

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-227

フライングテストベッド操縦系統試験

藤枝 郭俊・牧野 健・川崎 純男

1972 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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 ノズル較正試験	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	小川鉦一, 島村正人
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振動—	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較正試験	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の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の脚性能試験	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の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 喬, 高島一明関根英夫, 中村正剛

フライングテストベッド操縦系統試験*

藤枝 郭俊**・牧野 健***・川崎 純男***

1. まえがき

この報告は、フライングテストベッド¹⁾ (FTB, Flying Test Bed) の操縦系統について実施した試験の結果をまとめたものである。この FTB の構造は、長さ 10 m、幅 7 m、高さ 3 m の十字形の機体に、リフト用ジェットエンジン 2 台を搭載した骨組構造で、垂直離着陸機の最も基本的な一問題である垂直離着陸及びホバリング時における飛行性の問題を研究するために作られたものである。この操縦系統には、姿勢制御系統と高度制御系統がある。前者は姿勢制御と共に FTB では姿勢角を傾けたときに生ずるエンジン推力の水平成分によって水平面内での位置制御も行なう。この姿勢制御は、一般の航空機と異なり舵面がないので、前後および左右の機体フレーム先端に配した空気ジェットノズルの開口面積や噴出方向を変え、制御モーメントを変化させることによって行なう。後者は 2 基のエンジンを始動し、燃料管制器レバーを操作することにより、エンジン推力を変化させることによって高度制御を行なう。

この操縦系統に対しては、十分な強度剛性を有することと共に、正確な作動特性が要求される。従って FTB 操縦系統の諸特性を十分に把握し、かつそれらの要求条件が満足されることを確認することが重要である。操縦系統試験はこの目的のために行なわれたものである。

試験は、操縦系統の強度剛性試験と作動特性試験、およびクラッチ単体作動試験を行なった。FTB の本体完成試験後も要求条件が満足されない部分の補強、改修、さらに空気ジェットノズル噴出口面積増大に伴う操縦系統の改修等を行なった場合には再試験を実施した。報告はこの経過と結果について記したものである。

2. 操縦系統の構造

操縦系統は、姿勢制御系統と高度制御 (エンジン制

御) 系統の二つに大別され、さらに前者はピッチ、ロール、ヨーの三系統に分けられ、後者はスロットルレバーとハイトコントロールの二系統に分けられる。図 1 及び図 2 に各系統を示す。

前者のピッチ、ロール系統は、操縦士の操縦桿の操作量と自動安定装置¹⁾ (ASE, Automatic Stabilization Equipment) 出力のアクチュエータ変位量の和に比例したノズル開口面積 (ノズル開度) を、ヨー系統はペダルの操作量と ASE 出力のアクチュエータ変位量の和に比例した噴出角度 (ノズルの首振り角度) を得る系統である (図 3 (a) (b))。

後者のスロットルレバー系統は、2 基のエンジンをそれぞれ独立に作動させるための系統で、2 本のスロットルレバーによってエンジン始動からアイドルまでの制御を行ない、ハイトコントロールスティック系統は、飛行中のエンジン推力制御を行なうものであり、この系統は両エンジンのアイドル状態でスロットルレバー系統とエンゲージし、ハイトコントロールスティックの操作量と ASE のアクチュエータ変位量の和に比例した燃料管制器レバー変位によってエンジン推力の制御を行なう (図 4)。

この操縦系統の主構成要素は、操縦力を伝達する部分、操縦士による操作量と ASE のアクチュエータ変位量の混合を行なう部分 (混合機構) および ASE の機能補償用のクラッチである。

操縦力伝達部には押引きロッド (押引管端部に長さ調整可能なロッドエンドをつけたもの) に、トルクチューブおよびベルクランクを組み合わせたものを採用している。これらの材質は、アルミニウム合金とクロムモリブデン鋼である。

