、(c) 機体舵面にトルクを伝えるケーブル支持用サーボプーリ、および (d) 舵面サーボモータの取付台であるアルミ鋳物製のハウジングよりなる。要目は下記のとおりである。

- a. 外形寸法 159(縦) \times 120(横) \times 119(高さ)m/m
 b. 重 量 1.2 kg 以下

2.5 トルク検出器

本トルク検出器はひずみゲージ応用トルクトランスジューサであり、舵面駆動用サーボモータの出力端トルクを測定するものである。本トルク検出器を図 2.5.1 に示すようにカップリング構造に改造し、サー

ボモータとサーボマウントの中間に設置できる構造とした。性能は下記のとおりである。

- (a) 容 量 5 kg-m (感度 0.0025 kg-m/ μ)
 (b) 最高回転数 6,000 r.p.m.
 (c) 測定精度 定格出力の $\pm 0.2\%$
 (d) 出 力 定格時、入力 1 V に対し、出力端開放で 1 mV
 (e) 入出力抵抗 $120 \pm 1 \Omega$

3. 多重サーボ機構の各系統試験

本多重サーボ機構を自動着陸研究用テスト・リグ²⁾に搭載し、自動着陸の研究に関する安全性、信頼性の試験を行なう。しかし多重サーボ機構に関する試験を行なう前に、多重系を構成する単一系列の特性を把握する必要があるため、本章では単一サーボ機構の諸特性の試験につき述べ、次章で多重系の試験について述べることにする。

3.1 単一サーボ機構

単一サーボ機構のブロック線図 3.1.1 に示す。計算増幅器の出力はサーボモータに送られる。サーボモータ内の出力端にはクラッチが内蔵され、クラッチの出力がサーボモータ出力軸となっている。またモータ内には、フィードバック用フォローアップとレート信号

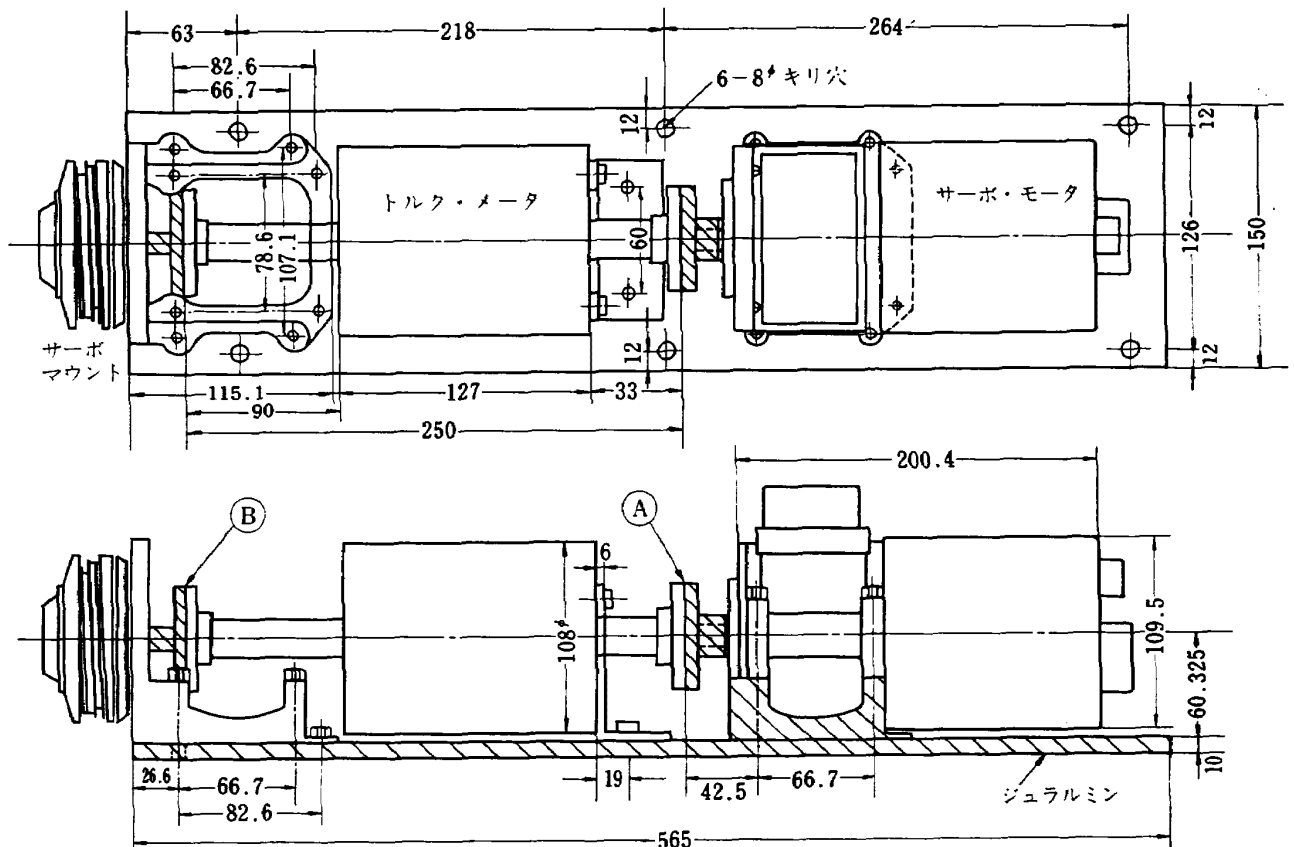


図 2.5.1 サーボ・モータ、トルクメータおよびサーボマウントの組立図

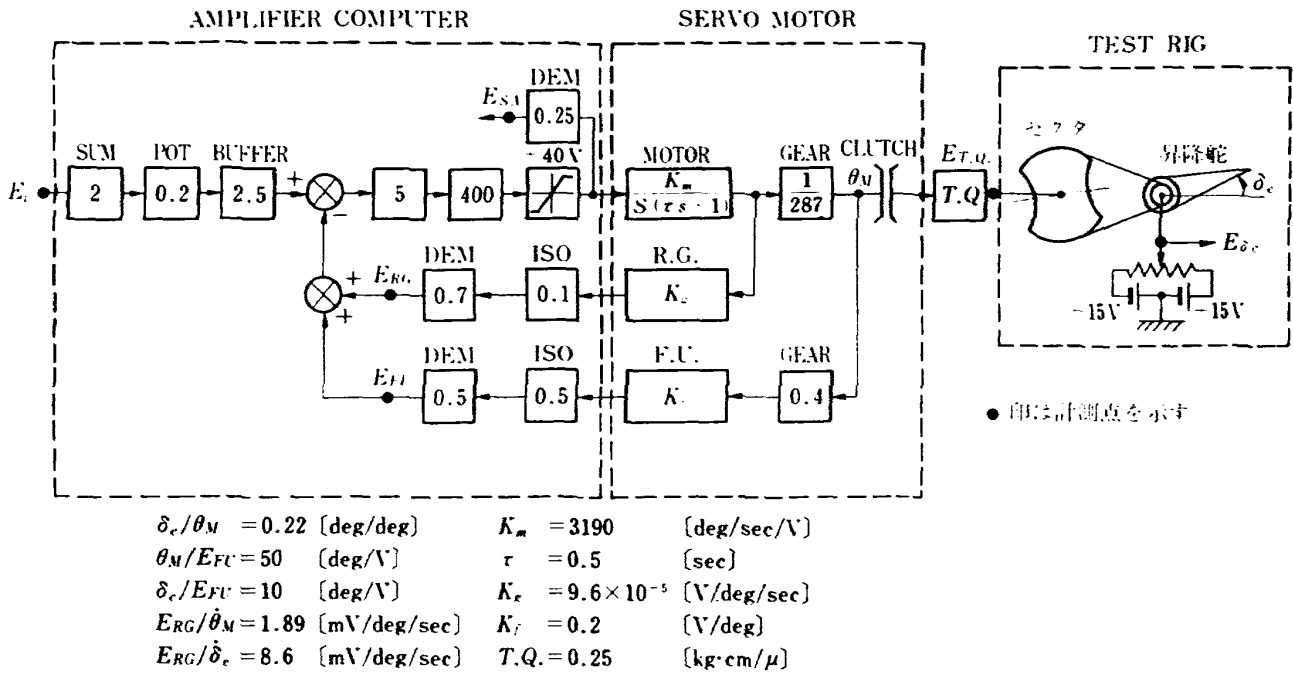


図 3.1.1 単一系サーボ機構ブロック線図

発生器がある。サーボモータ出力軸には、モータのトルク測定用歪ゲージ型トルクメータが直結され、このトルクメータの出力軸がサーボマウントに結合されている。サーボマウントの出力はテスト・リグのセクタ²⁾に結合されている。これらサーボモータ、トルクメータ、サーボマウントの接続の様子は、すでに図 2.4.1, 図 2.5.1 に示してある。

図 3.1.1 に示したように、計算増幅器内に ± 40 V の保護用リミッタが入っていて、これによる制限電圧がサーボモータ制御巻線に最大値として加わるので、このときの回転数が最大回転数となる。この最大回転数（出力軸端）は 12 r.p.m. である。

本サーボ系の前向きゲインは 2000 倍で、かなり大きいので、サーボモータは比較的小さい入力でも、最大回転数で回ることになる。このサーボモータ出力軸の最大回転数 12 r.p.m. を角速度に換算してみると 1.26 rad/sec, 角度率では 72.2 deg/sec となる。舵角速度に直すには、さらにテスト・リグのエレベータリンク比²⁾ 0.22 を乗じ、結局最大舵角速度としては 15.9 deg/sec を得る。

この値がエレベータ舵角の最大速度で、いくら入力が大きくとも舵角は 15.9 deg/sec 以上の速さでは動かない。

参考のためリミッタがない場合の伝達関数を求めてみる。図 3.1.1 より伝達関数 $G(s)$ は

$$G(s) = \frac{\delta_c}{E_i} = \frac{9781}{s^2 + 82s + 890} \quad (3.1)$$

$$\begin{cases} \omega_n \approx 29.8 \text{ rad/sec} \\ f_n = 4.75 \text{ Hz} \\ \zeta = 1.37 \end{cases} \quad (3.2)$$

となる。

3.2 単一サーボ機構の基本特性

単一サーボ機構の基本的特性試験としては、静特性試験および動特性試験がある。本節ではこれらの特性試験ならびにその結果について述べる。

3.2.1 静特性試験

静特性試験は図 2.3.1 の計測制御盤を通して、各チャンネルごとに直流入力電圧 ± 0.2 V おきに加え、舵角 E_{δ_c} 、フォローアップ電圧 E_{FU} 、サーボ増幅器出力電圧 E_{SA} 、レートジェネレータ電圧 E_{RG} およびトルク E_{TQ} などの各出力電圧（図 3.1.1 に計測点を明記）を測定する。

舵角 E_{δ_c} は舵面の回転軸に取り付けたポテンシオメータ (CP-6, 2連, 20 k Ω) に ± 15 V 直流電圧を加えた場合の出力電圧である。このとき、出力電圧 E_{δ_c} 1 V が舵角 δ_c 3.8° に相当する。フォローアップ電圧 E_{FU} はモータ出力 θ_M を 1/2.5 倍し、これを 1 度当り 0.2 V の交流出力を出すオートシン・シンクロ (Autosyn synchro) に結び、この出力電圧をさらにアインレートゲイン 0.5 倍、復調器ゲイン 0.5 倍したものとなる。したがって、モータ回転角 θ_M 1 度当り 0.02 V DC の E_{FU} 出力電圧が得られることになる。これは舵角に直すと舵角 1 度当り 0.91 V DC 出力電圧となる。レートジェネレータ電圧 E_{RG} は、舵角速

度 δ_e 1 deg/sec 当り 8.6 mV の出力電圧を発生する。

サーボ増幅器出力電圧 E_{SA} はサーボモータの制御巻線の電圧と同じである。制御巻線に加わる電圧すなわち制御電圧は 400 Hz の交流であるが、これをモニタ計測に都合よくするため復調器 (ゲイン 1.0) および 0.25 倍のゲイン調節器を通し、 ± 40 V AC で飽和する値を ± 10 V DC に変換し、測定する。以上述べた係数の関係をまとめて表 3.2.1 に示す。

表 3.2.1 入出力変換係数

| 出力/入力 | 変換係数 |
|-------------------------|------------------|
| E_{FV}/E_i | 1.0 [V/V] |
| δ_e/E_i | 10.0 [deg/V] |
| δ_e/E_{FV} | 10.0 [deg/V] |
| δ_e/E_{δ_e} | 3.79 [deg/V] |
| $\dot{\delta}_e/E_{RG}$ | 0.116 [deg/s/mV] |
| δ_e/θ_M | 0.22 [deg/deg] |
| θ_M/E_{FV} | 50.0 [deg/V] |
| θ_M/E_{RG} | 0.53 [deg/s/mV] |

試験は舵面負荷が着陸時速度 85 ノット巡航時速度 120 ノットの 2 ケースについて行なう。

速度 85 ノットの場合、各系統入力電圧 E_i に対する各部出力の値をプロットした結果を図 3.2.1 に、120 ノットの場合を図 3.2.2 に示す。

以上の結果より、フォローアップ信号は各系統とも非常によく一致し、図 3.1.1 のブロック図より得た、 $E_{FV}/E_i=1$ の値と一致したが、舵角については、いくぶん小さくなっている。舵角の測定はサーボモータ以後のリンケージを何段かのリンク機構を介し、ポテンシオメータを回転させ、さらにこの点で機械的動きを電気信号に変換し、これを記録する方法をとっている。したがってリンケージなどの不感帯の影響で舵角が小さめに測定されたものと考えられる。

トルクについては、各系統間に多少のバラッキが生じている。この原因を確認するため、図 3.2.3 (a), (b) に示すような実験を行なった。まず図 (a) から、トルクメータをサーボモータに取り付けた際の軸合わせの度合がわかる。すなわちターンバックルをはずし、完全に無負荷の状態にしたので、もしトルクがでるようなら軸合わせが不完全である。軸合わせの不完全さは同図 (a) より明らかのように各系統ほぼ 0.05 kg-m ほど生じているから、図 3.2.1 の最大トルクに比べると約 10% 弱の大きさに相当する。また図 3.2.3 (b) は 3 つのモータが 1 つのセクタに結合されているので、ワイヤの長短および取り付け位置による影響を測るために行なったものである。図 3.2.3 (a) の場合は

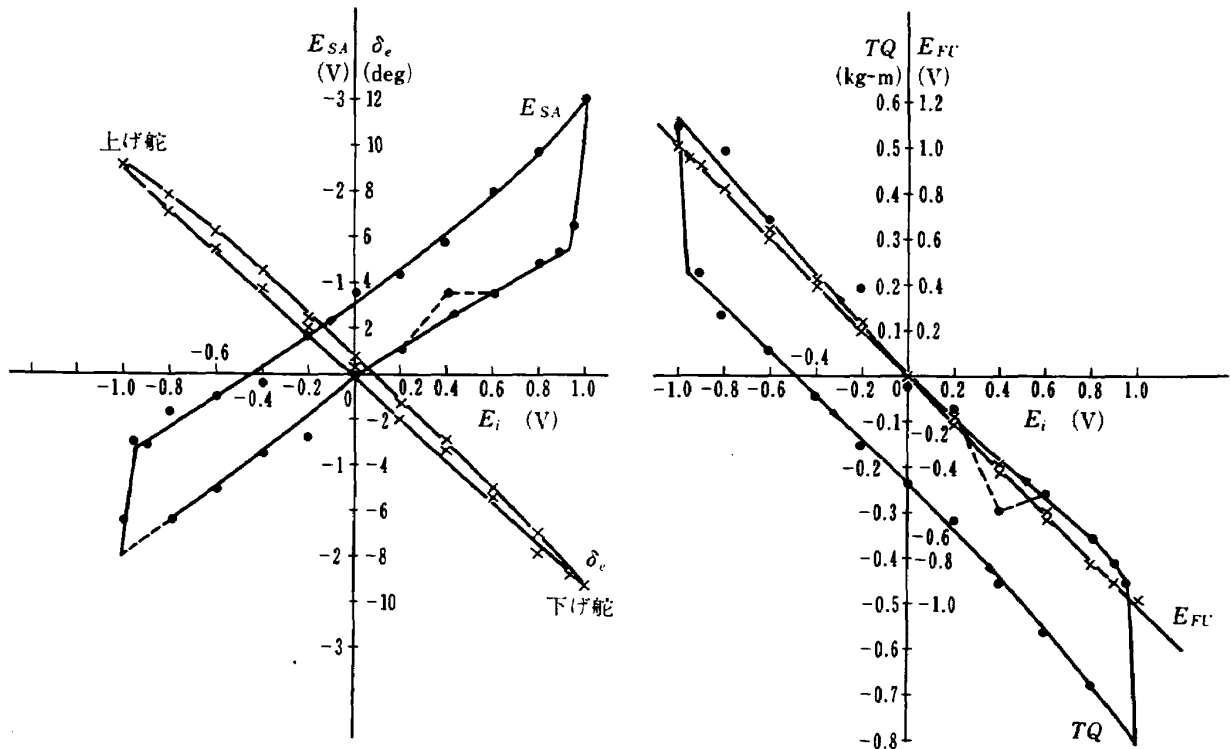


図 3.2.1(a) CH 1 静特性 (85 KT 負荷)

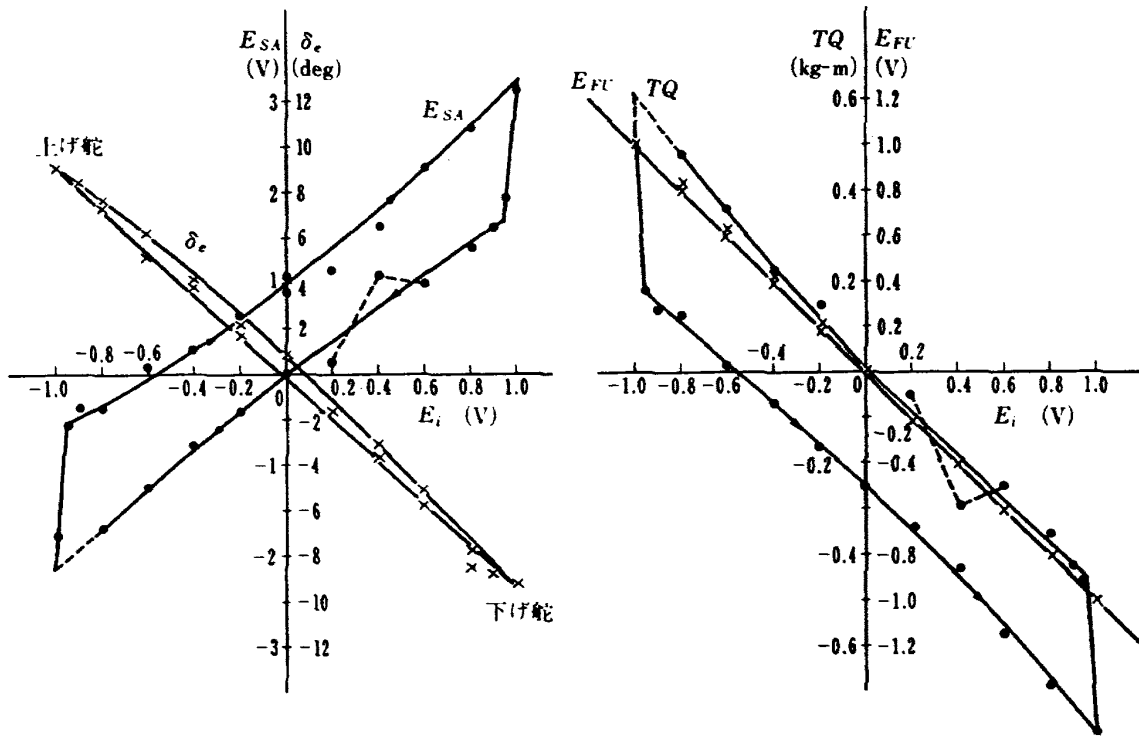


図 3.2.1(b) CH 2 静特性 (85 KT 負荷)

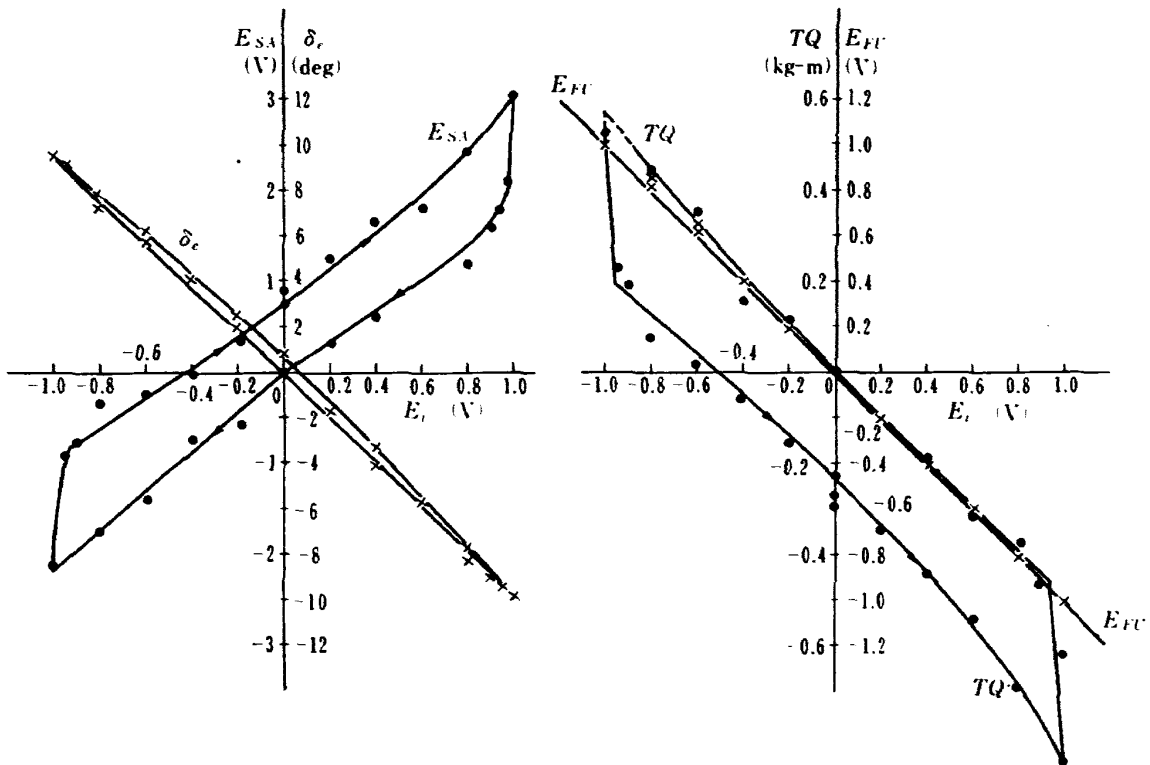


図 3.2.1(c) CH 3 静特性 (85 KT 負荷)