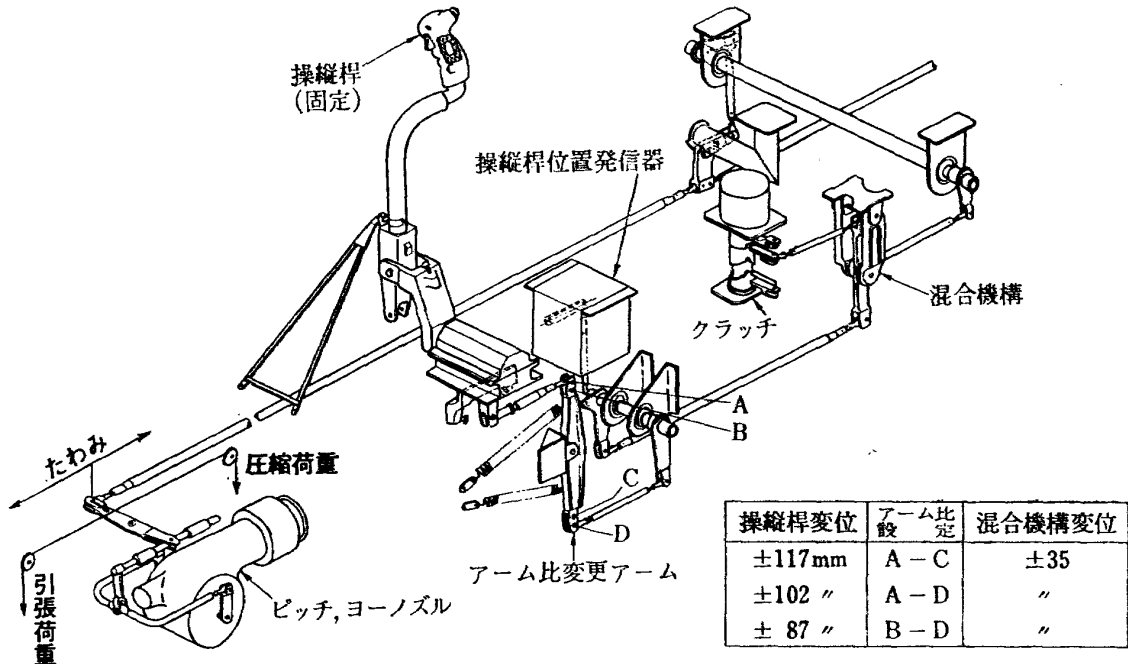
混合機構は故障の少ない最も簡単なリンク機構による機械的加算方式のものであり (図 1, 2 参照)、この部分で ASE の効果を調整している。

ピッチ、ロール及び高度制御系統については操縦士の操縦装置 (操縦桿、ハイトコントロールスティック) の全行程および ASE のアクチュエータの全行程が、それぞれノズル開度、燃料管制器レバーの全行程に対応するオーバトラベル機構を採用している (図 3 (a), 図 4 参照)。

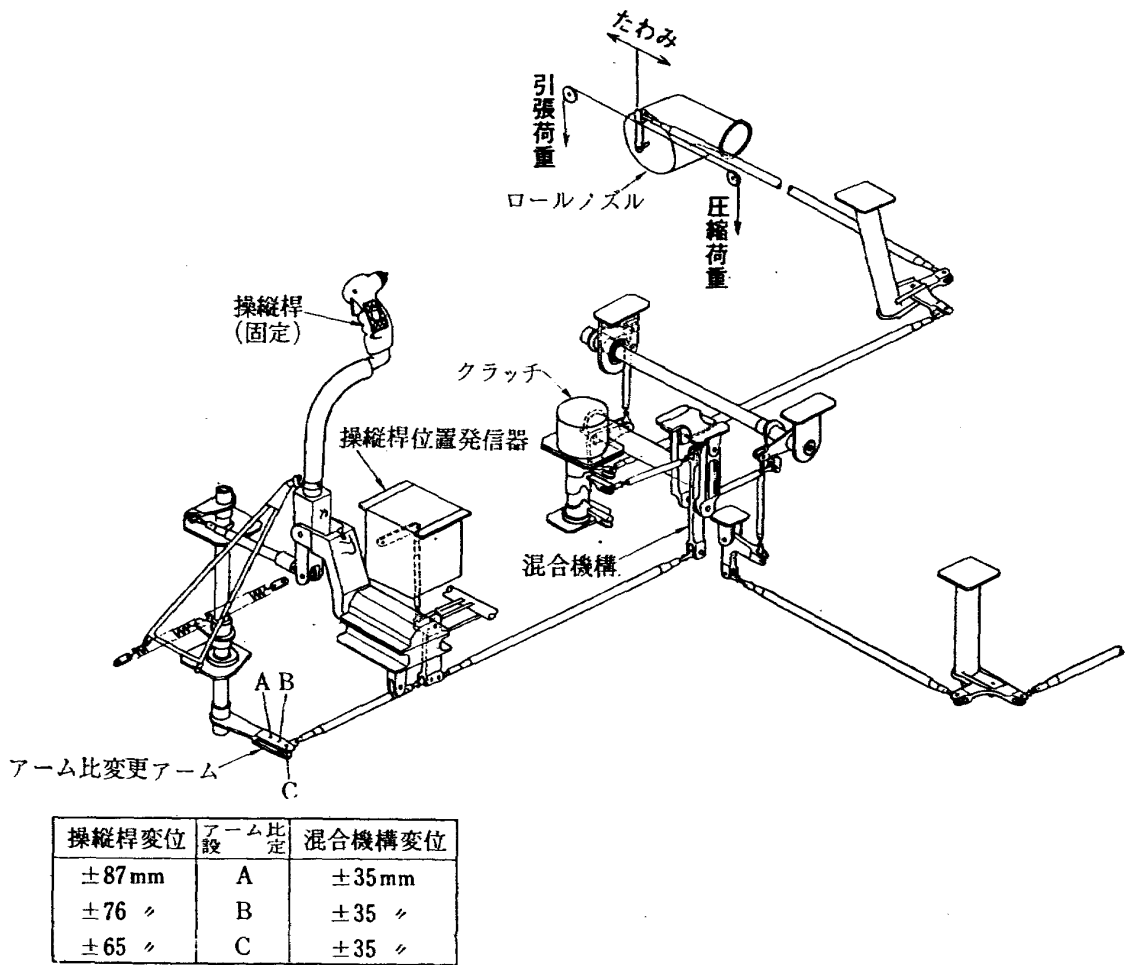
* 昭和47年3月4日受付

** 新型航空機部

*** 富士重工業株式会社

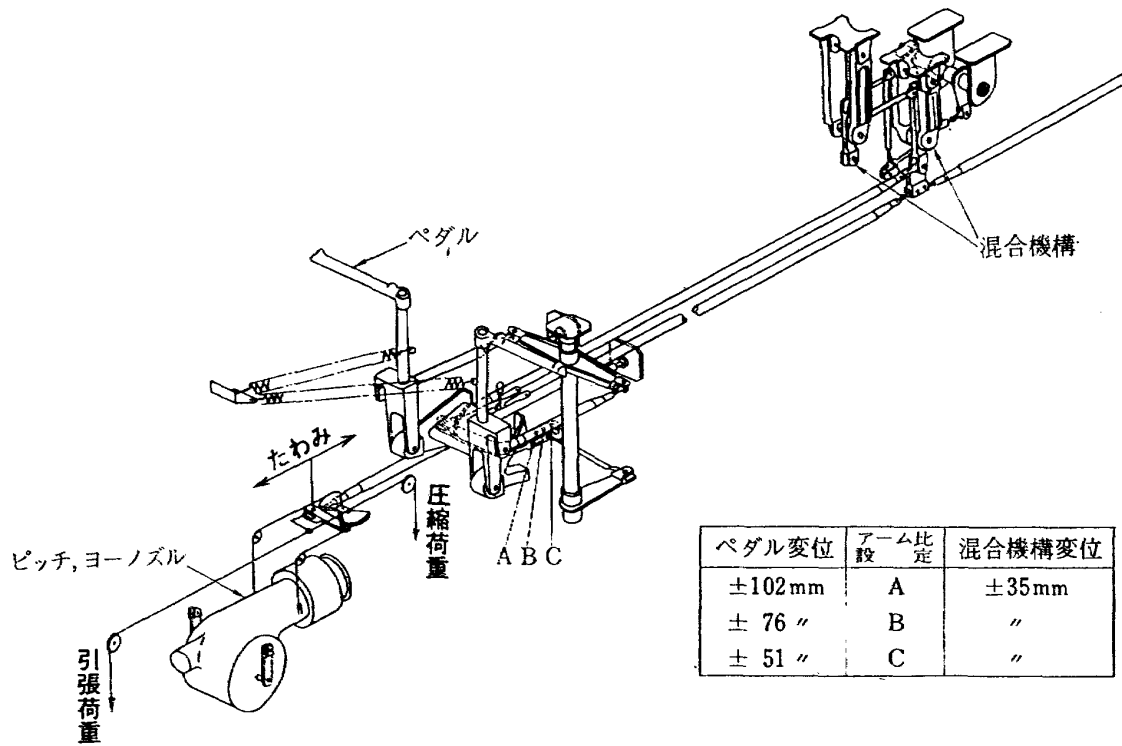