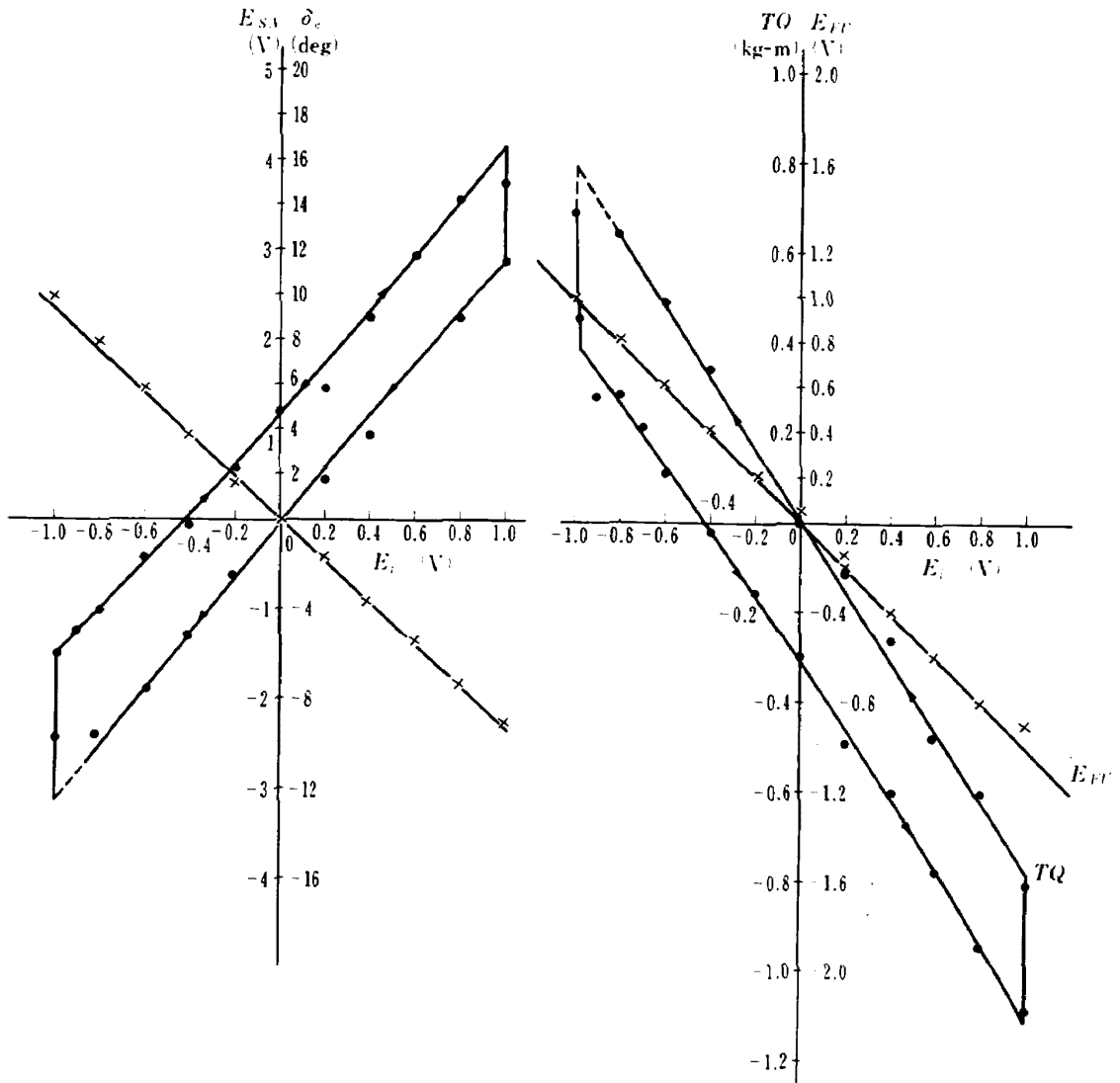


図 3.2.2(a) CH 1 静特性 (120 KT 負荷)

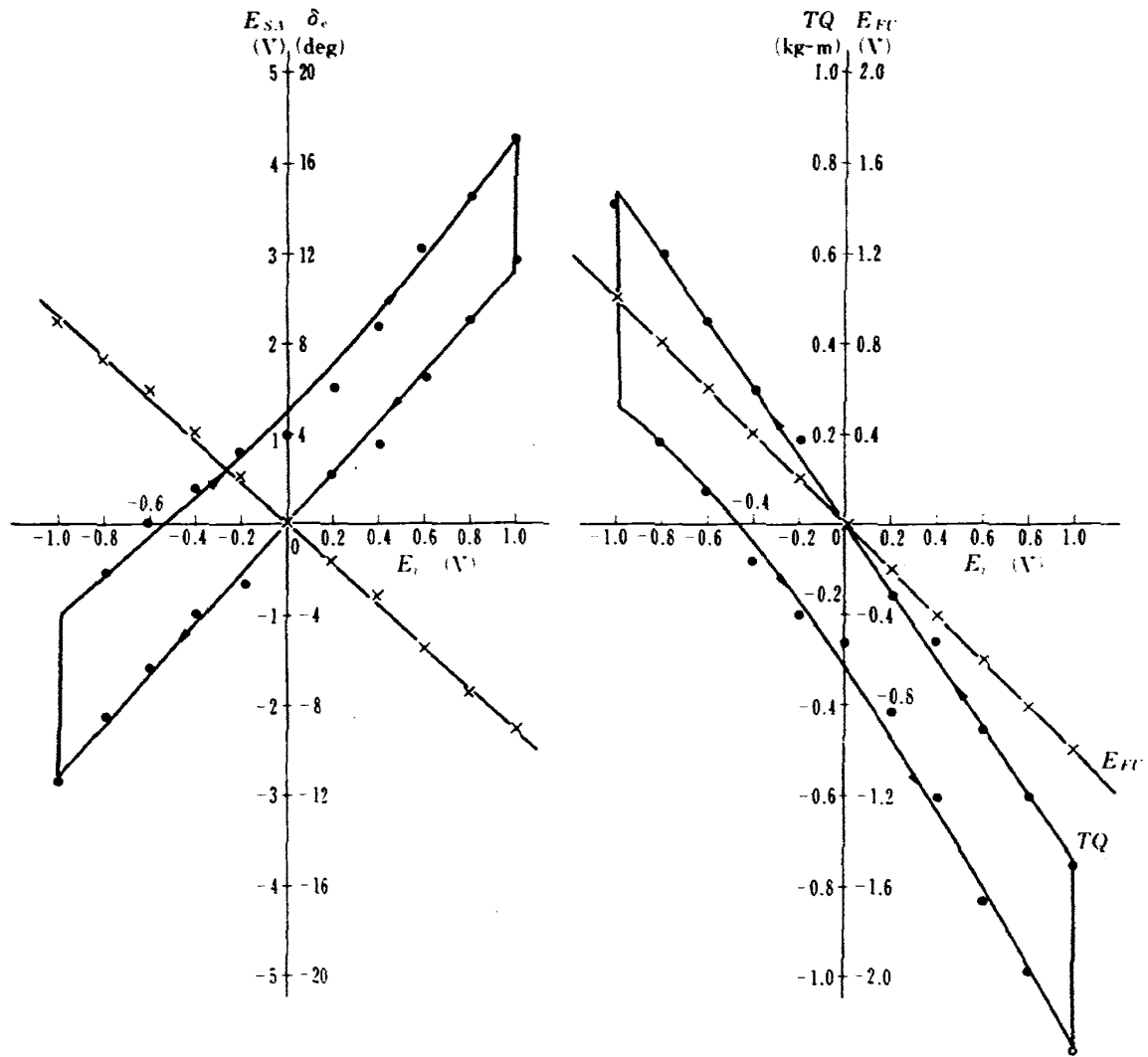


図 3.2.2(b) CH 2 静特性 (120 KT 負荷)

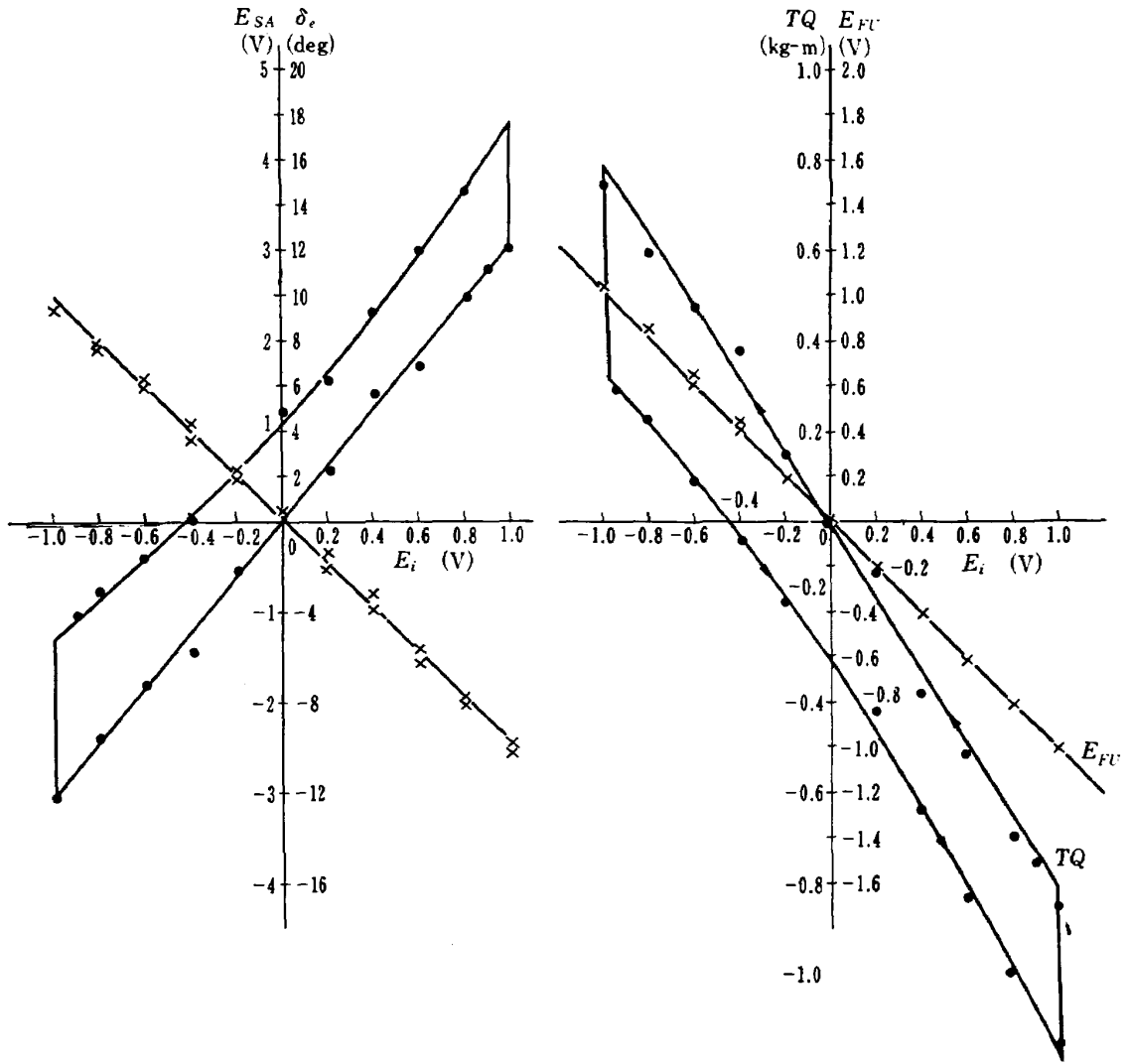


図 3.2.2(c) CH 3 静特性 (120 KT 負荷)

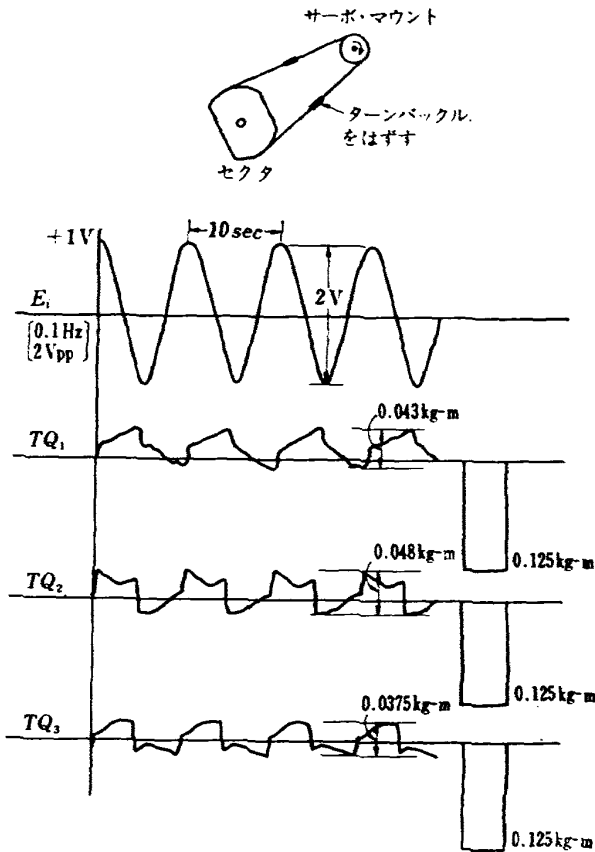


図 3.2.3 (a) 完全無負荷サーボモータ出力トルク

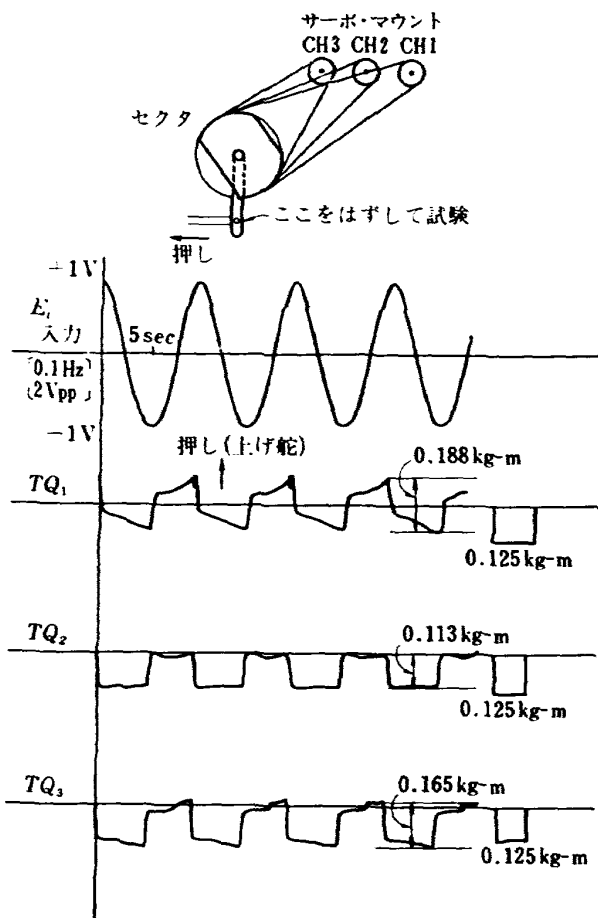


図 3.2.3 (b) セクタのみのサーボモータ出力トルク

完全な無負荷であったが、今回はセクタ以後を図のようにはずし、セクタを回転させる分だけの負荷がかかっている。測定結果は各系統に 0.1~0.2 kg-m の大きさの影響があり、系統間で最大 0.075 kg-m のトルク差がある。これらの値は、ワイヤを取り付ける際に行なう張力の調整（ターンバックルで行なう）で変わるので、ワイヤの長さ取り付け位置の影響を観測することは困難である。ワイヤ張力の調整は、張力計を用いるべきであるが、本サーボ系では張力計が使用できるほど十分な長さがないので、使用できず適当に調整した。

以上の結果、系統間トルク差は 0.1 kg-m ほど生じていることが明らかとなった。

3.2.2 動特性試験

動特性試験としては、(1) 周波数特性試験と (2) ステップ応答試験について行なう。

(1) 周波数特性試験

測定法としては 3.2.1 で述べた方法と同じように、入力電圧として極超低周波発振器より得た 0.1 Hz~4 Hz の正弦波信号を加え、舵角、トルクサーボ回転角（フォローアップ信号）、サーボ増幅器出力などの出力電圧を測定する。

測定結果の 1 例を図 3.2.4 に示す。同図 (a), (b), (c) では各々、入力周波数が 0.1, 0.6, 1.0 Hz で、入力振幅が一定の場合 (± 0.5 Vp.p) の時の測定結果である。(a) を見ると、増幅器は飽和域に達しない範囲の応答になっている。したがって入出力、すなわち舵角あるいはサーボ回転角は入力信号の波形と同じである。一方 (c) は飽和域に達した例、すなわちサーボモータは一定速度の 12 r.p.m. で正負に回転している。したがって舵角あるいはサーボ回転角は三角波状になっている。(b) は (a) と (c) の中間となっている。

図 3.2.5, 図 3.2.6 は周波数特性である。同 (a) (b) 図はサーボ回転角に相当するフォローアップ信号の周波数特性である。

フォローアップ信号を選んだ理由は、サーボモータの回転角を得る唯一の安定した信頼のおける情報であるからである。ただし、舵角はサーボモータの回転角 θ_M がわかればリンク比を掛けて得られる (表 3.2.1 参照)。

一方、フォローアップ信号ではサーボモータを駆動するサーボ増幅器がいつ飽和域に入り、サーボモータは一定回転数におさえられたのか明確でない。そこでサーボ増幅器の出力 E_{SA} の周波数特性を示した図が、図 3.2.5, 図 3.2.6 の (c) である。同図より増幅器が

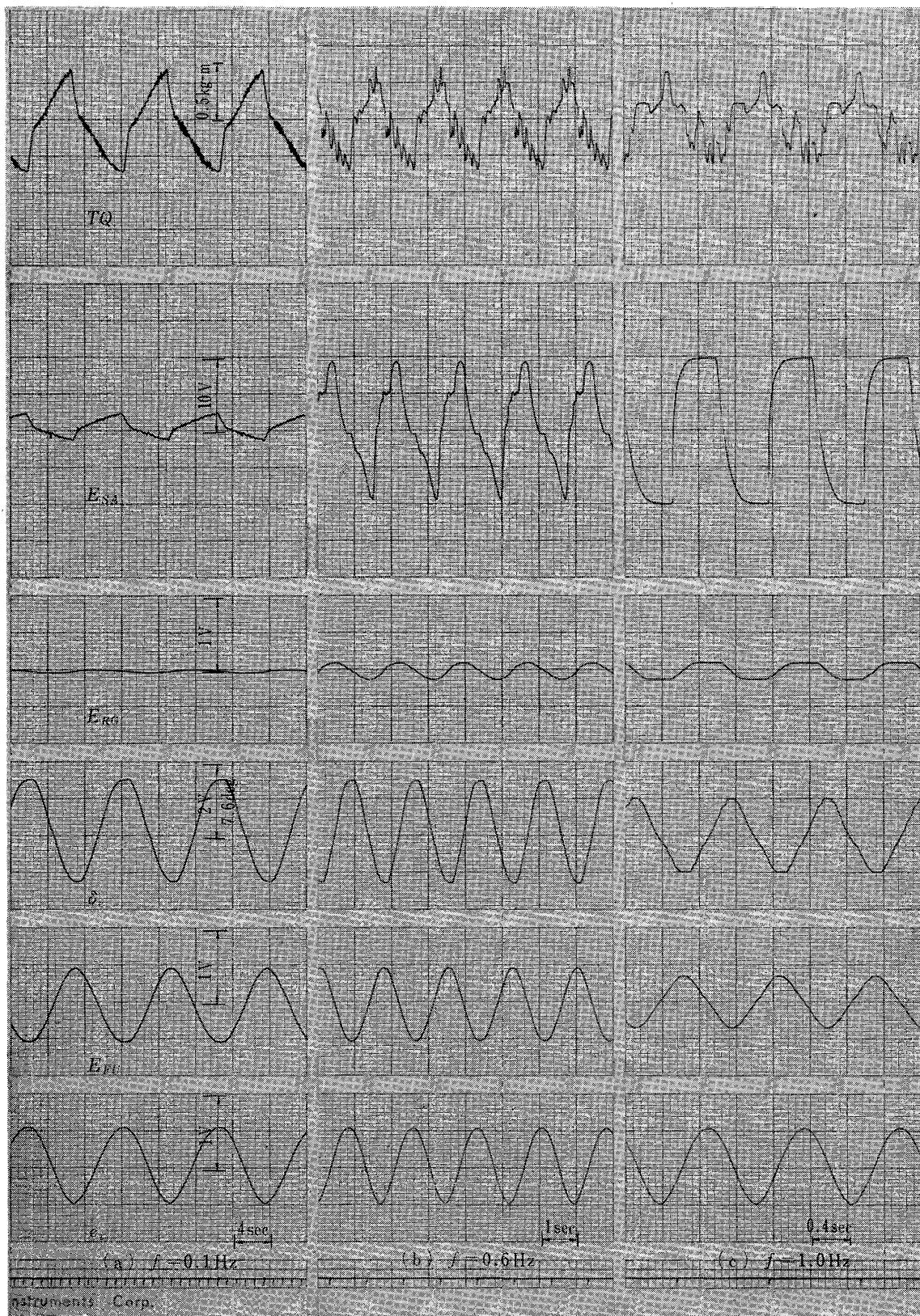


図 3.2.4 周波数特性試験記録例 (85 KT 負荷)

飽和域に入る様子が判る。すなわち $e_i=1.0\text{ V}$ ($\delta_e=10^\circ$) なら 0.3 Hz , $e_i=0.5\text{ V}$ ($\delta_e=5^\circ$) で 0.6 Hz , $e_i=0.25\text{ V}$ ($\delta_e=2.5^\circ$) で 1.2 Hz の周波数で飽和が始まり、出力ゲインが下がってくるのがわかる。同図

(d) はサーボモータ出力軸トルクの周波数特性である。このトルクに関し、大振幅では舵角周波数特性と同様な傾向を示すが、振幅が小さくなるとほとんどトルクは減少することなく、むしろわずかばかり増大する傾

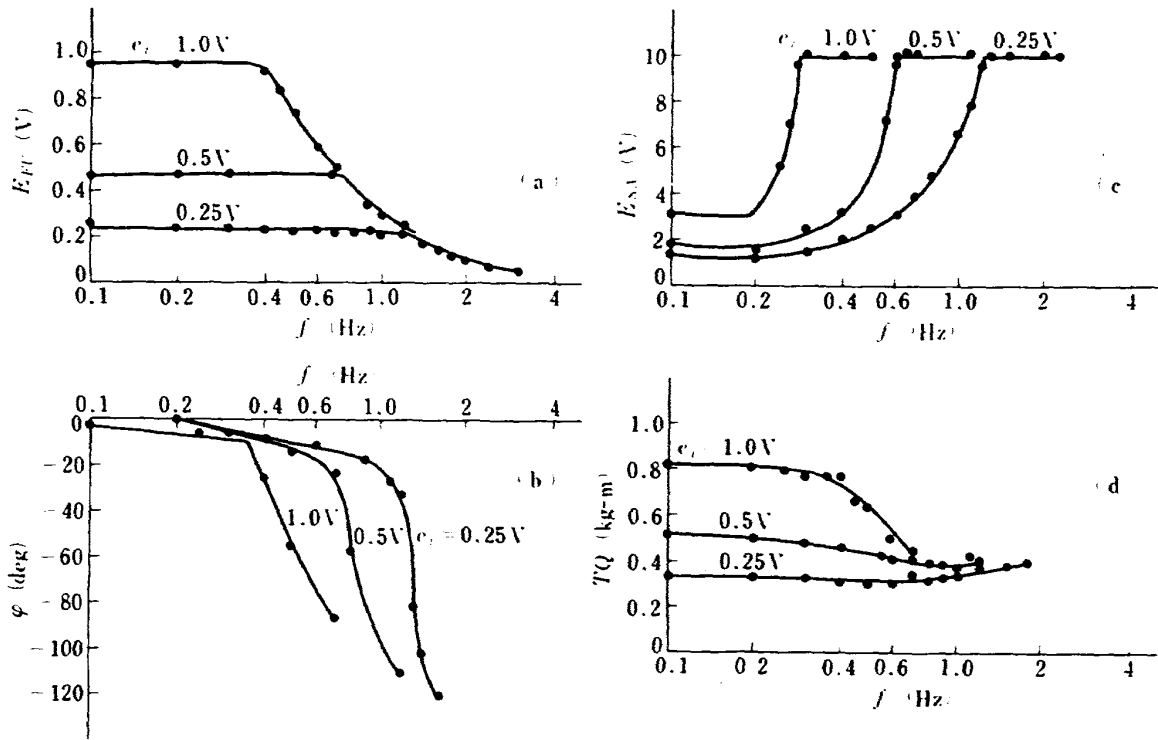


図 3.2.5 (1) CH 1 周波数特性 (85 KT 負荷)

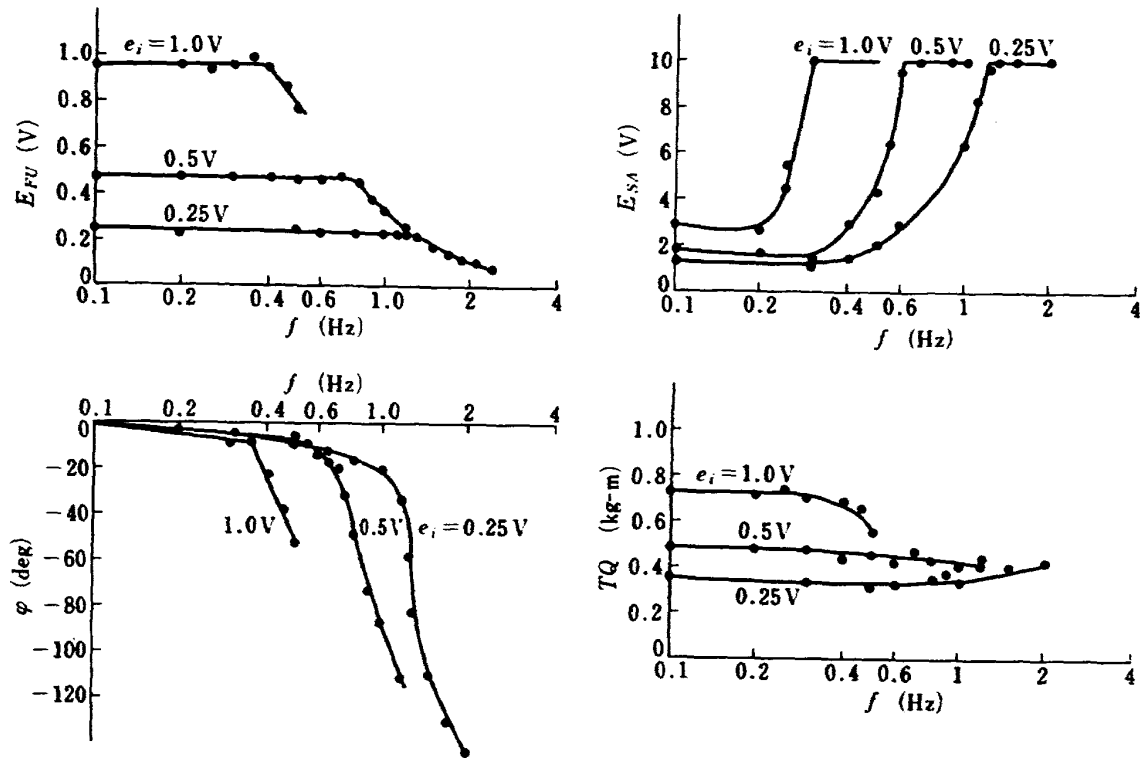


図 3.2.5 (2) CH 2 周波数特性 (85 KT 負荷)

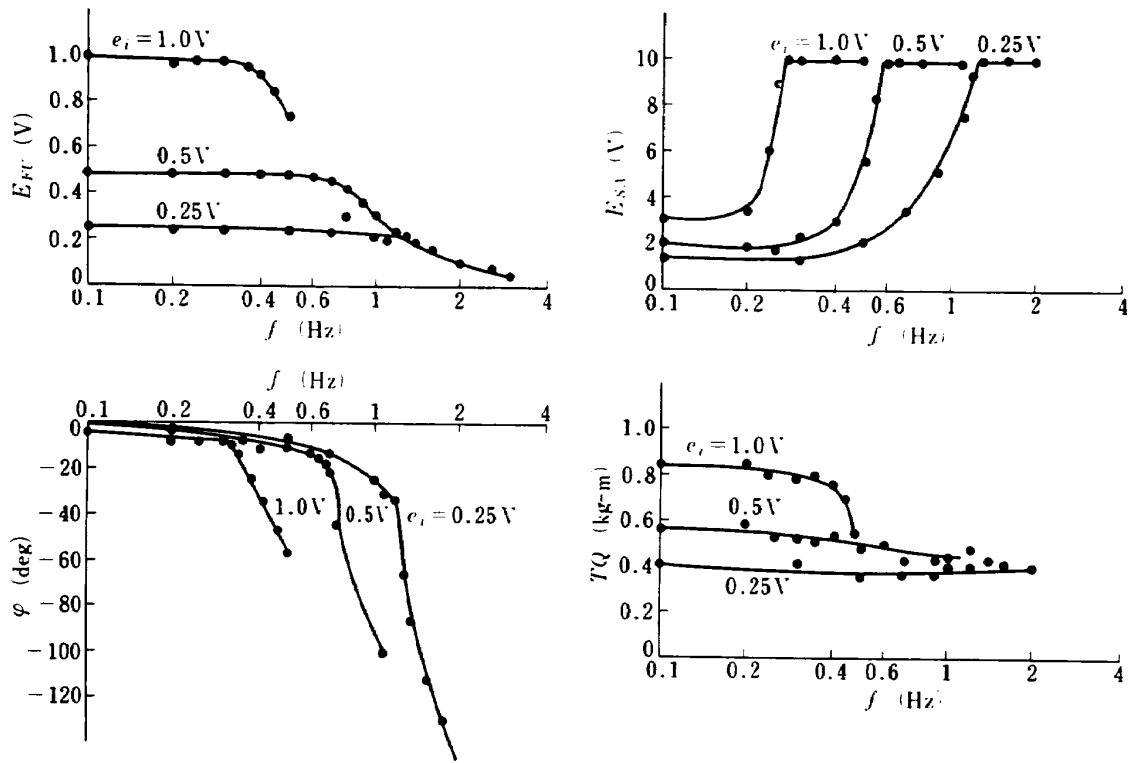


図 3.2.5(3) CH 3 周波数特性 (85 KT 負荷)

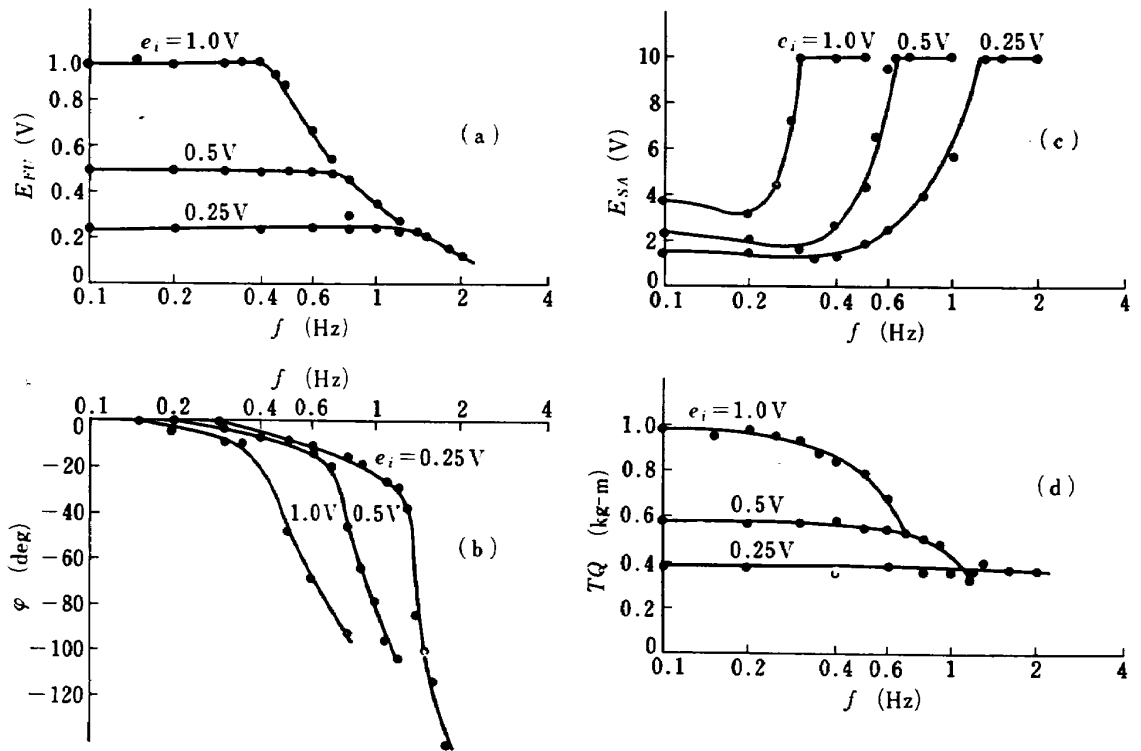


図 3.2.6 CH 2 周波数特性 (120 KT 負荷)

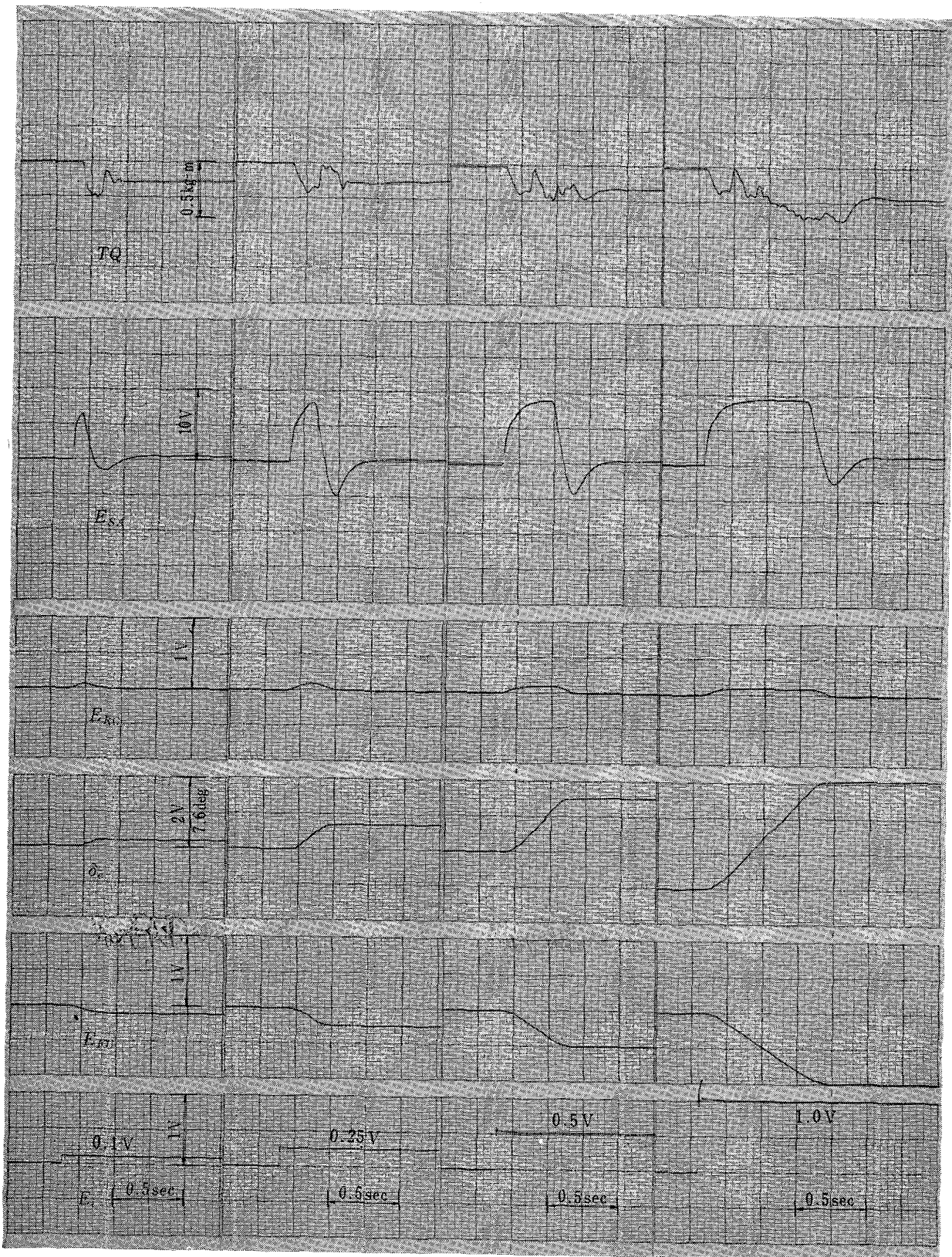


図 3.2.7 ステップ応答試験記録例 (85 KT 負荷)

向が見られる。

(2) ステップ応答試験

本項では、入力としてステップ状直流電圧を加えた時の舵角、サーボ回転角(フォローアップ信号)、サーボ増幅器およびトルクなどの出力を測定する。

図 3.2.7 は測定結果の 1 例である。同図で (a) は入力が小さい場合でサーボ増幅器が飽和しない例で、(d) は入力が大きくサーボ増幅器が飽和域に達している例である。(b) (c) はわずかに飽和域に入る例である。図 3.2.8 は入力値を変えた場合の舵角ステップ応

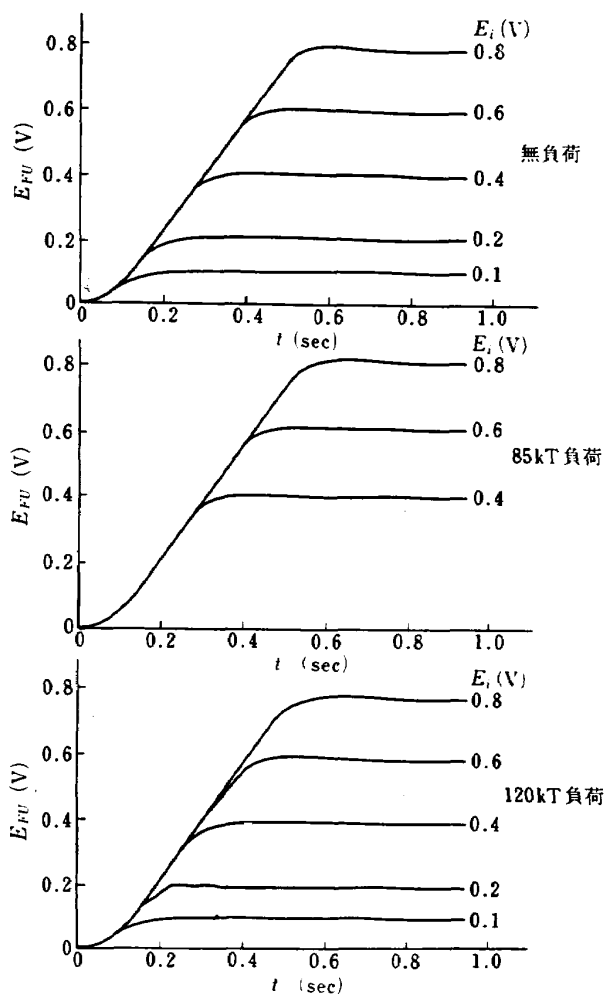


図 3.2.8 CH 2 ステップ応答

答実験結果をまとめたものである。同図で (a) は無負荷の応答, (b) は 85 KT 負荷時, (c) は 120 KT の応答で, (a) (b) (c) の間の差はなく, 負荷による影響は認められない。

図 3.2.9 はサーボ増幅器の出力 E_{SA} のピーク値を入力電圧 E_i に対してプロットし, 且つ図中に 85 KT 負荷時 E_{SA} の変化する様子も同時に示したものである。

この図から, 入力 0.3 V (舵角 3°) でほぼ飽和域に入ることがわかる。この値以下でも, 図中のサーボ増幅器出力応答波形をみれば明らかなように, E_{SA} が 10 V に近いほど飽和の影響が現われている様子がわかる。このことは舵角速度が一定値に近づいていることを示す。サーボ増幅器が線形と思われる範囲で作動する入力は 0.05 V 以下, 舵角にすると 0.5° 以下の小さい値である。したがってエレベータ操作の大部分は, サーボ増幅器が一時的に飽和し, 舵角は一定速度 (舵角速度 $15.9^\circ/\text{sec}$) で目標値に達する。

3.3 舵角追従特性

舵角の追従速度が大きければ, 良い制御ができることは明らかであるが, 航空機の強度上の制約から, 舵角速度の大きさにも制限がある。したがって舵角の追従しうる限界をあらかじめ検討することは必要であろう。ここでは与えられたサーボモータ出力軸回転数から得られる舵角速度と実験で得られた速度の比較およ

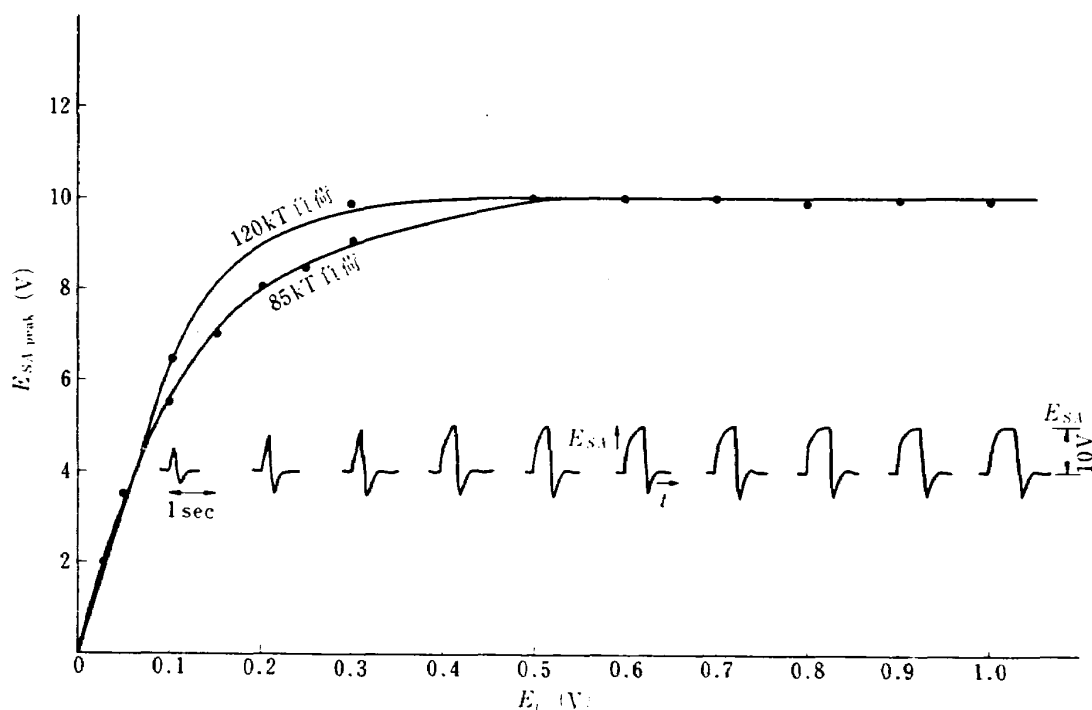


図 3.2.9 サーボアンプ出力電圧のステップ応答

び入力に正弦波を加えた場合、振幅による舵角の追従しうる範囲を検討する。

3.3.1 舵角速度

舵面が動き得る最大速度は、これを駆動するサーボモータ出力の最大回転数で決まる。本サーボ機構に使用しているサーボモータ最大回転数は 12 r.p.m である。またサーボモータ部と舵面とのリンク比は 0.22 である。

以上、与えられた回転数とリンク比より舵面が動き得る最大速度 $\dot{\delta}_{eM}$ は

$$\dot{\delta}_{eM} = \frac{12}{60} \times 360 \times 0.22 = 15.9 \text{ [deg/sec]} \quad (3.3.1)$$

となる。

一方サーボモータを取り付けたテスト・リグの実験結果より、舵面速度を求めてみることにする。一般に制御系の入力にステップ状の電圧を加えると、出力はこれに応答しきれず、その系がもっている最大速度で制御対象を駆動する。本サーボ機構では、モータ回転数 12 r.p.m で舵面を動かす。すなわち計算によると 15.9 [deg/sec] の舵角速度となる。単一サーボ機構の入力にステップ状入力を加えた場合の実測例を図 3.2.7, 図 3.2.8 にすでに示した。このデータの勾配が最大舵角速度であるから、これを求めると 15.9 [deg/sec] となり、仕様から算出した速度 15.9 [deg/sec] とよく一致することがわかる。