a) ピッチ系統



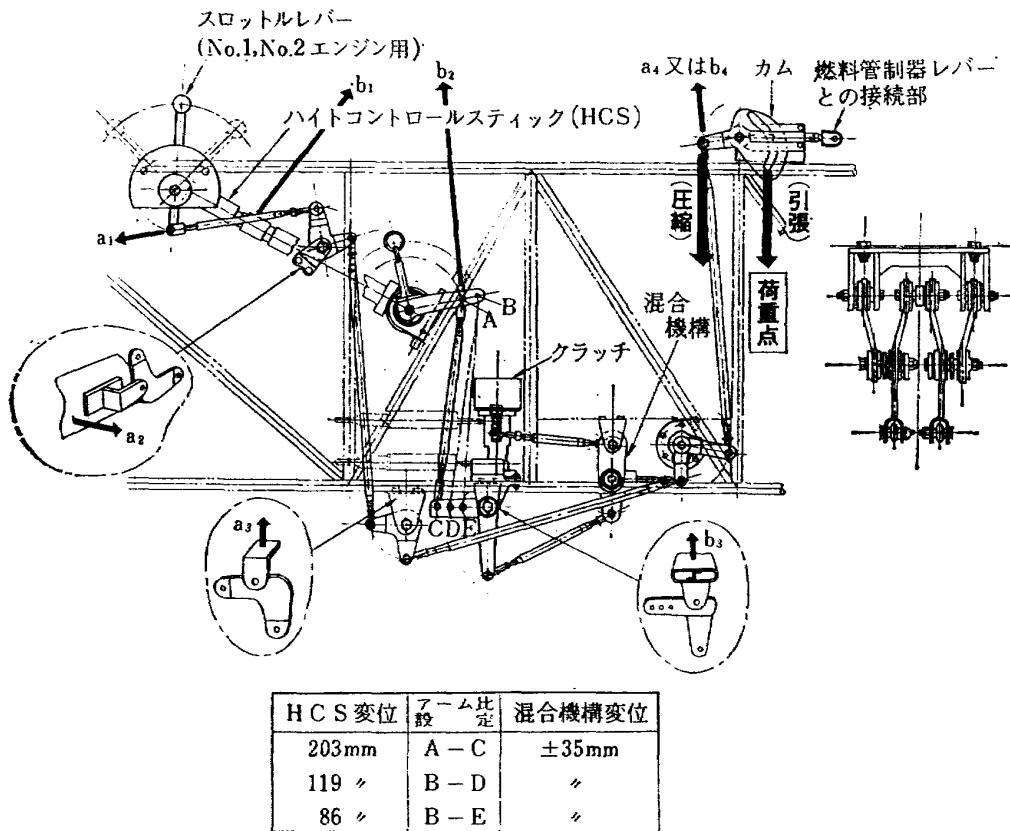
b) ロール系統

図 1 姿勢制御系統 (強度剛性試験)



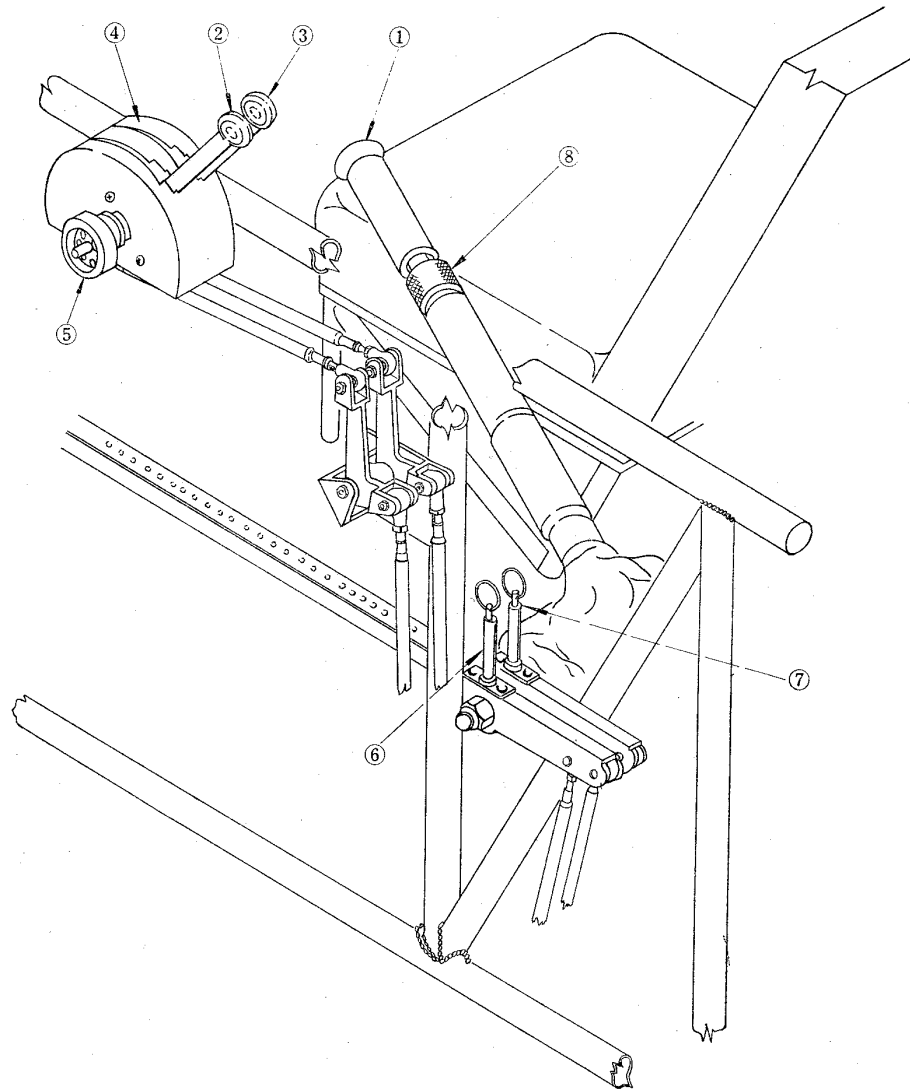
c) ヨー系統

図 1 姿勢制御系統 (強度剛性試験)



a) 全系統

図 2 高度制御系統 (強度剛性試験)



- ① ハイト・コントロール・スティック
- ② No. 1 スロットルレバー
- ③ No. 2 スロットルレバー
- ④ ガイド
- ⑤ レバー操作力調整ノブ
- ⑥ No. 1 エンゲージピン
- ⑦ No. 2 エンゲージピン
- ⑧ スティック操作力調整ナット

b) スロットルレバーとハイトコントロールスティック配置図

図 2 高度制御系統 (強度剛性試験)

ヨー系統では ASE のオーソリティ (最大の効き) をペダルの効きの 1/2 に押えている (アクチュエータ 2 個が正常に作動しているとき, 図 3 (b))。この系統は混合機構を 2 個使用し, その一段目の混合機構では 2 つの ASE アクチュエータ変位を加算し, アクチュエータ 1 個故障時の機能補償を行なっている。

クラッチは電気機械式のもので, クラッチの起動力にはバネ力を利用した (図 14 参照)。このクラッチ

はピッチ, ロールおよび高度制御系統に各 1 個ずつ組み込んでいる。クラッチ機能の詳細は 6. に述べる。

この他にピッチ及びロール系統には, 操縦桿と混合機構間に操縦系統反力吸収用の油圧サーボシリンダ* (非可逆装置) が組み込まれている。

* 油圧サーボシリンダ (イルレバーシブルアクチュエータともいう) は, 表 1 に示されるように艤装完了時 (43年 3 月) に取り付けられ, 図 1 には示していない。

- 注1. 操縦桿およびペダル変位とASEアクチュエータ変位の混合出力変位は、向変位位置の2点を結ぶ直線と混合出力部変位の直線との交点によって示される。
- 注2. ピッチ、ロール系統のオーバートラバールは、ノズルによってとっている。
- 注3. (ヨー系統は全行程以上に首振り角度が変化できる) ようになっておりオーバートラバールはとっていない。ピッチ、ロール系統の変位は、() 外の値がピッチ、() 内の値がロールである。
- 注4. 操縦桿およびペダル変位の値は、FTBの飛行実験時の値であり、実際は図1に示されるように、3種類の値がとれる。

FTB基準値 (最大範囲)
 ピッチ ; ± 4 in (±102mm)
 ロール ; ± 3 in (±76mm)
 ヨー ; ± 3 in (±76mm)