3.3.2 舵角の周波数による追従範囲

舵面を正弦波状に上下させた時、追従しうる最大周波数は、サーボモータの最大回転数で制限される。これは舵面を早い周波数でふらしても、先の 3.3.1 項でのべたと同様な現象で舵角速度が 15.9 [deg/sec] でおさえられ、これ以上早く動かすことができない。ここでは舵角速度が 15.9 [deg/sec] でおさえられた場合、舵角の大きさにより動き得る最大周波数を求め、且つ、実験結果と比較する。

今、舵面の舵角 δ_e を、

$$\delta_e = \delta_{eM} \sin \omega t \quad (3.3.2)$$

で動かすものとする。この場合の舵角速度 $\dot{\delta}_e$ は

$$\dot{\delta}_e = \frac{d\delta_e}{dt} = \delta_{eM} \omega \sin \omega t \quad (3.3.3)$$

となる。したがって舵角速度の最大値 $\dot{\delta}_{eM}$ は

$$\dot{\delta}_{eM} = \delta_{eM} \omega \quad (3.3.4)$$

で与えられる。ここで $\dot{\delta}_{eM}$ は 15.9 [deg/sec] で与えられているから、結局、舵角振幅 δ_{eM} と周波数との間には

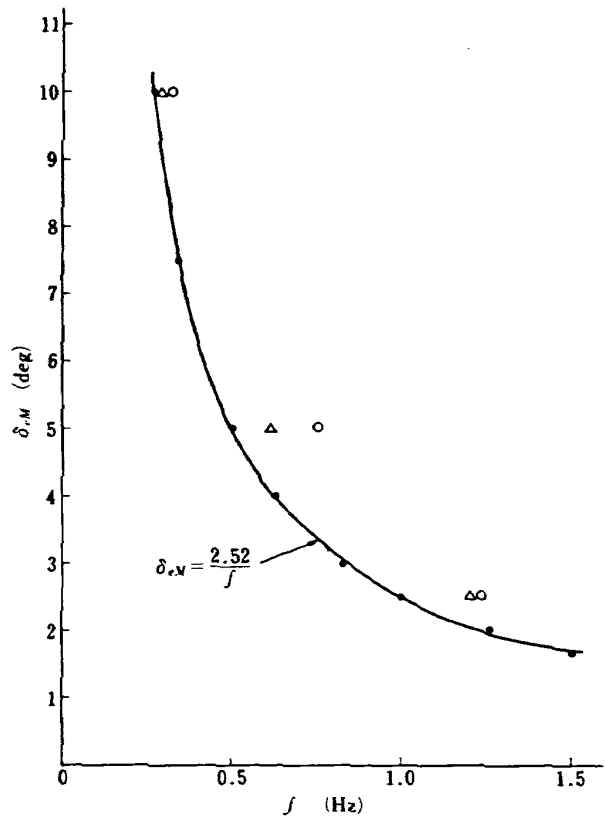


図 3.3.1 周波数による舵角追従範囲

$$\dot{\delta}_{eM} = \frac{\delta_{eM}}{\omega} = \frac{15.8}{2\pi f} = \frac{2.52}{f} \text{ [deg]} \quad (3.3.5)$$

なる関係がある。この (3.3.5) 式の関係を図にすると図 3.3.1 を得る。

一方、3.2.2 項で述べた周波数特性曲線 (図 3.2.5 (a)) で振幅が減少始める周波数およびサーボ増幅器が飽和し始める周波数を図 3.2.5 (c) から読みとると、表 3.3.1 のようになる。表 3.3.1 の平均値のみを図 3.3.1 に示す。図中、○印は周波数特性より得られた値、△印は増幅器の飽和点から得た値である。

図 3.3.1 に示したように、計算値と実験値は比較的一致しているとみてよいであろう。わずかな相違の理由は、実験値の場合舵角速度が飽和域に達したかどうかを記録計の読みからでは明確にとらえることができない。記録では、常に飽和域に達し、且つ、明らかに振幅の減少がみられる周波数を読みとることになるので高めの周波数をプロットしたものと考えられる。一方○印と△印では、△印の方が計算値に近い。これはフォローアップ信号 (E_{FV}) 周波数特性は、サーボモータの出力側で測定し、サーボ増幅器出力電圧はサーボモータの入力側で測定する関係で、増幅器出力電圧から得た舵角速度の限界値である△印の方が計算値に近いことは明らかである。

図 3.3.2 は (3.1) 式で得られる周波数に対する舵角

表 3.3.1 単一サーボ系の折点周波数

| | 舵角振幅 | CH 1 | CH 2 | CH 3 | 平均 |
|--------------------------------------|---------|---------|---------|---------|----------|
| 周波数特性曲線の 振幅減少周波数 (図 3.2.5 (a)) | 10 deg | 0.35 Hz | 0.3 Hz | 0.3 Hz | 0.317 Hz |
| | 5 deg | 0.7 Hz | 0.7 Hz | 0.8 Hz | 0.75 Hz |
| | 2.5 deg | 1.3 Hz | 1.3 Hz | 1.2 Hz | 1.23 Hz |
| サーボ増幅器が飽和する周波数 (図 3.2.5 (b)) | 10 deg | 0.28 Hz | 0.3 Hz | 0.28 Hz | 0.287 Hz |
| | 5 deg | 0.62 Hz | 0.62 Hz | 0.62 Hz | 0.613 Hz |
| | 2.5 deg | 1.2 Hz | 1.2 Hz | 1.2 Hz | 1.2 Hz |

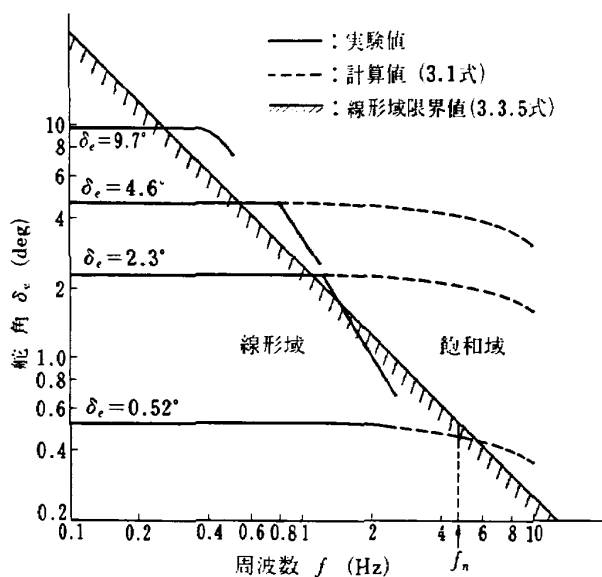


図 3.3.2 周波数応答の限界特性

の値,

$$\delta_e = |G|E_i = \frac{9781}{\sqrt{\{890 - (2\pi f)^2\}^2 + \{82(2\pi f)\}^2}} E_i \text{ [deg]} \tag{3.3.6}$$

および実験値 ($E_i = 0.052 \text{ V}, 0.23 \text{ V}, 0.46 \text{ V}, 0.97 \text{ V}$ の各場合) ならびに線形域と飽和域の限界を示す (3.3.5) 式の値を同時に示した図である。実験で得られた舵角追従可能範囲と、サーボモータの最大回転数 12 r.p.m. でおさえられる追従範囲とはほぼ一致していることがわかる。サーボ増幅器に非線形がなければ点線で示したようにさらに高域までのびるが、双発ビジネス機 (3,500 kg) クラスの短周期固有振動数は 0.4 Hz 前後、長周期ではさらに小さく 0.045 Hz 程度であることから、あまり周波数特性を良くする必要もない。

4. 多重サーボ機構に関する実験

3章において、各単一サーボ機構の基本特性を明らかにした。本章では単一サーボ機構3系統を並列に接続し、このうち1系統に故障を起こさせ、システム内に発生する異常具合を測定する。故障といっても、いろいろなモードが考えられるので、ここでは表 4.1 に示したような故障モードを仮定し実験を行なうことにする。

表 4.1 故障モード

| サーボモータ出力軸からみた故障モード | 故障の原因 |
|--|---|
| ドリフト故障 A. (出力軸が時間とともに一定方向にゆっくり回転してしまう。) | ○ センサ, コンピュータ, 電源部などの電気部品の定数が, 温度, 湿度, 気圧, 振動などの影響で変化する。 |
| 短絡故障 B. (出力軸が平衡位置で停止したまま動かない。) | ○ センサ, コンピュータ部の信号ライン短絡 ○ 電源 OFF |
| ハードオーバー故障 C. (出力軸が正負いずれかの方向に突然ある角度だけ回転して, そこで停止したまま動かなくなる。) | ○ コンピュータ部部品のはずれ, 一部分短絡, 部品の劣化 ○ センサ部の機械的故障 ○ モータ内部のギヤがかけ動かなくなる。 |
| その他の故障 D. (出力軸が回転振動する。) | ○ 信号ラインにノイズが入る。 ○ センサ部の取り付けがゆるみ, 機体の振動の影響を受ける。 |

4.1 実験の方法

単一サーボ機構のブロック線図は、すでに図 3.1.1 に示した。このシステムを図 4.1.1 のように並列 3 重系とし、冗長システムを構成する。このシステムにはセンサ、均等化回路、故障検出回路および故障系統切り離し装置などは付加していない。これは単純に 3 つのサブシステム（単一サーボ機構）を並列接続し、昇降舵を駆動する非切離方式の多重サーボ系である。

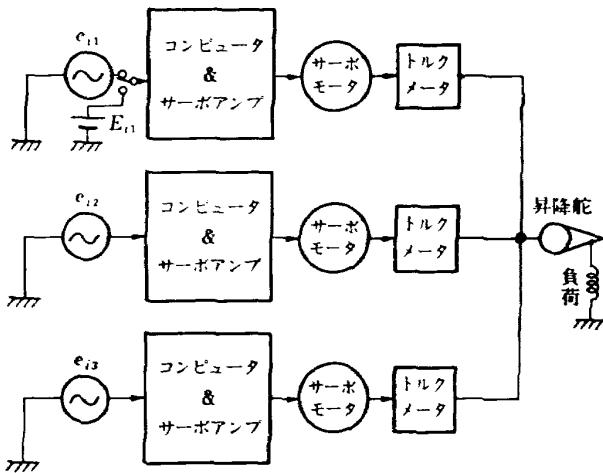


図 4.1.1 3重非切離方式実験回路

このように故障が生じて、故障系統を切り離さない方式を、本報告書では非切離方式ということにする。非切離方式を構成する各サブシステムをそれぞれ CH 1, CH 2, CH 3 と称する。実験は 3 サブシステムのうち、1 サブシステムを故障とみても、各サブシステムの入力電圧を変えて行なう。

次に実験の方法について述べる。

実験 1. 2 サブシステムの入力を常に零とし、1 サブシステム入力に直流電圧を加える。これは静的に、モータ・トルク、出力角、舵角などの動きを確認する試験である。本実験をドリフト故障 (I) とする。

実験 2. 2 サブシステムの入力を交流 (0.1 Hz) 0.2 V とし、1 サブシステム入力には、交流 (0.1 Hz) 電圧を 0 V からわずかずつ変えていく。これは表 4.1 の故障モード A に相当し、1 サブシステムのゲインが大または小になった場合、他のサブシステムに与える影響などが明らかになる。本実験の故障をドリフト故障 (II) とすることにする。

実験 3. 3 サブシステム入力に交流 (0.1 Hz) 0.2 V を加え、稼動中突然 1 サブシステム入力を零にする。これは表 4.1 の故障モード B に相当し、1 サブシステムが突然どこかに短絡事故を起こし、この系統のサーボモータ制御電圧を零にしてしまう故障を想定してい

る。故障サブシステムは舵角零度に個定されたことになり、残った 2 サブシステムがむりやりに故障したサブシステムを引っ張って目標舵角に合わせることになる。本実験を短絡故障ということにする。

実験 4. 3 サブシステムに交流 (0.1 Hz) 0.2 V を加え、稼動中突然 1 サブシステム入力に直流を加える。この直流 E の値を 0 V から +0.6 V まで変えて実験する。これは表 4.1 の故障モード C に相当し、サーボモータ制御巻線に過大電圧を受ける。単一系なら非常に大きな舵角操作を行ない、急上昇あるいは急降下を招く危険な状態となる。本非切離システムの場合には、この故障したサブシステムを正常な 2 サブシステムで押し、且つ故障したサブシステムに打ち勝って目標舵角に合わせるようになる。本実験の故障をハードオーバー故障ということにする。

4.2 実験結果および検討

測定項目および記号をそれぞれまとめて表 4.2 に示す。

表 4.2 測定項目

| 記号 | 測定項目 | 備考 |
|------------|--------------|---|
| TQ | サーボモータ出力軸トルク | サブシステム出力段のストレス配分がわかる。 |
| θ_M | サーボモータ出力軸回転角 | サーボモータの異常な動きを検知する。 |
| δ_e | 昇降舵角 | 最終制御量である δ_e を測り、故障の影響度を測定 |
| e_i | 入力交流電圧 | 正弦波状に舵を振り、これと異なる値、例えば振幅大にしたり、突然直流入力にしたりする。 |
| E_i | 入力直流電圧 | 静的な実験、あるいは実験 4. のような異常なバイアスを与え、ハードオーバー故障を与える。 |

4.2.1 実験 1 の結果

横軸に入力直流電圧 E_i 、縦軸にトルク TQ 、モータ出力軸回転角 θ_M 、舵角 δ_e をとった結果を図 4.2.1 に示す。

入力信号を与えたサブシステムと入力零の 2 サブシステムの間にはほぼ 2 対 1 の予想された力の配分がみられる。入力電圧が大きくなると、トルクが飽和（設定ストールトルク約 2.5 kg·m）する。トルクの配分が正確に 2 対 1 にならないのは、サーボモータと舵面を結ぶケーブル張力を完全に合わせられなかったことや、モータの配列、ケーブルの長さの相違、摩擦などの原

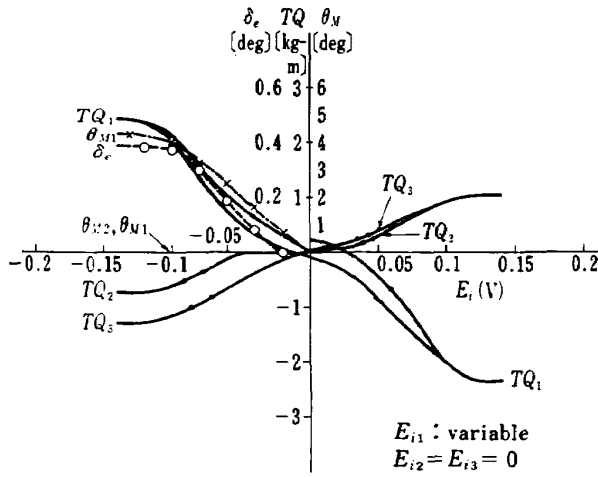


図 4.2.1 (a) CH 1 ドリフト故障 I 実験結果 (85 KT 負荷)

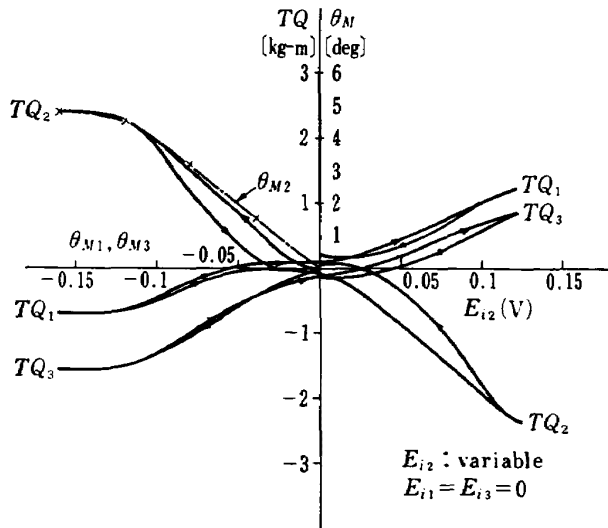


図 4.2.1 (b) CH 2 ドリフト故障 I 実験結果 (85 KT 負荷)

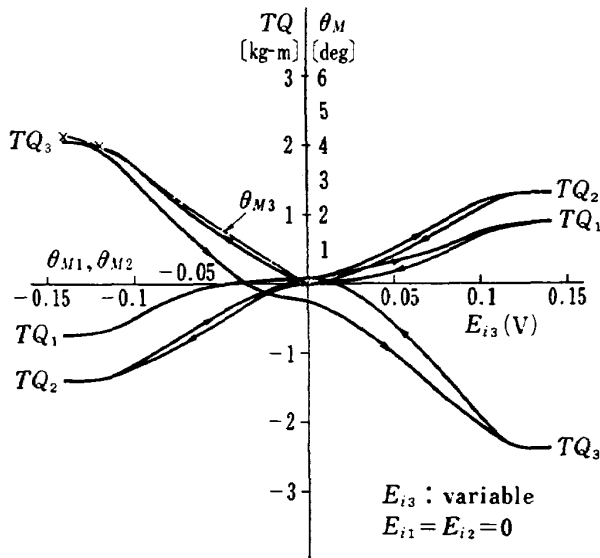


図 4.2.1 (c) CH 3 ドリフト故障 I 実験結果 (85 KT 負荷)

因によるものと考えられる。

2 サブシステムのサーボモータが回転していないのに、入力電圧を加えたサブシステムの θ_M がわずかに現われている。これはモータ内のギヤのガタ、ケーブルの伸びなどが影響していると考えられる。舵角 δ_e もわずかでている。これは入力を加えたサブシステムのトルクがセクタに伝わり、これと2サブシステムのトルクの合計との差で、わずかに動かされたものである。

本実験のように静的に行なった場合には、故障とみたてた1サブシステムの影響が、舵角 δ_e にほとんど与えてないとみてよい。

4.2.2 実験2の結果

測定結果の1例を図4.2.2に示す。結果をまとめ、横軸に故障とみたてたサブシステムの入力交流電圧 e_i (他の2サブシステムは0.2V一定), 縦軸にはトルク, θ_M, δ_e をとって図4.2.3に示す。図中, $e_i=0.2V$ でトルク TQ が最低になっている。これは、この点で3つのサブシステム入力が一致したので、お互いのストレスが最小となったからである。同様にこの点では, θ_M が約 9° と一致し, δ_e も約 2° と目標値に合致している。図は故障とみたてたサブシステムの入力電圧が, $e_i=0.2V$ からずれると, TQ, θ_M, δ_e がそれぞれどのようなふるまいを示すかを表わしている。

故障していないサブシステムの θ_M は, $e_i=0.2V$ の点を基準にすると, $\pm 0.3^\circ$ 以内でほとんど影響を受けていない。一方, 故障サブシステムの θ_M は $\pm 5^\circ$ の動きを示している。また δ_e は, 約 $\pm 0.5^\circ$ の影響を受けている。

4.2.3 実験3の結果

測定結果の1例を図4.2.4に示す。まとめた結果を図4.2.5に示す。横軸は3つのサブシステムの交流入力電圧 e_i を示し, 突然1サブシステムの入力を零にした場合の各サブシステムが受けるトルク, サーボモータ出力軸角度 θ_M および舵角 δ_e を縦軸に示す。

故障にみたてたサブシステムのトルクが, 入力電圧0.15Vになるとストールトルク飽和域に入り, これ以上のトルクは出ない。一方, 故障でない2つのサブシステムには, ストールトルクにいたるまで余裕があるから, 故障サブシステムを引っ張り, 目標値に合わせることができる。したがって故障サブシステムのサーボモータは, ストールトルクにいたるまではほとんど動かないが, ストールトルクを過ぎると, 先に述べたように, 他の正常な2系統のサブシステムに引っ張られるて, 約 5° の差で動き始める。 δ_e は最大誤差約

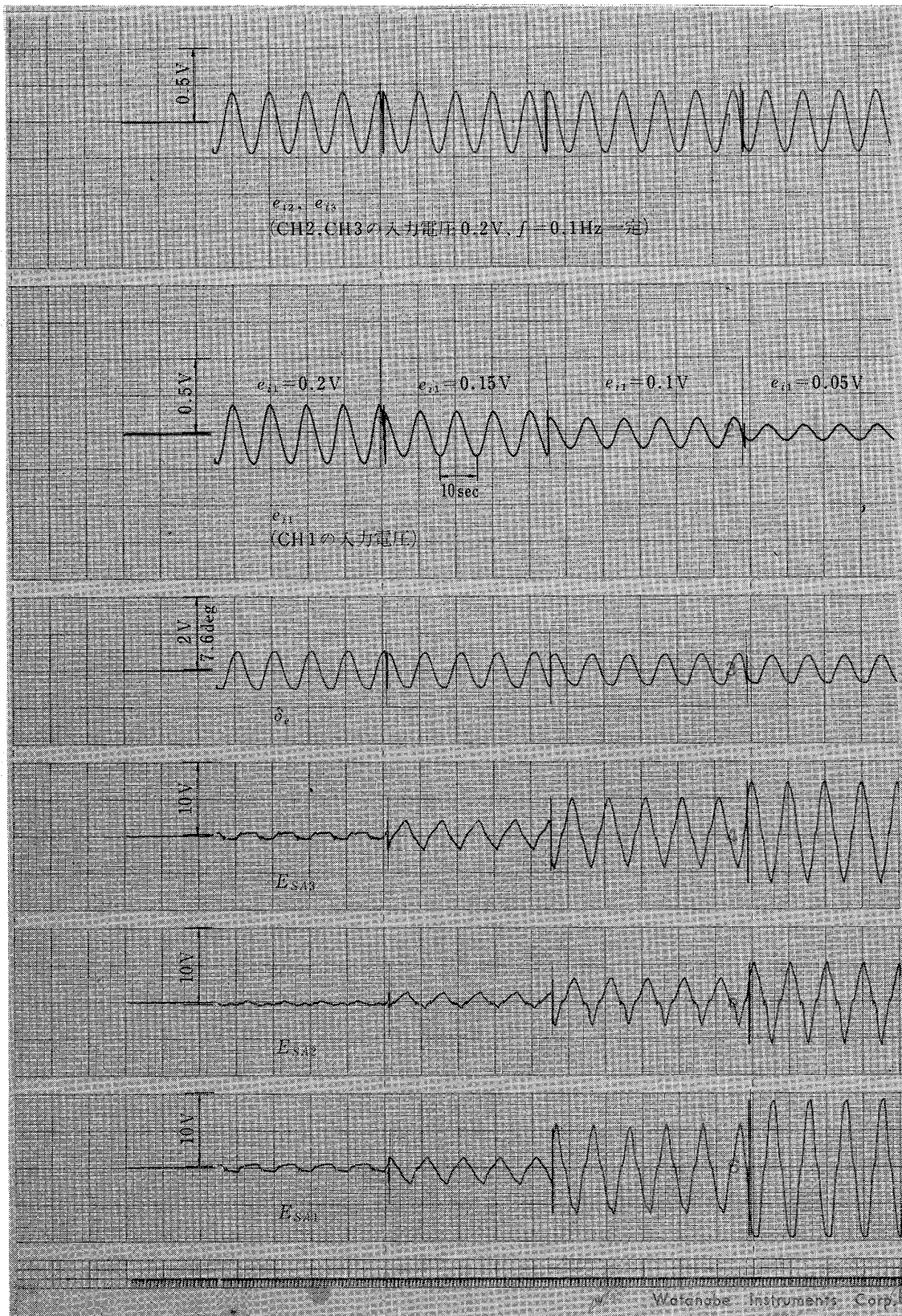


図 4.2.2 (1) ドリフト故障Ⅱ測定例 (CH 1 故障)

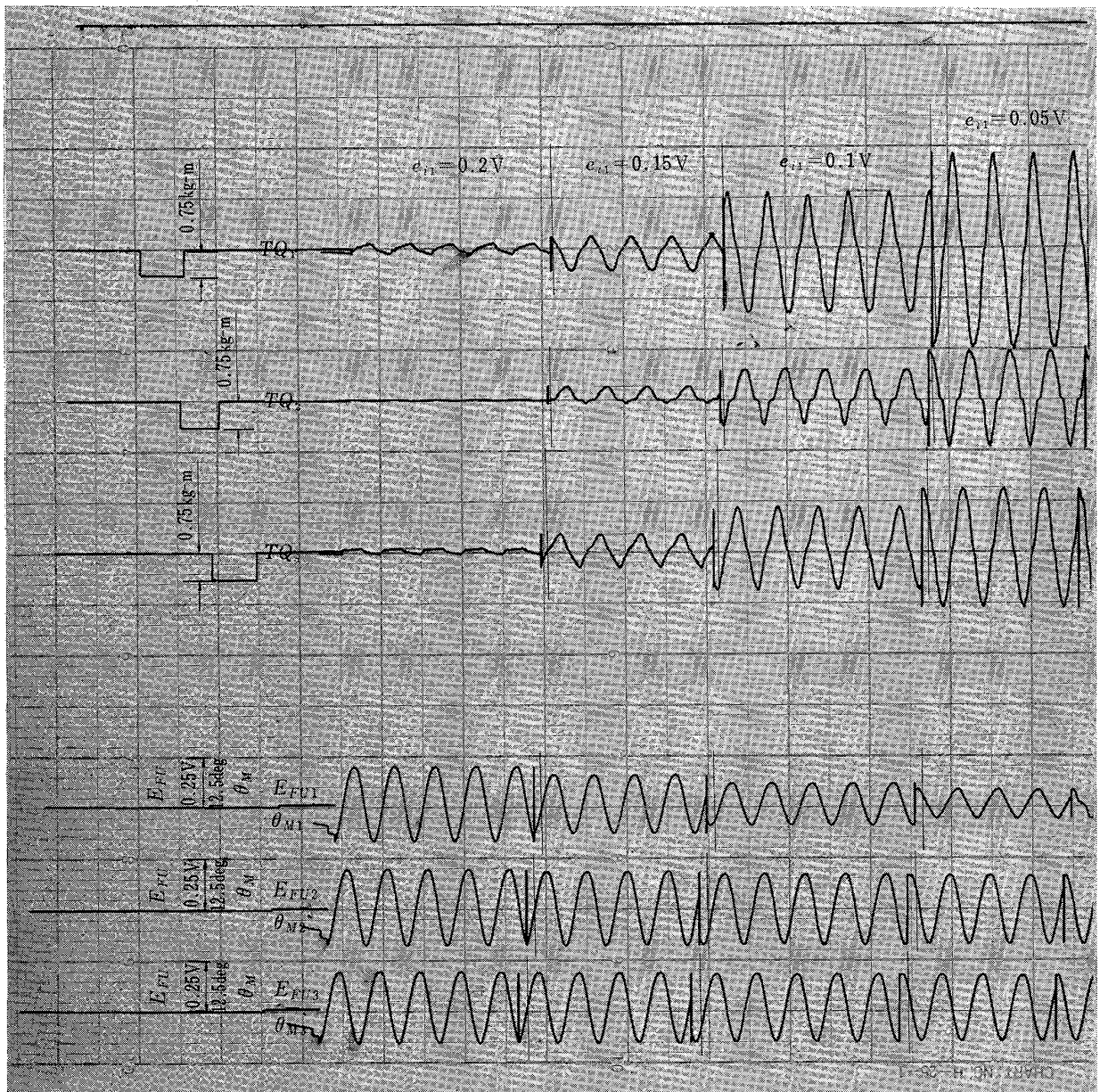


図 4.2.2 (2)

0.5° を生ずるが、故障サブチャンネルが動かされ始める $e_i=0.15\text{ V}$ ごろより、この誤差は減少し、 $e_i=0.4\text{ V}$ より大きいところではほぼ目標舵角になる。この原因は故障チャンネルが動き始めると、この系の摩擦が動摩擦となり、拘束力が減るためであると考えられる。

4.2.4 実験 4 の結果

測定結果の 1 例を図 4.2.6 に示す。まとめた結果を図 4.2.7 に示す。同図は、横軸にハードオーバ故障を与えるための直流入力電圧 E を、縦軸にはこれまでの結果と同様にトルク、サーボモータ回転角、舵角をとったものである。本図 4.2.7 は、下げ舵方向のハードオーバ故障をみたため、上げ舵と下げ舵ではトルクをはじめ、 θ_M 、 δ_e の値が異なる。そこで、平衡点

を基準に上げ舵、下げ舵方向に分けそれぞれ図示してある。図中記号の添字で、数字はチャンネル番号、 D と U はそれぞれ下げ舵、上げ舵を示す。

故障サブシステム入力 E が零のときは、 TQ 、 θ_M 、 δ_e いずれも上下対称で、これは先の実験 3、図 4.2.3 における交流入力 $e_i=0\text{ V}$ の点に等しい。 E を逐次増していくと、ハードオーバした故障サブシステムは下げ舵方向に動く傾向を示す。ところが 2 つの正常サブシステムがこれを押え、平衡点附近で舵角約 2° で上下に振らすので、図 4.2.6 の測定例のように、ハードオーバ故障したサブシステムおよび正常サブシステムのトルクは、一方向に片寄ってくる。このときの正常サブシステムのサーボ回転角 θ_M はほとんど変化しない。一方故障サブシステムの θ_M は、ハードオーバ

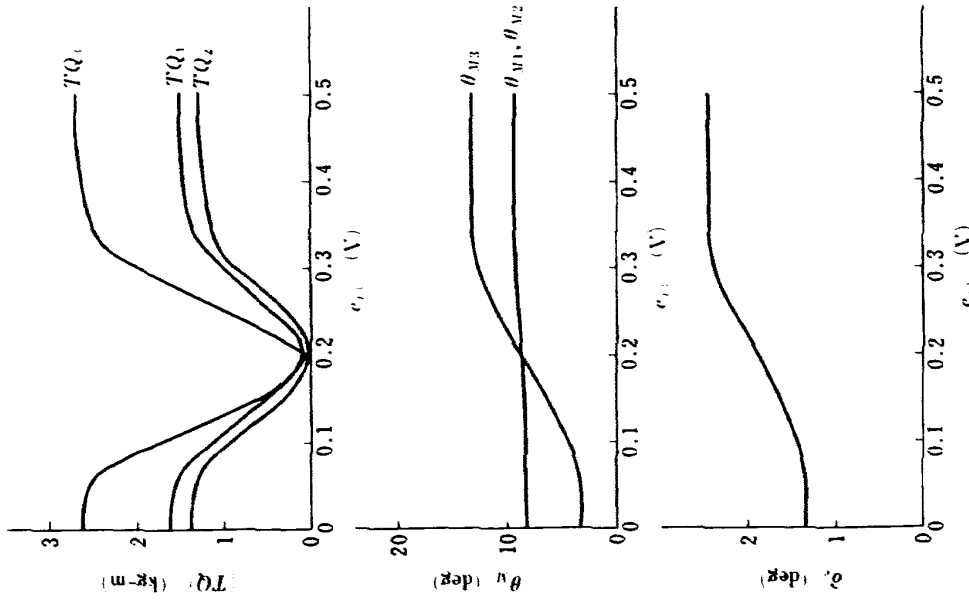


図 4.2.3 (a) CH 1 ドリフト故障 II 実験結果 (85 KT 負荷)

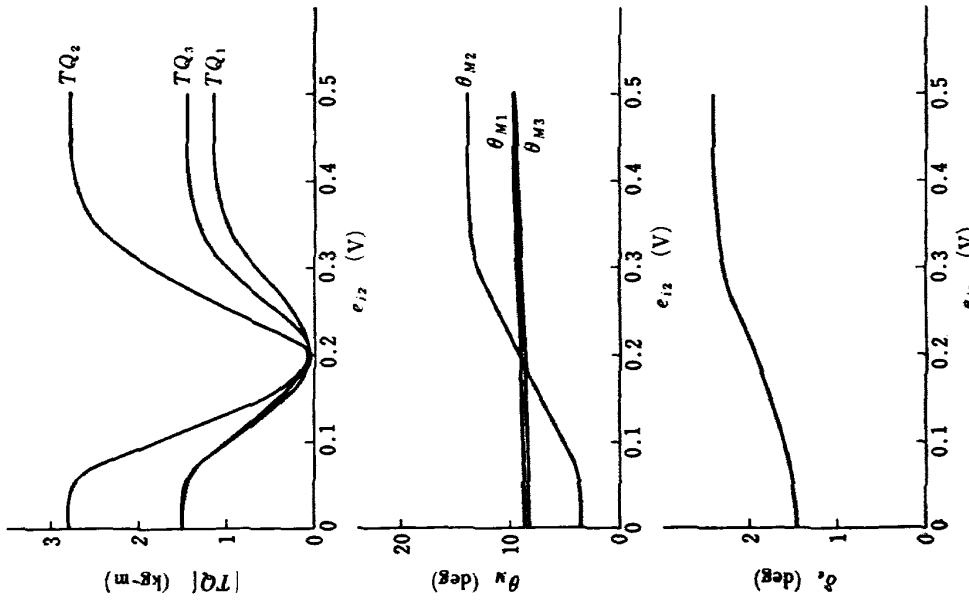


図 4.2.3 (b) CH 2 ドリフト故障 II 実験結果 (85 KT 負荷)

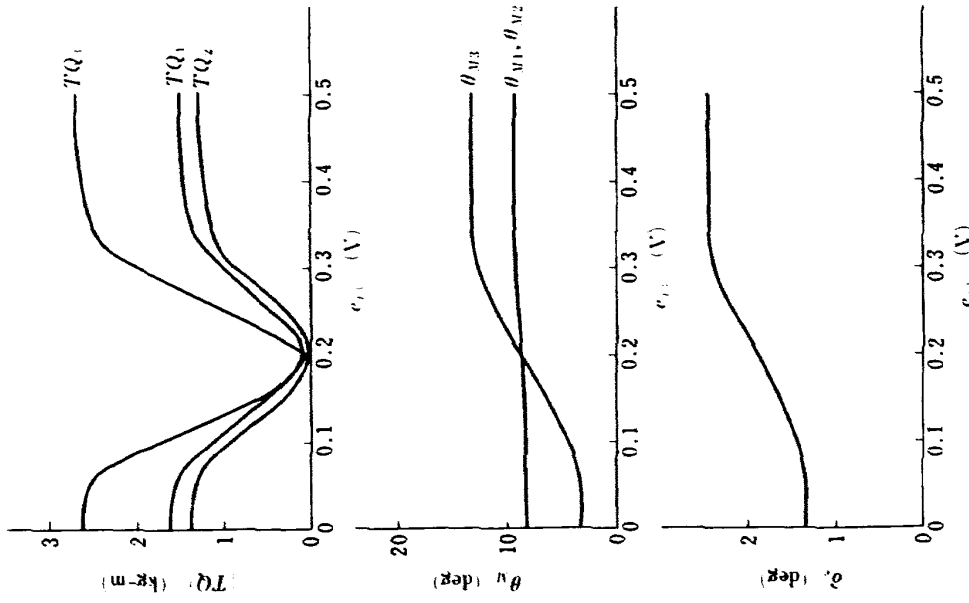


図 4.2.3 (c) CH 3 ドリフト故障 II 実験結果 (85 KT 負荷)

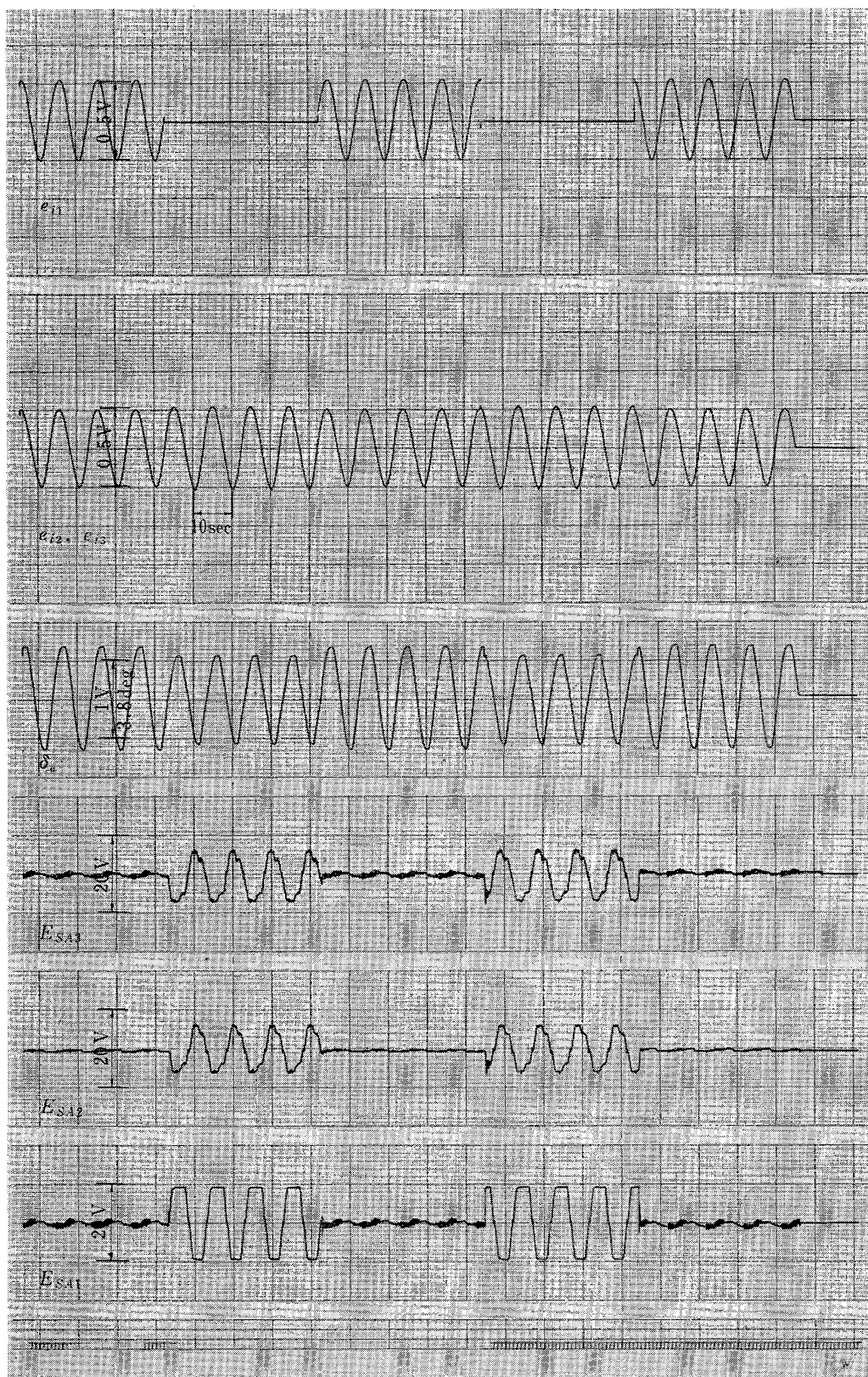


图 4.2.4 (1) 短絡故障測定例 (CH 1 故障)

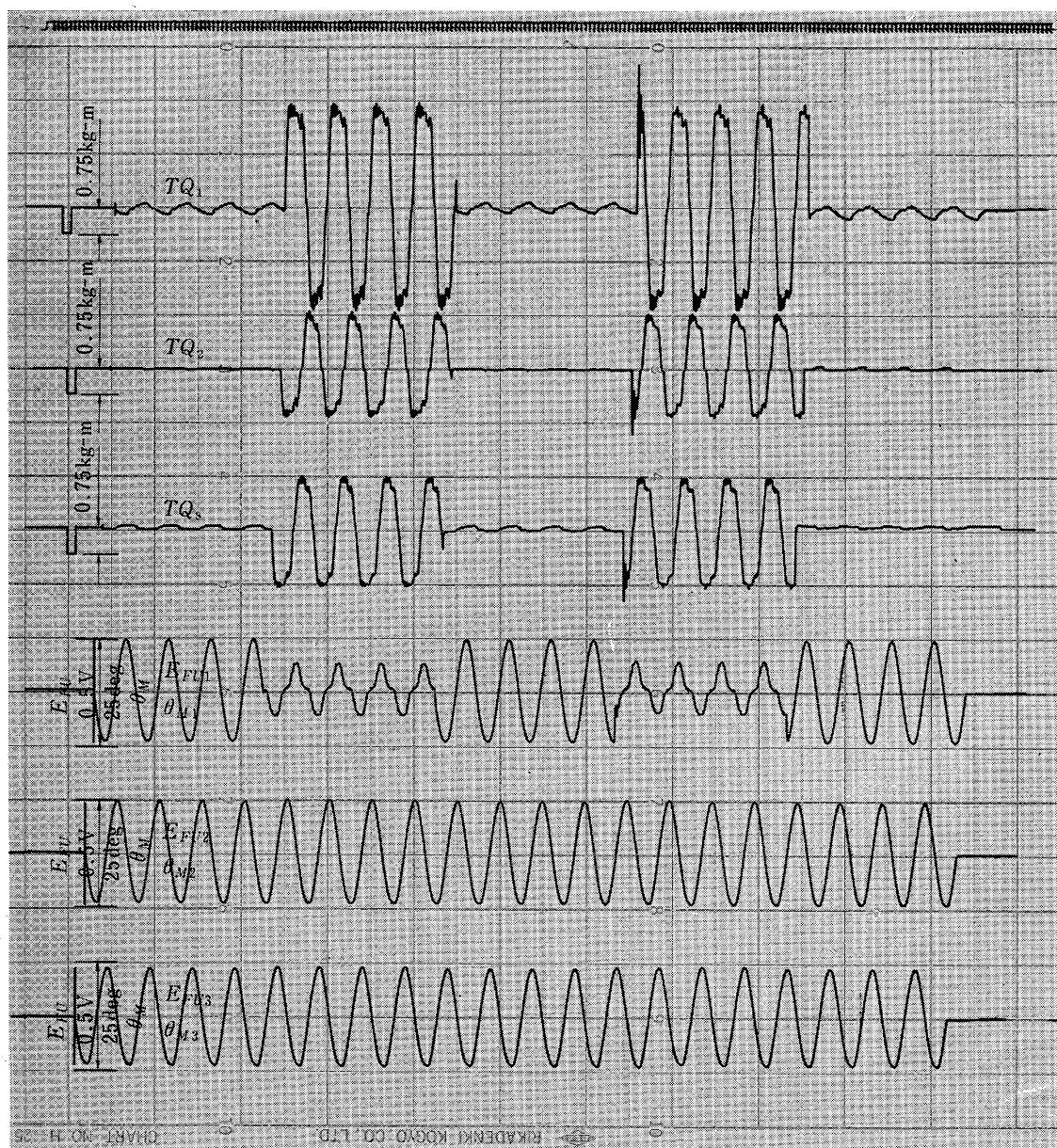


図 4.2.4 (2)

した下げ舵方向に、ハードオーバの量により、 -3° から -18° と大幅に変化する。また上げ舵方向の故障サブシステムの θ_M は 3° で、ハードオーバ量によらず一定である。このことは、故障サブシステムの θ_M が、ハードオーバの量によって、全振幅 6° から 20° に変化する事を意味する。図 4.2.6 (その 2) の実測例にもみるようにこの時、 θ_{M1} の中心レベルが下げ舵方向に 0° から 9° 変化することが判る。

4.3 実験結果の検討

3重系非切離システムの実験として、1サブシステムを故障とみため、入力に種々の異常電圧を加え、システム相互のストレスすなわちサーボモータにかかるトルクやモータ出力軸の角度、舵角などを測定した。

これまでの実験結果をみれば明らかのように、サー

ボモータにはリミット値、すなわちストールトルク以上にはトルクを出せない制限値がある。このため故障サブシステムが異常な入力あるいは零入力を受けても、ストールトルク (約 $2.5\sim 3.0\text{ kg-m}$) に制限を受ける。したがって1サブシステムが故障してストールトルク値になっていても、他の正常な2サブシステムが故障したシステムのストールトルクの $1/2$ をそれぞれ受けもち、舵面を駆動する力にはまだ余裕が残されている。このため故障モードによっては、正常な2サブシステムが故障サブシステムを押し。あるいは引っ張るかして舵面を駆動することが可能である。