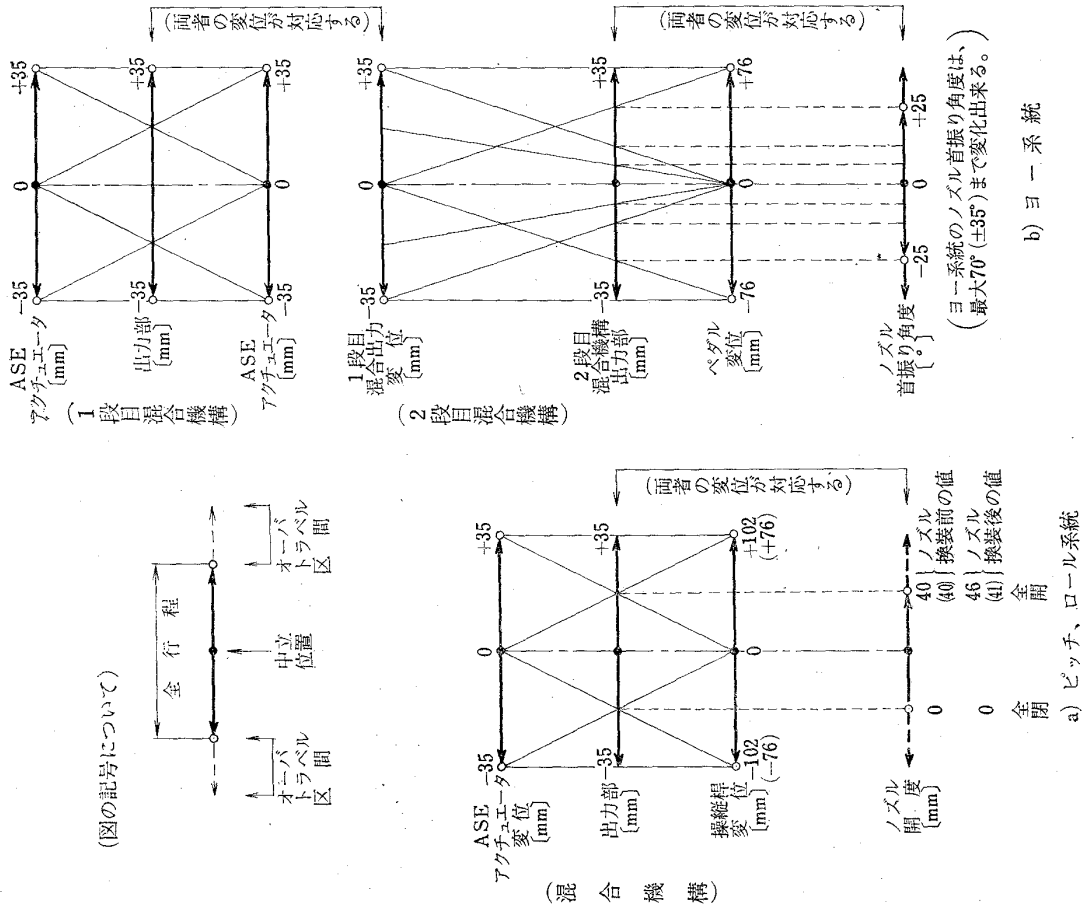
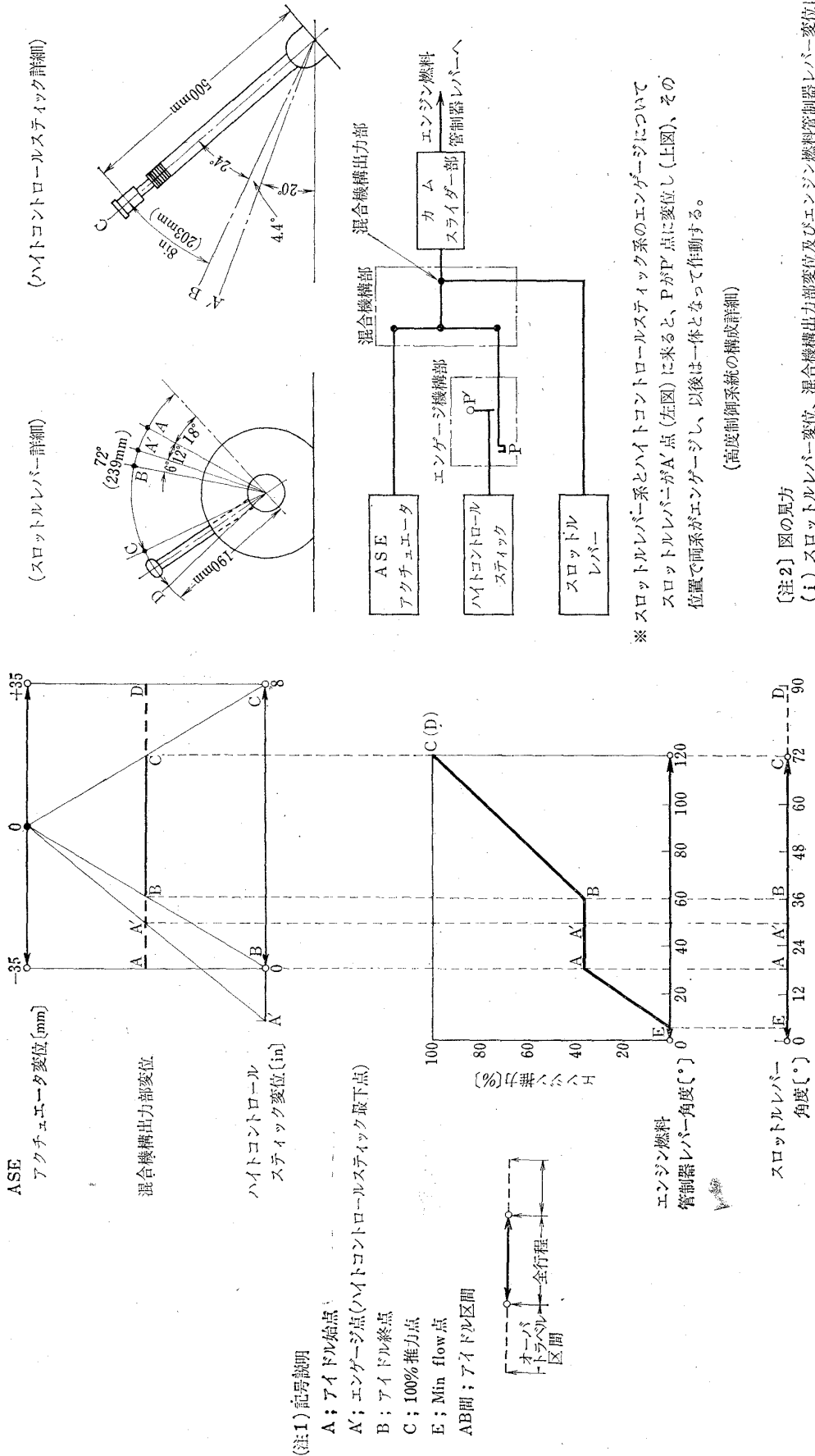
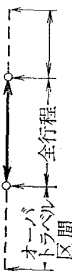