舵面を動かすことができることが明らかになったが、ここで問題になるのは1サブシステムの故障が最終制御量である舵角に与える影響である。

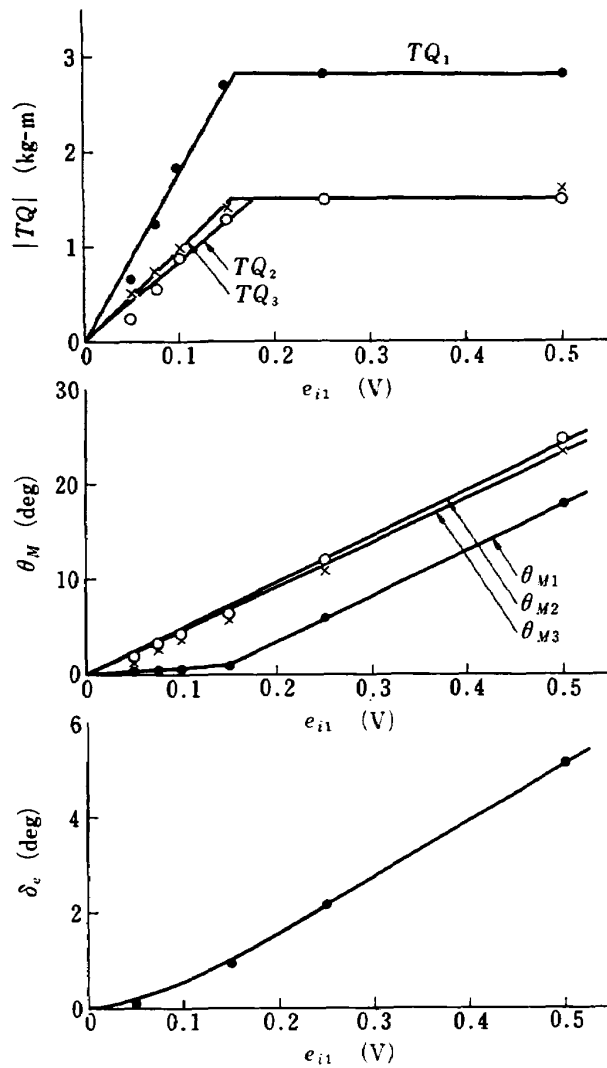


図 4.2.5 (a) CH 1 短絡故障実験結果 (85 KT 負荷)

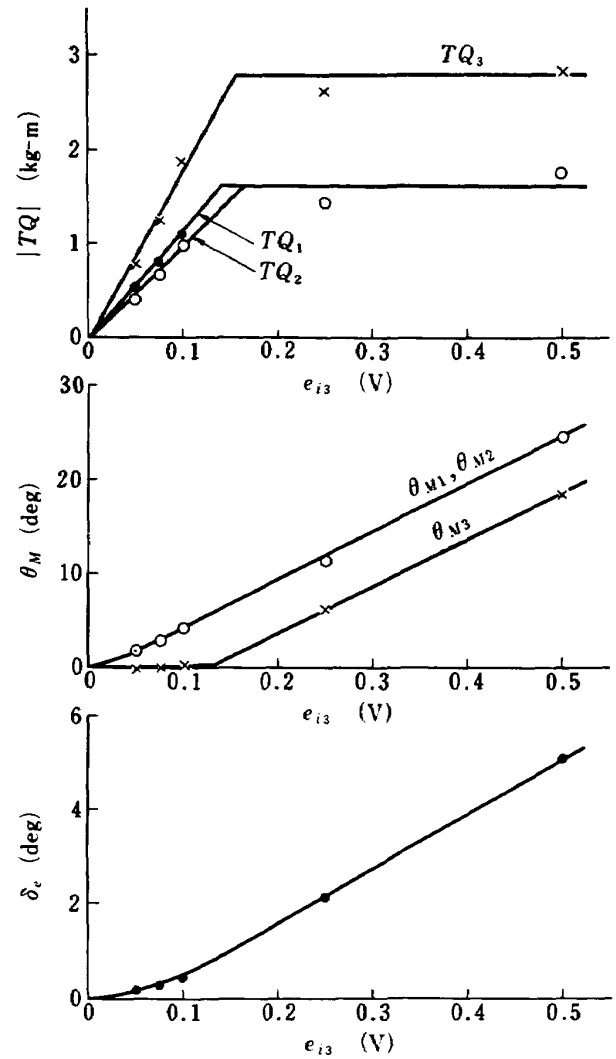


図 4.2.5 (b) CH 3 短絡故障実験結果 (85 KT 負荷)

1 サブシステムが故障した場合に、舵角に生じる誤差は、ハードオーバ実験を除き、いずれも $\pm 0.5^\circ$ 以内である (図 4.2.1, 図 4.2.3, 図 4.2.5 参照)。ハードオーバ実験では、ハードオーバした側の舵角誤差が、 0.8° 、その反対側で 0.3° 程である。これらの舵角誤差は θ_M に換算すると $2^\circ \sim 4^\circ$ 程度に相当する。

以上述べたように、1 サブシステム故障することによって、舵角には制御目標値 2° に対して、 $0.5^\circ \sim 0.8^\circ$ の誤差が生ずることが明らかになった。次に、これらの誤差が生ずる原因について考察することにする。

サーボモータが制御信号を受け、回転し始め、舵面が動き出すメカニズムは、図 4.2.8 に示す通りである。サーボモータの回転はギヤ G_1 (287:1, 5 段減速) で減速され、出力角 θ_M となる。これがクラッチ、トルクメータ、サーボマウント、ケーブルへと伝わる。

さらに、3 系統のケーブルを 1 系統にするセクタを経て、リンケージ L を通して舵面を動かす。ここで、変位量であるサーボモータ出力軸回転角 θ_M および舵角 δ_e の測定は、図 4.2.8 に示したように、フォローアップ信号 E_{FU} および舵角信号 E_{δ_e} による。したがって、 θ_M 、 δ_e の測定値には、ギヤ G およびリンケージ L のバックラッシュや不感帯、ケーブルの伸びなどにより誤差が生じることは十分考えられる。この内、サーボマウントとセクタを結ぶケーブルは、図 4.2.9 のように接続され、一種のスプリング k_1 、 k_2 、 k_3 を有するような挙動を示し、誤差になりうる要因である。すなわち、ケーブルの伸びがかなり影響していると考えられるので、以下これについて検討する。

実験 1~3 で得られた結果を、故障モード別に、サーボモータトルクと θ_M 、 δ_e の関係図に整理すると図 4.2.10 となる。図より明らかなように、モータトル

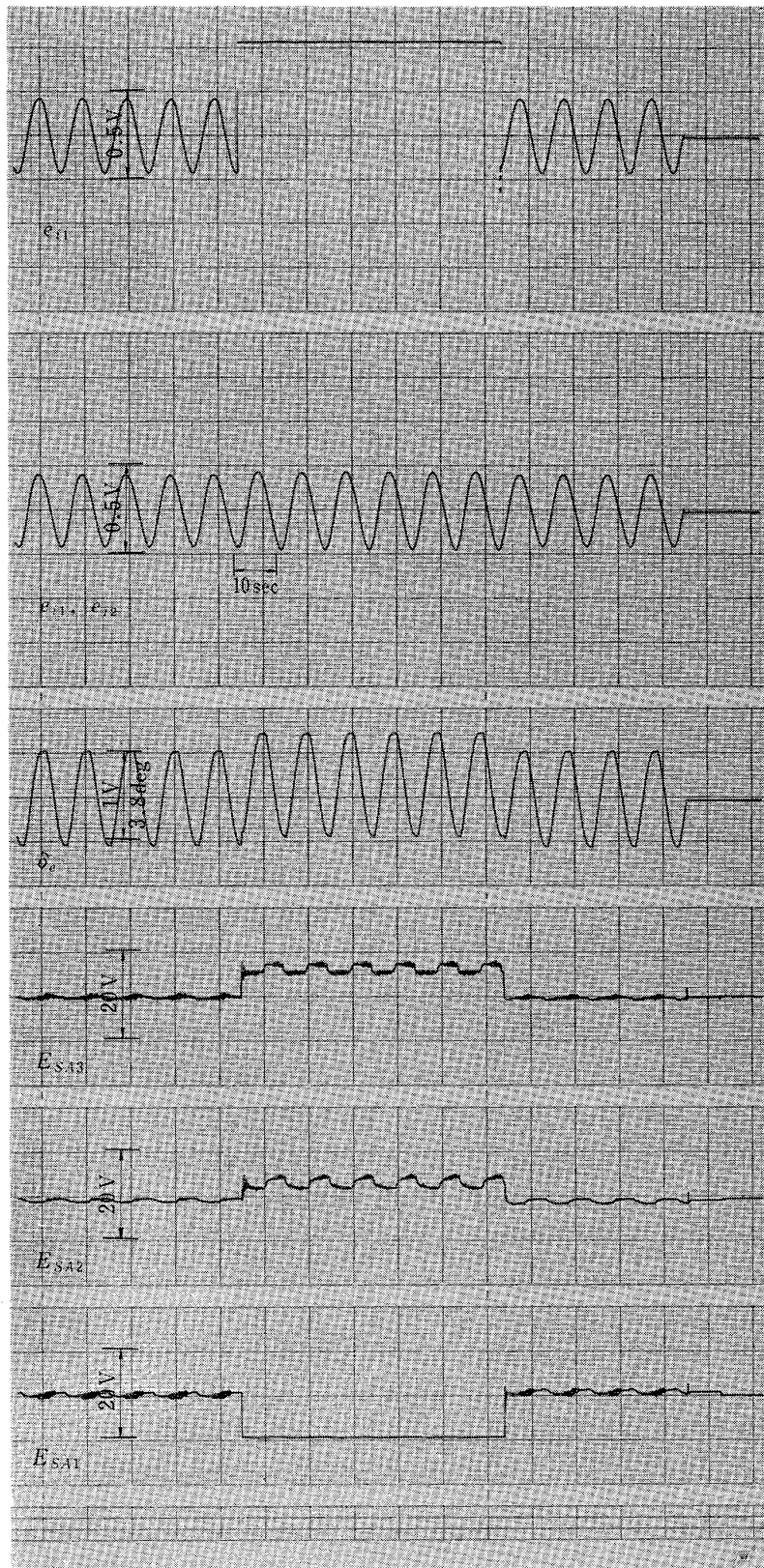


図 4.2.6 (1) ハードオーバー故障測定例 (CH 1 故障)

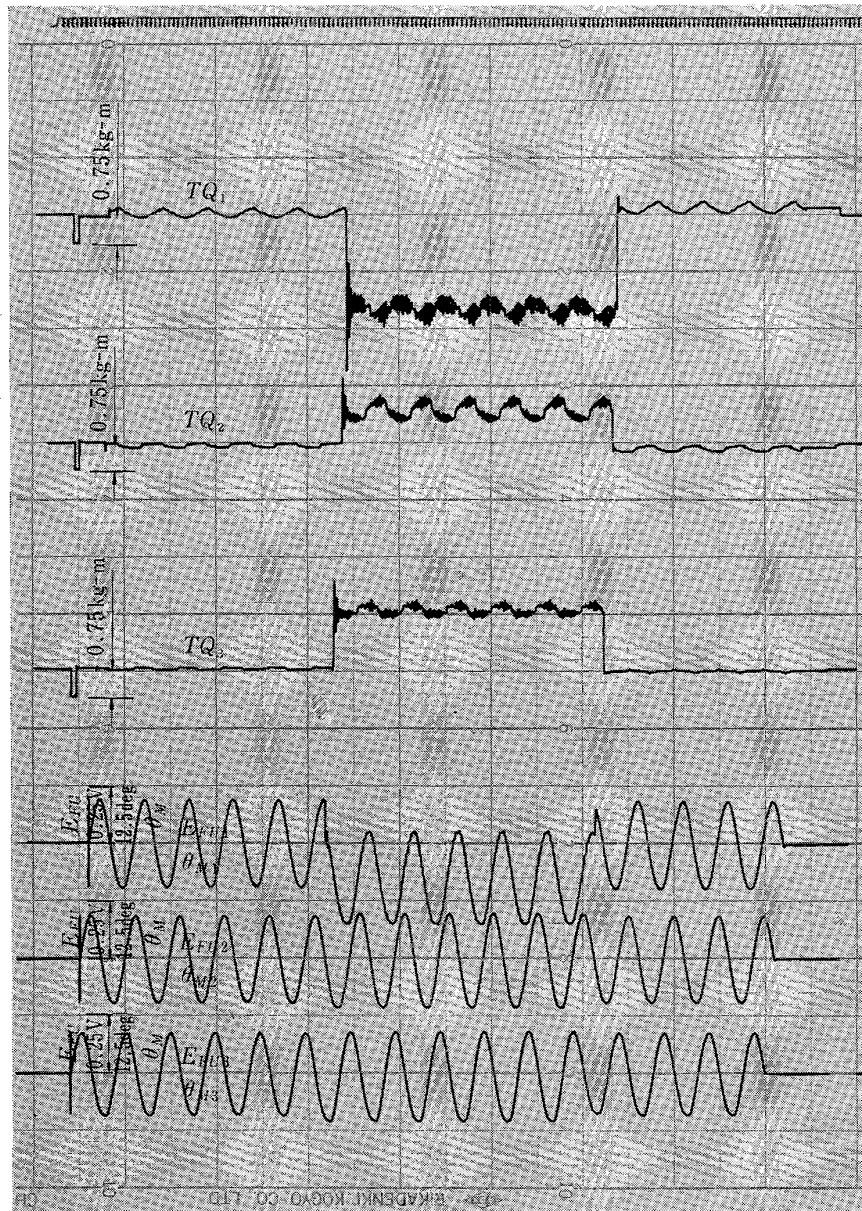


図 4.2.6(2)

クが増大すると、ほぼトルクに比例して故障サブシステムのサーボモータ出力軸回転角度 θ_{M1} は (a) (b) 図では増大し、(c) 図では不動となる。これに対して、正常サブシステムの θ_{M2} 、 θ_{M3} は、(a) (b) 図では一定で動かず、(c) 図では目標通り一様に増大する。このように、故障と正常のモータ回転角の差がストールトルクに至るまで、トルクに比例して増大するということは、ケーブル等のリンケージの間に剛性の低いものが存在するからである。その主なものはケーブルの伸びと考えられる。また、図 4.2.10 のトルク 2 kg-m における θ_{M1} と θ_{M2} 、 θ_{M3} の角度差は図示したようにほぼ 4° で各実験について一致している。ストールトルク付近では、故障のケースによって異なるが、図より $4^\circ \sim 7^\circ$ 程度の角度差であろうことが推察できる。正

常サブシステムは 2 サブシステムであるから、トルクは故障サブシステムの 1/2 を受けもっている。したがって、故障サブシステムがストールトルクまで至っている場合には、この 1/2 を各正常サブシステムが受けもっているの、この系統にも前述のケーブルの伸びが発生していると考えられる。ストールトルクの 1/2 を受ける場合には先に述べた $4^\circ \sim 7^\circ$ の半分、すなわち $2^\circ \sim 3.5^\circ$ が、ケーブルの伸びにより舵角に影響を与える分となる。これを舵角に換算すると約 $0.4^\circ \sim 0.8^\circ$ になり、実験結果に現われた舵角誤差とよく一致する。

以上述べたように、実験 1~3 で得た結果を検討した結果、舵角誤差の主な原因は、ケーブルの伸びによると考えられるので、ケーブル自身の引っ張り、試験

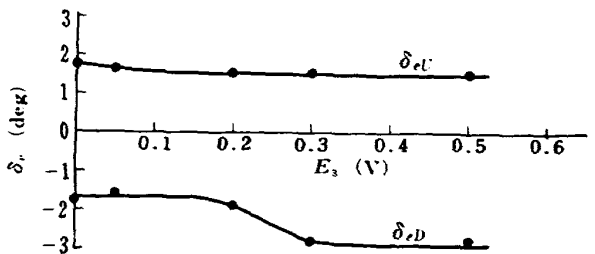
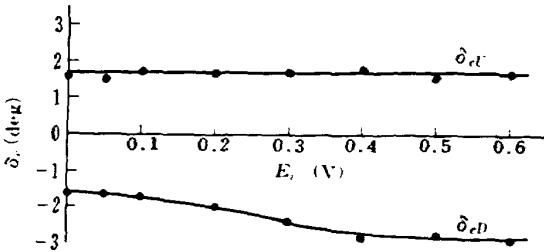
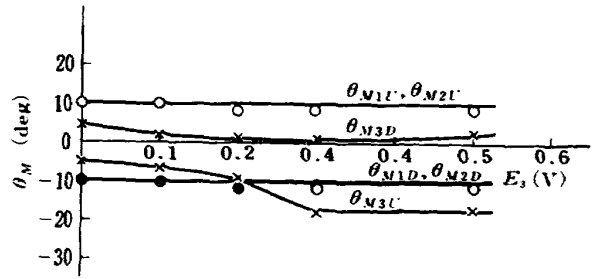
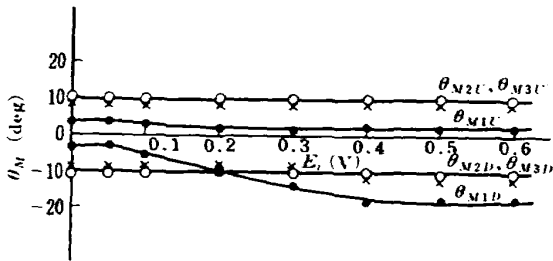
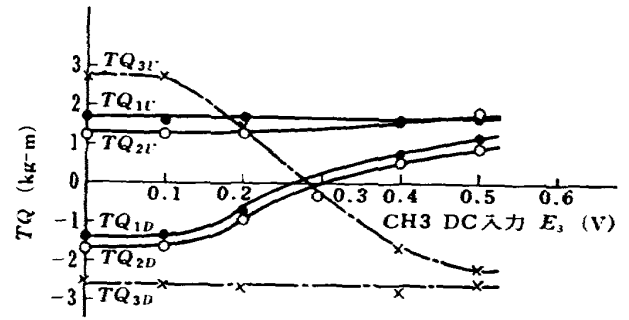
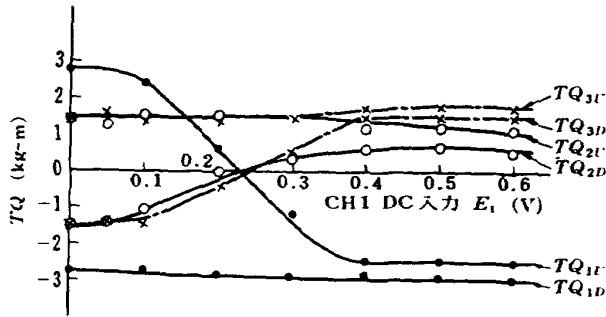


図 4.2.7(a) CH 1 ハードオーバー故障実験結果 (85KT 負荷)

図 4.2.7(b) CH 3 ハードオーバー故障実験結果 (85KT 負荷)

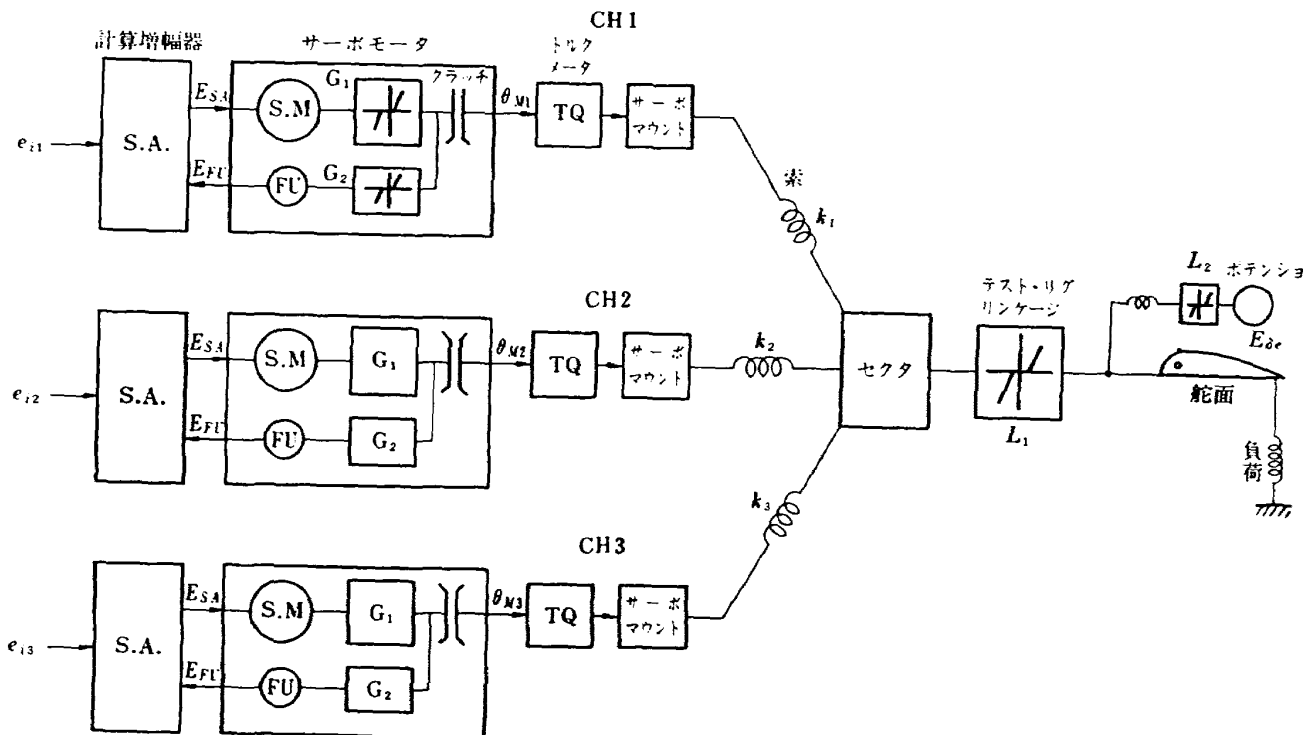


図 4.2.8 3重系サーボ機構

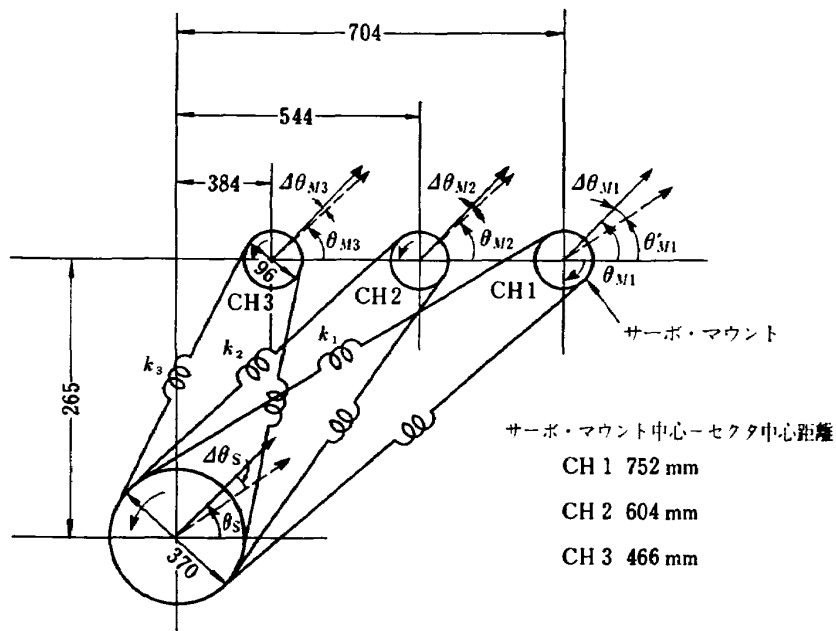


図 4.2.9 サーボ・マウントとセクタ間の位置

を行なった。以下に、引張り試験の結果と多重サーボ機構の舵角誤差がケーブルの伸びによるものかどうかを検討する。

試験に用いたケーブルは、CH 1 (657 mm) と CH 3 (398 mm) の 2 本で、使用した試験機は 100 トン引張り試験機 (0.5 トン・フルスケール・レンジ使用) である。引張り荷重の最大値を 50 kg までとしたが、これはサーボモータのストールトルクを 2.5 kg·m とすると、ケーブル張力は約 54 kg になることから最大引張り荷重を 50 kg に定めた。のびの量は最小目盛 0.01 mm のダイヤルゲージを用いて測定した。

図 4.2.11 (a) は、荷重対重対伸びの試験の結果、同図 (b) は伸びの量をケーブル長で割ったひずみ量 ϵ と荷重の関係を示す。(b) 図より明らかなように、ひずみ量はケーブルの長短にかかわらずよく一致している。この曲線より単位荷重 (1 kg) 当りのひずみ量を求めると、 1.886×10^{-5} [1/kg] を得る。

一方、多重サーボ機構の実験結果図 4.2.10 のトルク対サーボモータ回転角の関係図より逆算して、単位荷重当りのひずみ量を算出してみる。サーボマウント回転角 θ_M 、セクタ回転角 θ_S および舵角 δ_e の間の伝達比を図 4.2.12 に示す。セクタと舵角の間には、伸びやガタがないものとするれば、セクタ回転角 θ_S は $\delta_e/0.884$ に等しい。したがって、ケーブルの伸びはサーボマウント θ_{M1} の動きに相当する伸びと、セクタ θ_S の動きに相当する伸びの差が真の伸びとなる。これをひずみ量の形で表わすと、

$$\epsilon = \frac{\Delta l}{l} = \frac{1}{l} (\Delta l_M - \Delta l_S) \quad (4.1)$$

ここに、

$$\Delta l_M = \frac{\pi}{360} \cdot D_M \cdot \Delta \theta_M \text{ [mm]} ; \text{サーボマウントの回転角 } \Delta \theta_{M1} \text{ に相当するケーブルの伸び}$$

$$\Delta l_S = \frac{\pi}{360} D_S \cdot \Delta \theta_S \text{ [mm]} ; \text{舵角 } \Delta \delta_e \text{ の回転に相当するケーブルの伸び}$$

$$l = 765 \text{ [mm]} ; \text{サーボマウントとセクタ間のケーブル長}$$

$$D_M = 92 \text{ [mm]} ; \text{サーボマウント直径}$$

$$D_S = 370 \text{ [mm]} ; \text{セクタ直径}$$

$$\Delta \theta_M \text{ [deg]} ; \text{故障で生ずるサーボマウント微小回転角}$$

$$\Delta \theta_S \text{ [deg]} ; \text{故障で生ずるセクタ微小回転角} \\ [\Delta \theta_S = \Delta \delta_e / 0.884]$$

となる。

図 4.2.10 (Drift Failure) より単位トルク (1 kg·m) に対する $\Delta \theta_{M1}$ と $\Delta \delta_e$ を読み取ると、それぞれ、1.34 deg と 0.2 deg を得る。これらの値を (4.1) 式に代入すると 4.545×10^{-4} を得る。これは、トルク 1 kg·m 当りのひずみ量であるから、さらに、単位張力 (1 kg) 当りのひずみ量に換算すると、 2.09×10^{-5} [1/kg] となる。この値は先の引張り試験結果より得た単た単位張力当りのひずみ量 1.886×10^{-5} [1/kg] によく一致しているとみてよい。

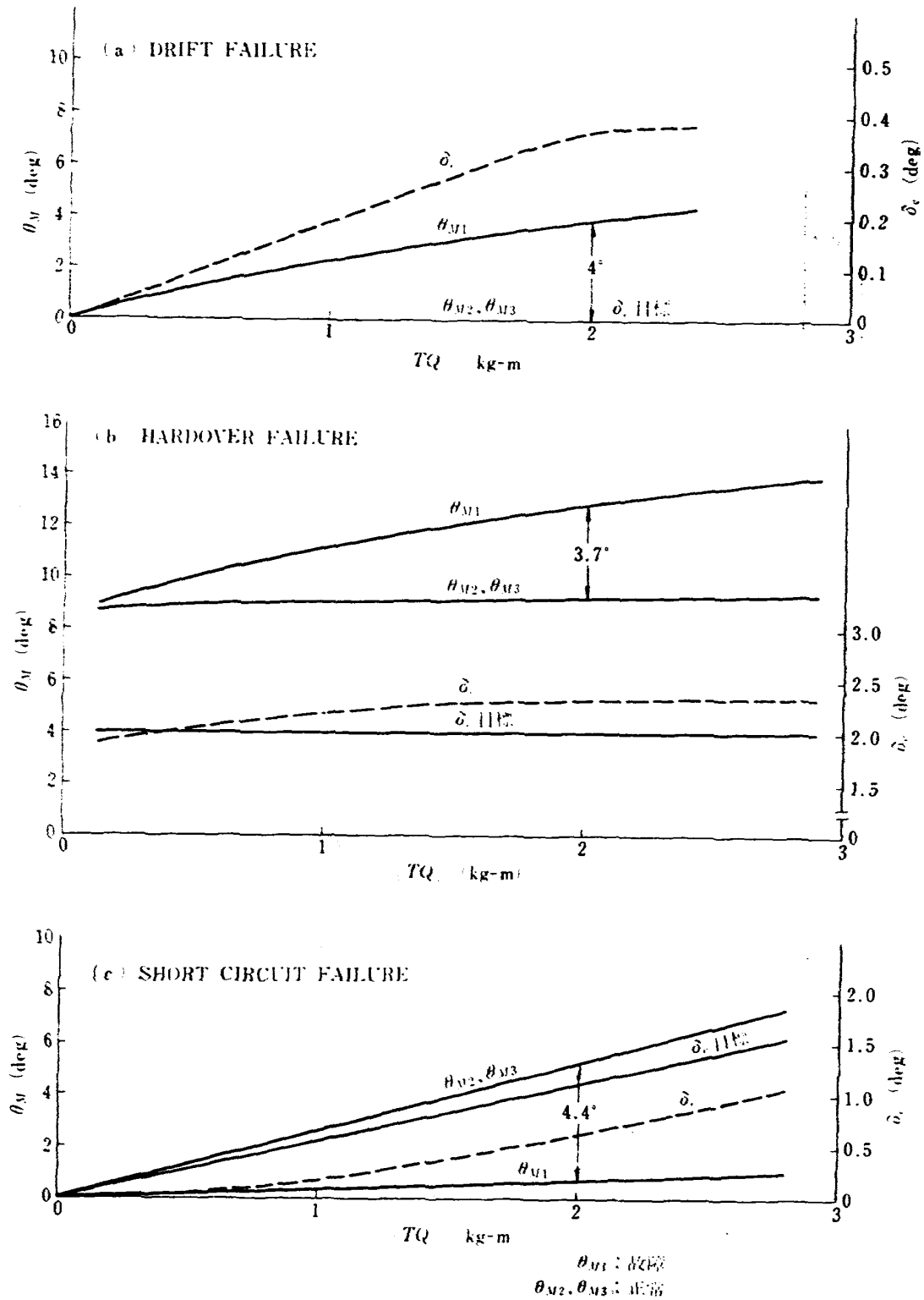


図 4.2.10 サーボモータ出力トルクと出力回転角の関係

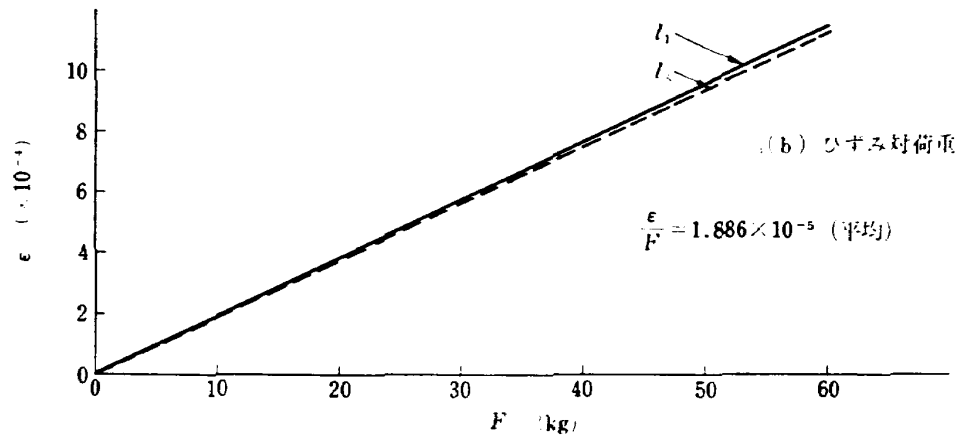
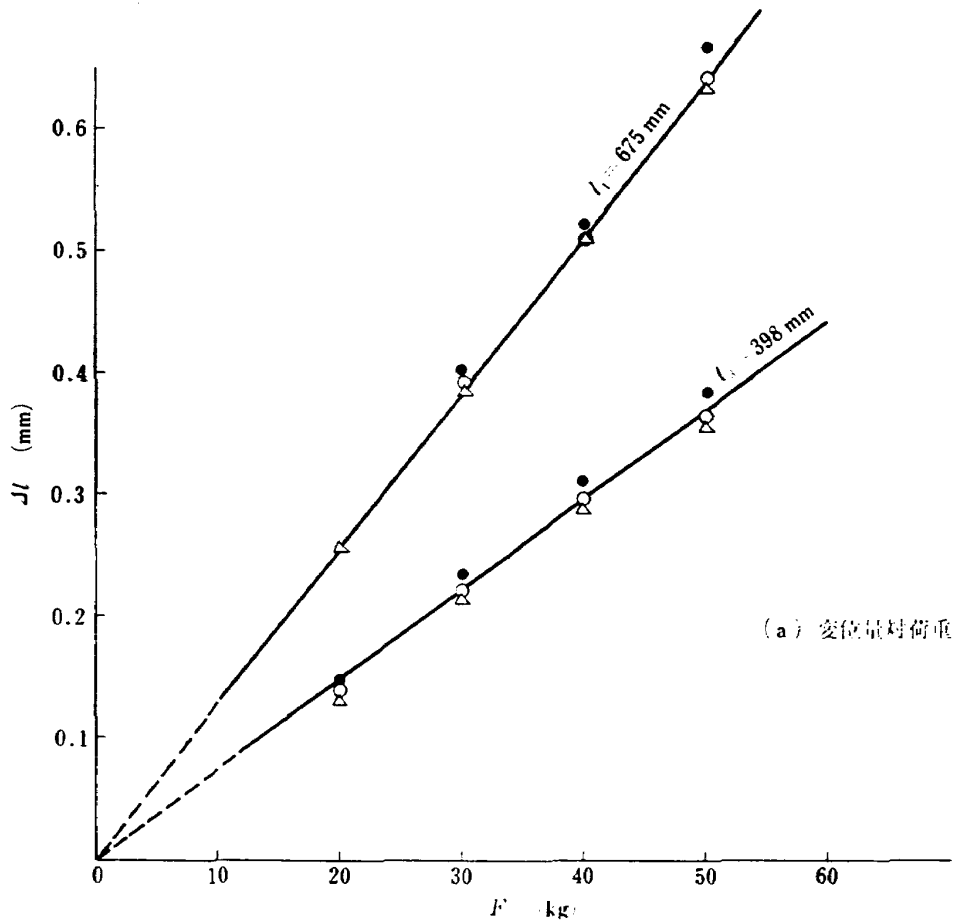


図 4.2.11 ケーブル引張試験結果

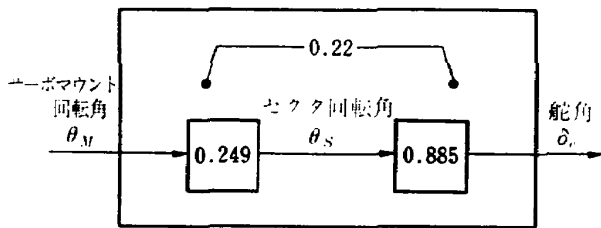


図 4.2.12 テストリグ昇降舵系リンク比

したがって、ケーブルの引張り試験の結果、非切離多重サーボ機構の試験で生じた、舵角誤差の主な原因は、ケーブルの伸びによるものであることが明らかと

なった。

5. まとめ

自動着陸用多重サーボ機構を試作し、単一系に関する試験および多重サーボ系に関する実験を行なった。

単一系に関する試験は、ほぼ満足のいく性能であることが示されたほか、多重サーボ系に関する実験として、3重非切離方式について実験を行ない、下記の結論を得た。

- (1) 1サブシステムのゲインが変化する故障 (ド

リフト故障):

正常サブシステムに比べて、故障サブシステムの入力に $\pm 0.15 \text{ V}$ (舵角で $\pm 1.5^\circ$ に相当) の差を生ずると、故障サブシステムはストール・トルクに達する。この点での舵角誤差は $\pm 0.5^\circ$ で、これ以上増えない。したがって、この多重サーボ機構においてはゲイン変化が大幅に生じて、舵角誤差は $\pm 0.5^\circ$ 以内である。

(2) 1サブシステム入力または出力が零になる故障 (短絡故障):

舵面操舵中突然、何らかの原因で1サブシステムの入力または出力が零となった場合、本多重サーボ機構では舵角誤差は 0.5° 以内である。

(3) 1サブシステムがハードオーバーする故障 (ハードオーバー故障):

舵面操舵中突然1サブシステムにハードオーバー故障が生じ、サーボモータがストールトルクに達するような場合、それが生じた側の舵角誤差は 0.8° 、反対側で 0.4° である。

ハードオーバー故障を除き、1サブシステムに生じた故障によって受ける舵角誤差は $\pm 0.5^\circ$ 以内である。ハードオーバー故障を含めても $\pm 0.8^\circ$ 以内の舵角誤差におさまることが明らかになった。これらの誤差は主にケーブルの伸びによるもので、この点を考慮して3台のサーボモータとセクタとを結ぶケーブルの伸びを減少する工夫をすれば、さらに誤差も減るものと考えられる。

以上の結果より明らかなように、何らかの方法で、3台のサーボモータの出力軸角 θ_m 間に誤差が生じないようにし、故障時の舵角誤差を小さくすることによって、本3重非切離方式の実現可能性がある。しかし、これまでも述べたように、入力側からみて、わ

ずか 0.15 V の電圧差が、サブシステム間に生ずると、ストールトルクに達するので入力レベルをそろえる対策を講じないかぎり、常にサブシステム相互間にストレスがおよぼし合って信頼度を下げる恐れがある。

このような3重非切離方式を実用化するかどうかについては、まだ解決すべき問題点がある。すなわち、サブシステム間にストレスがあるので、構造、強度試験、信頼性試験等を行なって信頼性、安全性を確認する必要がある。しかし、今後の課題として、3重切離え方式を採用するにしても、まず基礎として非切離方式の動作、機能が明確になっている必要がある。本実験はそのような目的を主目的として行なったものであり、その目的に対しては、十分な成果が得られたものと考えられる。

また、サーボモータ出力集合部のケーブルの伸びが故障時の誤差になり得る反面、各チャンネル間の誤差に対してもバッファ効果もあるような現象もみられた。これについては、引き続き、デジタルシミュレーション解析等によって検討中である。

最後に、本自動着陸用多重サーボ機構は、東京航空計器 K.K. によって製作されたことを付記し、ここに厚く御礼を申し上げる。

参 考 文 献

- 1) 松浦, 樋口, 池谷, 堀川, 百名, 三好, 村上, 岡部; 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性, 航技研研究報告 TR-70, 1965年1月
- 2) 堀川, 小川, 永安; 自動着陸研空用テストタグについて, 航技研技術資料 TM-248, 1973年 月
- 3) A. M. Fuchs; Testing Servomechanisms, Control Engineering, Sept. 1956.

既 刊 資 料

| | | | |
|-------|--|----------|--|
| TM- 1 | 高マッハ数風洞について (I) | 1961年11月 | 平木 一, 清水 福寿 橋本 登 |
| TM- 2 | 航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I) | 1962年 2月 | 樋口 一雄, 戸川 隼人之 三好 甫, 高橋 利芳 能美 力, 高板 垣雄子 鳥海 良三, 佐藤 保子 |
| TM- 4 | 18cm×20cm 超音速風洞について | 1962年 5月 | 長州 秀夫, 伝田 幸雄 |
| TM- 5 | 遷音速流の線型理論 | 1962年 8月 | 細川 巖 |
| TM- 6 | 18cm×18cm 遷音速風洞整備試験 | 1962年 8月 | 橋本 登, 井上 政一 |
| TM- 7 | 慣性力形疲労試験機 | 1962年 8月 | 竹内 和之, 山根 皓三郎 |
| TM- 8 | アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼ す実験的研究 | 1962年 9月 | 池田 為治, 坂元 思無邪 |
| TM- 9 | 方向性次元解析と相似解に関する覚書 | 1963年 2月 | 甲藤 好郎, 小出 勉 |
| TM-10 | DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用 法について | 1963年 2月 | 高橋 利之 |
| TM-11 | 光弾性による高速車盤の編模様 | 1963年 2月 | 永井 文雄 |
| TM-12 | コーティングの断熱効果に関する実験 | 1963年 3月 | 竹中 幸彦, 小川 欽一 林 洋一 |
| TM-13 | 遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験 | 1963年 3月 | 中井 暎一, 小原 瑛 |
| TM-14 | 変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について | 1963年 3月 | 中井 暎一, 小原 瑛 鳥海 良三, 安藤 泰勝 |
| TM-16 | フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験 | 1963年 4月 | 中井 暎一, 橋爪 宏 高木 俊朗, 橋本 登 |
| TM-17 | VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察 | 1963年 6月 | 鳥崎 忠雄, 松木 正勝 山中 竜夫, 藤井 昭一 |
| TM-18 | ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析 | 1963年 6月 | 小野 幸一 |
| TM-19 | 吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I) | 1963年 6月 | 新井 忠, 原 亘利 |
| TM-20 | 1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験 | 1963年 7月 | 高木 寛治, 谷 喬 斎藤 秀夫, 新井 喬忠 |
| TM-21 | 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報) | 1963年 9月 | 竹内 和之, 飯田 宗四郎 北谷 虔勇, 中井 治夫 |
| TM-24 | 円輪と薄肉円筒の回転強度の関係 | 1963年11月 | 永井 文雄 |
| TM-25 | DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー | 1964年 1月 | 高橋 利之 |
| TM-26 | 吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合) | 1964年 1月 | 橋爪 宏, 中井 暎一 |
| TM-28 | 一段式観測ロケットの超音速風洞試験 | 1964年 1月 | 谷 喬, 原 亘利 榊原 盛三, 外立 政隆 |
| TM-29 | 遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験 | 1964年 2月 | 中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗 |
| TM-30 | 二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法 | 1964年 3月 | 小橋 安次郎, 宮沢 政文 |
| TM-31 | 亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験 | 1964年 3月 | 河崎 俊夫, 竹内 理 |
| TM-32 | 遷音速風洞の防音 | 1964年 4月 | 牛田 健二, 高橋 宏 |
| TM-33 | 非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について | 1964年 4月 | 榎並 敬之, 山本 稀義 |

| | | | |
|-------|---------------------------------------|----------|---|
| TM-34 | 極超音速風洞ノズルの境界層補正について | 1964年5月 | 長洲秀夫 |
| TM-37 | 気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法 | 1964年5月 | 毛利 浩 |
| TM-38 | AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験 | 1964年6月 | 高木廣治, 斎藤秀夫 石原久蔵 |
| TM-39 | 相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響 | 1964年7月 | 石井孝雄 |
| TM-40 | 国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I) | 1964年9月 | 竹内和之, 川島矩郎 |
| TM-41 | 抵抗線歪ゲージのゲージ率測定 | 1964年10月 | 田畑浄治, 大坪孔治 滝沢 実 |
| TM-42 | 実在着氷条件の測定について | 1964年10月 | 古関昌次, 田寺木一 泉 日出夫 |
| TM-44 | 高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果 | 1964年12月 | 大塚貞吉, 鈴木邦男 大松本宏, 石井浅五郎 広木 強, 山中国雍 |
| TM-46 | 翼胴結合金具の疲労特性 | 1964年12月 | 竹内和之, 藤枝郭俊 |
| TM-47 | ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について | 1965年1月 | 幸尾治朗, 岡 遠一 |
| TM-48 | 極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験 | 1965年2月 | 平木 一, 橋本 登崇 林 二謙, 吉永 山口富夫 |
| TM-49 | Queen-Air 機の失速特性について | 1965年2月 | 幸尾治朗, 岡 遠一 照井祐之, 鎌田幸男 |
| TM-50 | LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について | 1965年5月 | 中井陔一, 塙 武敏 泉 日出夫 |
| TM-51 | 超音速風洞空力データ表示記録装置 | 1965年5月 | 谷 喬, 高島一明 原 亘利, 近藤洋史 |
| TM-53 | ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用— | 1965年5月 | 板垣芳雄 |
| TM-54 | 熱衝撃試験用風洞整備試験 | 1965年5月 | 武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏雄 |
| TM-55 | ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用 | 1965年5月 | 河崎俊夫, 谷 喬 |
| TM-56 | 2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験 | 1965年7月 | 石田 誠, 河野哲雄 |
| TM-57 | 極超音速における軸対称物体の前面抵抗 | 1965年7月 | 曾我 国男 |
| TM-58 | 試験用飛しょう体の超音速風洞試験 | 1965年8月 | 斎藤秀夫, 木村友昭 |
| TM-59 | ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I) | 1965年9月 | 近藤 博, 増田惣平 |
| TM-60 | 吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II) | 1965年9月 | 原 亘利, 高島一明 根英夫, 中 正夫 戸川保子 |
| TM-61 | クインエア機の風洞試験 | 1965年9月 | 広末健一, 矢沢健司 野野雄四郎, 田征一 佐野四信, 別府宏, 能村 実 |
| TM-62 | 高温歪ゲージの温度特性試験 | 1965年10月 | 江川幸一 |
| TM-63 | 2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性 | 1965年10月 | 飯田宗四郎 |
| TM-64 | 応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I) | 1965年10月 | 池田為治, 坂元思無邪 光山敏雄 |

| | | | | |
|-------|--|----------|------------------|-------------|
| TM-65 | ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験 | 1965年11月 | 武内澄夫, 星谷昌二 | 宮地敏雄 |
| TM-69 | 質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析 | 1965年12月 | 斎藤隆, 中村浩子 | 堀内正司 |
| TM-71 | 可動アイアンバードの構造および機能 | 1965年12月 | 機体第一部, 原動機部 | 計測部 |
| TM-72 | 地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化 | 1965年12月 | 戸川隼人 | 石黒登美子 |
| TM-73 | 固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について | 1966年1月 | 田寺木一 | 泉日出夫 |
| TM-74 | 回転振動試験装置の計画, 構造および特性 | 1966年2月 | 武内澄夫, 星谷昌二 | 宮地敏雄 |
| TM-75 | 高マッハ数風洞の消音装置について | 1966年2月 | 牛田健二, 吉永崇 | 清水福寿 |
| TM-76 | コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション | 1966年2月 | 小川鉦一 | |
| TM-77 | テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について | 1966年3月 | 田畑浄治, 三浦雅男 | 桜井善雄 |
| TM-78 | 昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析 | 1966年3月 | 堀川勇壮, 中野佳直 | 森幹彦 |
| TM-79 | テレメータ機上装置の小型化の研究 | 1966年3月 | 新田慶治 | |
| TM-80 | 安定制御のための一計算法 | 1966年3月 | 植崎哲二 | |
| TM-81 | 吹出式超音速風洞の超動時および停止時における過負荷防止装置 | 1966年3月 | 石原久蔵, 外立政隆, 宗美均 | 斎藤秀夫, 榊原盛三 |
| TM-82 | ピトー管による境界層速度分布測定について | 1966年4月 | 長洲秀夫 | 柏原登喜子 |
| TM-83 | ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II) | 1966年4月 | 近藤博 | 増田惣平 |
| TM-84 | 二段ロケットの低速風洞試験 | 1966年7月 | 毛利浩, 佐野四郎 | 田村敦宏, 能村実 |
| TM-85 | 航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究 | 1966年8月 | 小野幸一 | |
| TM-87 | 極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析 | 1966年8月 | 池谷光栄 | 畑山茂樹 |
| TM-88 | プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験(I) | 1966年9月 | 犬丸知夫, 北村清美, 木村友昭 | 岡部祐二郎, 川幡長勝 |
| TM-89 | 有孔板の振動について | 1966年9月 | 川井忠彦 | 泉日出夫 |
| TM-90 | 地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化 | 1966年9月 | 戸川隼人 | 石黒登美子 |
| TM-91 | 高速タービン翼列二次元試験 | 1966年10月 | 近藤博, 山崎紀雄 | 蓑田光弘 |
| TM-92 | リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備 | 1966年10月 | 大山耕一, 中山晋, 五味光男 | 吉田晃昇, 菅原昇 |
| TM-94 | J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性 | 1966年11月 | 武内澄夫, 星谷昌二 | 宮地敏夫 |
| TM-95 | 超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性 | 1966年11月 | 武内澄夫, 星谷昌二 | 宮地敏雄 |
| TM-96 | 2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験 | 1966年11月 | 佐野政明 | 菰岡一洋 |
| TM-97 | 高マッハ数風洞について(II) | 1967年1月 | 吉永崇, 広田正行 | 井上建二, 橋篤志 |
| TM-98 | 40kW プラズマ発生装置の諸特性 | 1967年1月 | 野村茂昭 | 相原康彦 |

| | | | | |
|--------|--|----------|-------------------------|-----------------------|
| TM-99 | 搭載機器用環境試験装置の特性 | 1967年2月 | 大月正男, 大田畑浄 | 鈴木孝雄, 鈴木居繁治 |
| TM-100 | 二連列リフトエンジンの吸込み抵抗 | 1967年3月 | 近藤博 | 大城章一郎 |
| TM-101 | 低圧環境下における固体ロケットモータの性能 | 1967年3月 | 望月昌, 五代富文, 湯沢克宜 | 斎藤信弥, 伊藤克弥 |
| TM-102 | 弾性支持片持板の振動 | 1967年3月 | 境越武敏, 境越恒夫 | 築地恒夫, 林洋一 |
| TM-103 | 結合梁の振動について | 1967年3月 | 築地恒夫 | 林洋一 |
| TM-104 | 平板翼模型の固有振動モードの測定 | 1967年4月 | 中井暎一 | 森田甫之 |
| TM-105 | 非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法 | 1967年4月 | 関口清子 | |
| TM-106 | 動安定微係数測定用風洞天秤について | 1967年5月 | 高島一明, 高原金成 | 桐原盛三, 北出大三 |
| TM-107 | プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II) | 1967年6月 | 犬丸矩夫, 犬北高橋 | 岡部祐二郎, 川幡長勝, 木村友昭 |
| TM-108 | インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用 | 1967年7月 | 長洲秀夫 | 柳沢三憲 |
| TM-109 | ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム | 1967年7月 | 戸川隼人 | 石黒登美子 |
| TM-110 | 二次元スラットおよびスロットドフラップの実験的研究 (I) | 1967年8月 | 犬丸矩夫, 大川幡長 | 北村清美 |
| TM-111 | リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解 | 1967年8月 | 西村博史 | |
| TM-112 | 極超音速風洞ペブル加熱器の特性 | 1967年8月 | 橋爪宏 | 橋本登 |
| TM-113 | リフトジェットエンジン試験設備(II) -計測設備- | 1967年9月 | 森田光男, 森関根静 | 岩部柱相, 武田克巳 |
| TM-114 | 五段遷音速軸流圧縮機の空力設計 | 1967年9月 | 藤井昭一, 五味光男 | 松木正勝 |
| TM-115 | 燃料蒸発管に関する研究 (I) | 1967年9月 | 大塚貞吉, 大田丸卓 | 鈴木邦男, 乙幡安雄 |
| TM-116 | 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて | 1967年9月 | 鈴木邦男 | 相波哲朗 |
| TM-117 | ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化 | 1967年9月 | 新田慶治 | |
| TM-118 | 操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて | 1967年9月 | 村上力 | 真柳光美 |
| TM-119 | ペーン型気流方向検出器の特性 | 1967年11月 | 田畑浄治, 成田健一 | 松島弘一, 塚本憲男 |
| TM-120 | 円錐管レンズの設計とその応用 | 1967年11月 | 山中龍夫 | 奥組澄男 |
| TM-121 | 大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術 | 1967年11月 | 戸川隼人 | 戸川保子 |
| TM-122 | NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果 | 1967年11月 | 竹中幸彦, 小川原恒彦, 湯沢克宜, 西村久男 | 古田敏洋, 田代富克, 藤伊藤 |
| TM-123 | “NAL-16.31” および “NAL-25.31” 二段ロケットの振動試験 | 1967年11月 | 中田井寺, 安藤安太 | 古高昌次, 関木俊朗, 森田孝, 菊地孝男 |
| TM-124 | 吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について | 1967年12月 | 外立政, 原政直 | 近藤洋史 |

| | | | |
|--------|--|----------|--|
| TM-125 | 航技研 1 m×1 m吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について | 1968年2月 | 石原久蔵, 榊原盛三, 原 亘利夫, 関根英夫 |
| TM-127 | 2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性 | 1968年4月 | 飯田宗四郎, 齋藤信一郎, 猿本光明 |
| TM-130 | リフトエンジンの自然吸込みについて | 1968年4月 | 近藤 博, 大城章一郎 |
| TM-131 | 遷音速タービン翼列二次元試験 (Ⅲ) | 1968年5月 | 近藤 博, 山崎紀雄, 養田光弘, 古川 昇 |
| TM-132 | 行列の最小固有値の一計算法 | 1968年5月 | 戸川隼人, 戸川保子 |
| TM-133 | フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究 | 1968年5月 | 竹中幸彦, 古田敏康, 三本木茂夫, 越出慎一, 熊倉郁夫, 斎藤秀夫, 原根 亘利夫, 石野田久蔵 |
| TM-134 | AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験 | 1968年5月 | 斎藤秀夫, 原根 亘利夫, 石野田久蔵 |
| TM-135 | 歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト | 1968年5月 | 小川 敏一, 遠藤修司 |
| TM-136 | “NAL-16.31” および “NAL-25.31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験 | 1968年5月 | 中井 暎一, 高木俊朗, 菊地孝男, 飯田宗四郎, 安藤泰勝 |
| TM-137 | ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム | 1968年5月 | 毛利 浩 |
| TM-138 | 片持板の振動解析に関する考察 | 1968年6月 | 崎 武敏, 林 洋一, 越出慎一 |
| TM-139 | 薄板構造の疲れき裂伝ば実験 | 1968年6月 | 竹内和之, 飯田宗四郎, 野原利雄 |
| TM-140 | 二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究 | 1968年7月 | 犬丸 矩夫, 北村清美 |
| TM-141 | 超音速二次元翼列予備実験風洞について | 1968年7月 | 近藤 博, 八山 優, 坂口 一晋, 高森 晋 |
| TM-142 | 二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究 (Ⅲ) | 1968年7月 | 犬丸 矩夫, 高橋 侔 |
| TM-143 | 端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度 | 1968年8月 | 竹中幸彦, 野口義男, 朝田洋雄 |
| TM-144 | 真ひずみ計の試作 | 1968年8月 | 竹中幸彦, 野口義男, 朝田洋雄 |
| TM-145 | スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム | 1968年8月 | 戸川隼人, 山本浩道, 石黒登美子 |
| TM-146 | 双発 STOL 機の飛行試験 (実用運用包回線および離着陸特性) | 1968年8月 | 幸尾治朗, 塚野雄吉, 小野孝次, 岡 遠一, 鎌田幸男 |
| TM-147 | 浮動振子型加速度計の試作 | 1968年9月 | 大月正男, 円居繁治, 鈴木孝雄 |
| TM-148 | 吹出しフラップ翼の高揚力特性 | 1968年9月 | 小橋安次郎, 西 武徳, 宮沢政文 |
| TM-149 | NAL-16-TR ロケットの研究 | 1968年10月 | ロケット性能研究室 |
| TM-150 | リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について | 1968年11月 | 西村博史 |
| TM-151 | フラッタ解析法の再検討 (フラッタ解析法の研究 その1) | 1968年12月 | 市川輝雄 |
| TM-152 | ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力 | 1969年1月 | 檜崎哲二, 中野富雄 |
| TM-153 | FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き | 1969年2月 | 廣末健一, 高橋 宏, 坂井紀穂, 綿貫忠晴 |

| | | | |
|--------|--|----------|----------------------------------|
| TM-154 | FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き | 1969年2月 | 廣末健一, 木村友昭 高橋宏, 綿貫忠晴 |
| TM-155 | 極超音速風洞 M7 ノズル較正試験 | 1969年2月 | 橋本登, 吉沢昭 穂積弘一 |
| TM-156 | 自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム | 1969年3月 | 戸川隼人, 丸山治雄 |
| TM-157 | 機上用超小型エンコーダの研究 | 1969年3月 | 中正夫, 山本芳樹 大石晃 |
| TM-159 | 可動アイアンバードによる姿勢制御の実験 | 1969年5月 | 西村博史, 藤枝郭俊 |
| TM-160 | 極超音速風洞計測装置について | 1969年7月 | 長洲秀夫, 吉沢昭 松崎貴至 |
| TM-161 | 燃料蒸発管に関する研究 (II) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集— | 1969年8月 | 鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄 |
| TM-162 | 境界層内圧力変動および板の振動変位の測定 (I) | 1969年9月 | 藤森義典, 山崎浩 |
| TM-163 | ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験 | 1969年9月 | 別府護郎, 鈴木友昭 |
| TM-164 | ブレードのフラッピング運動をパネで拘束したロータのピッチダンピングについて | 1969年10月 | 別府護郎, 岡遠一 |
| TM-165 | フェノール系複合材の環境試験結果 | 1969年11月 | 古田敏康, 野口義男 |
| TM-166 | ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態 | 1969年11月 | 大塚貞吉, 斎藤隆吉 堀内正司, 本間幸吉 宮坂彰 |
| TM-167 | YS-11 A-300 型輸送機の胴体疲労試験 —中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近— | 1970年1月 | 竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一 |
| TM-168 | ダンピングメータの試作 | 1970年2月 | 柳沢三憲 |
| TM-169 | ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (I) —冷却フィルムプローブによる方法— | 1970年2月 | 相波哲朗 |
| TM-170 | JR エンジンの燃焼器に起きた振動燃焼 | 1970年2月 | 鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雍 |
| TM-171 | 缶形燃焼器 (低圧・低温系) 試験設備による航空計器の水結 (着氷) 試験 | 1970年3月 | 鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫 |
| TM-172 | 自動追尾型風向風速測定器 | 1970年3月 | 川幡長勝, 中谷輝臣 |
| TM-173 | FA-200 改機の動安定微係数 | 1970年3月 | 遠藤浩, 林良生 海老沼幸成, 中谷輝臣 |
| TM-174 | 遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動 | 1970年4月 | 小橋安次郎, 河野長正 西武徳, 宮沢政文 |
| TM-175 | NAL-16-31 D 型ロケットの研究試作 | 1970年5月 | 五代富文, 近藤洋史 中井暎一, 田畑浄治 |
| TM-176 | 非対称自由流線の一計算法 | 1970年5月 | 高橋作 |
| TM-177 | 小型固体ロケットモータの振動燃焼実験 —パルス法による中周波振動燃焼の研究— | 1970年5月 | 五代富文, 伊藤克弥 西村久男, 湯沢克宜 柴藤羊二 |
| TM-178 | 大型低速風洞動安定微係数測定装置 | 1970年5月 | 廣岡貫一, 遠藤浩 戸田亘洋, 岡部祐二郎 |
| TM-179 | 風洞天秤の試作 | 1970年5月 | 金成正好, 北出大三 |
| TM-180 | ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定 (II) —レーザのドップラ効果を利用する方法— | 1970年5月 | 相波哲朗 |
| TM-181 | 航空機の乗り心地について | 1970年6月 | 幸尾治朗 |

| | | | |
|--------|--|----------|-----------------------------------|
| TM-182 | 排気系障害板の模型実験 | 1970年10月 | 田辺義一 |
| TM-183 | ロケット模型の大型低速風洞試験 | 1970年9月 | 近藤洋史, 高橋宏 桑野尚明 |
| TM-184 | 金属線へ衝突する液滴の現象 | 1970年9月 | 田丸卓, 乙幡安雄 |
| TM-185 | 推進エンジン用空気取入口の予備実験 | 1970年9月 | 近藤博, 石賀保正 |
| TM-186 | NAL-25・31型ロケットの研究試作および飛しょう実験 | 1970年11月 | 宇宙研究グループ |
| TM-187 | 推力300kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(I) | 1970年11月 | 檜崎哲二, 中野富雄 橋本亮平, 竹花真一郎 |
| TM-188 | 自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について | 1970年12月 | 河崎俊夫, 河本巖 戸田勤 |
| TM-189 | 燃料蒸発管に関する研究(Ⅲ) —管内の燃料・空気二相流への熱伝達— | 1970年12月 | 田丸卓, 乙幡安雄 鈴木邦男 |
| TM-191 | 大型電子計算機プログラム・ライブラリ | 1970年12月 | 戸川隼人, 磯部俊夫 |
| TM-192 | 極超音速風洞 M9 ノズル校正試験 | 1971年1月 | 長洲秀夫, 橋本登 穂積弘一, 松崎貴至 |
| TM-194 | 航空機の STOL 性に関する一考察 | 1971年1月 | 田辺義一 |
| TM-195 | 曲面壁上の噴流に対する噴出孔の形状, 配列の効果について | 1971年1月 | 西村英明, 白井弘 井上重雄, 三村富嗣雄 |
| TM-196 | NAL-16H型ロケットの研究試作 | 1971年1月 | 宇宙研究グループ |
| TM-197 | 二次元煙風洞について | 1971年1月 | 高橋宏, 戸田亘洋 白井正孝 |
| TM-198 | 等高線を描かせるプログラム | 1971年1月 | 磯部俊夫 |
| TM-199 | 航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験 | 1971年2月 | 堀内正司, 本間幸吉 矢萩恵一 |
| TM-202 | 単発 STOL 実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定— | 1971年6月 | 幸尾治朗, 小野孝次 矢沢健司, 塚野雄吉 |
| TM-203 | 固体ロケットの比推力測定の標準化 | 1971年6月 | 五代富文, 岡部祐二郎 清水昭紀, 伊藤克弥 西村久男 |
| TM-204 | サーボ機構の過渡応答改善用デジタルコントローラについて | 1971年7月 | 小川鑣一, 島村正人(日本大学) |
| TM-205 | 自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について | 1971年7月 | 河崎俊夫, 河本巖 |
| TM-206 | 静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成(I) —地球の重力場による摂動— | 1971年8月 | 松島弘一 |
| TM-207 | 対称スピン衛星用ニューテーション・ダンスパの解析 | 1971年9月 | 村上力, 狼嘉彰 |
| TM-208 | 薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手— | 1971年11月 | 池田為治, 熊倉郁夫 竹内和之 |
| TM-209 | 試作接着面応力センサの校正試験 | 1971年11月 | 大竹邦彦, 遠藤修司 野口義男 |
| TM-210 | 小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定 | 1971年12月 | 原亘利 |
| TM-211 | 軽量ジェットブースト STOL の一検討 | 1971年12月 | 西村博史 |
| TM-212 | 原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験 | 1972年1月 | 鳥崎忠雄, 小林実 |
| TM-213 | フライングテストベッド空気系統試験 | 1972年2月 | 田辺義一, 小暮泰之 川崎純男 |
| TM-214 | フライングテストベッド燃料系統試験 | 1972年2月 | 田辺義一, 小暮泰之 川崎純男 |
| TM-216 | 安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法 | 1972年2月 | 大石晃, 山中龍夫 冠昭夫 |

| | | | |
|--------|---------------------------------------|----------|---|
| TM-217 | 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— | 1972年7月 | 小川敏雄, 甲斐忠夫, 十河弘, 増原 恢 |
| TM-218 | 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— | 1972年7月 | 小川敏雄, 甲斐忠夫, 十河弘, 増原 恢 |
| TM-219 | フライングテストベッド脚性能試験 | 1972年5月 | 渋谷昭義, 川崎純男 |
| TM-220 | フライングテストベッドテレメータ性能試験 | 1972年5月 | 小野幸一, 十河弘, 池上 博 |
| TM-221 | ロケット模型の動安定微係数の測定 | 1972年5月 | 谷 根 英夫, 高島一明, 関 根 英夫, 中村正剛 |
| TM-223 | 自由飛行模型 FFM-10 の強度について | 1972年5月 | 河崎俊夫, 齋藤秀夫, 河崎武敏, 多田保夫, 河崎洋一, 戸越出慎一, 日下和夫, 越中井暎一, 築地恒夫, 中井 孝, 森田甫之, 菊池孝正, 高橋 実, 東久保正年 |
| TM-224 | フライングテストベッド油圧系統試験 | 1972年5月 | 藤枝郭俊, 十河弘, 川崎純男, 中村公昭 |
| TM-225 | ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しよう径路誤差の一考察 | 1972年5月 | 大月正男, 新宮博, 鈴木孝雄 |
| TM-226 | フライングテストベッド機体強度剛性試験 | 1972年7月 | 渋谷昭義, 丸山 茂, 川崎純男 |
| TM-227 | フライングテストベッド操縦系統試験 | 1972年7月 | 藤枝郭俊, 牧野 健, 川崎純男 |
| TM-228 | 航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験 | 1972年7月 | 鈴木邦男, 石井浅五郎 |
| TM-229 | 液体酸素中におけるころがり軸受の性能 | 1972年7月 | 宮川行雄, 関 勝美 |
| TM-230 | 航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(II) —現状とその検討— | 1972年7月 | 斎藤 隆, 鈴木邦男 |
| TM-231 | フライングテストベッド全機振動試験 | 1972年8月 | 渋谷昭義, 岡田典秋, 丸山 茂, 川崎純男 |
| TM-232 | フライングテストベッド電気系統試験 | 1972年9月 | 甲斐忠夫, 十河弘 |
| TM-233 | フライングテストベッド空気タービン試験 | 1972年11月 | 宮本義人, 川崎純男, 中村公昭, 東海林秀幸 |
| TM-234 | スピン燃焼試験設備による燃焼実験 | 1972年10月 | 石井進一, 岡部祐二郎, 山田晃, 新岡 嵩, 三谷 徹 |
| TM-235 | 推進エンジン用空気取入口の予備実験(統報) | 1972年10月 | 近藤 博, 長谷川 聡 |
| TM-236 | 大型低速風洞動的量データ処理設備 | 1972年10月 | 桑野尚明 |
| TM-237 | 大型低速風洞壁面効果補正要領 | 1972年11月 | 佐藤淳造 |
| TM-238 | 圧力測定的时间遅れにおよぼす圧力孔の影響 | 1972年11月 | 曾我国男, 小野寺信幸 |
| TM-239 | 突風風洞の気流測定について | 1973年4月 | 高橋 焯 |
| TM-240 | 突風風洞での突風応答予備実験 | 1973年5月 | 松下 洸, 西村博史 |
| TM-241 | カーボン複合材の強度特性 | 1973年6月 | 古田敏康, 野口義男, 松嶋正道 |
| TM-243 | 推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(II) | 1973年6月 | 檜崎哲二, 野溝国生, 萩原装千夫, 吉原正一 |
| TM-244 | ジェットノズルの箱型模型実験 | 1973年6月 | 坂口 一, 近藤 博, 高森 晋, 岩下敬吾 |
| TM-245 | コンボジット固体ロケット推進薬のポアソン比測定 | 1973年8月 | 大竹邦彦, 遠藤修司, 種村利春 |

| | | | |
|--------|--|----------|--------------------|
| TM-247 | ジェットエンジン低騒音化の研究 第一報 JR100H-1P ジェットエンジ ンの騒音特性 | 1973年9月 | 鳥崎忠雄, 小林 実 武田克巳 |
| TM-248 | 自動着陸研究用テスト・リグについて | 1973年10月 | 堀川勇壮, 小川鏡一 永安正彦 |
| TM-249 | 人工衛星打上げ用ロケット・システムに ついての検討 | 1973年10月 | 宇宙研究グループ |

~~注：欠番は配布先を限定したもの~~

航空宇宙技術研究所資料250号

昭和48年11月発行

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

印刷所 有限会社啓文堂松本印刷
東京都文京区水道2-7-5