図 3 操縦桿及びペダルと ASE アクチュエータの操舵対応図



(注1) 記号説明
 A; アイドル始点
 A'; エンゲージ点(ハイトコントロールスティック最下点)
 B; アイドル終点
 C; 100% 推力点
 E; Min flow 点
 AB間; アイドル区間



※ スロットルレバー系とハイトコントロールスティック系のエンゲージについて
 スロットルレバーがA'点(左図)に来ると、PがP'点に変位し(上図)、その
 位置で両系がエンゲージし、以後は一体となって作動する。

(高度制御系統の構成詳細)

[注2] 図の見方

- (i) スロットルレバー変位、混合機構出力部変位及びエンジン燃料制御器レバー変位は、常に
 対応し、エンジン燃料制御器レバー変位とエンジン推力が対応する。
- (ii) ハイトコントロールスティックがエンゲージした後のハイトコントロールスティック変位
 とASEアクチュエータ変位の混合出力変位は、両者の変位位置相当の2点を結ぶ直線と混
 合機構出力部変位の直線との交点である(左上図)
- [注3] オーバトラベル区間CDは燃料制御器レバー部でとり、
 オーバトラベル区間CDはカムスライダ部でとっている。
- [注4] ハイトコントロールスティック変位は、FTBの飛行実験時の値であり
 実際には、図2に示されるように3種類得られる。

図 4 スロットルレバー及びハイトコントロールスティック変位と燃料制御器レバー変位の対応図

表 1 試験実施項目一覧表

区分	強度 剛性	作 動 特 性					クラッチ 単体作動	機 体 状 態	実 施 場 所	実 施 年 月
		起動力	保舵力 (勾配)	ガ タ	ヒステ リシス	作動 確認				
本 体 時 完 成 時	A, H	A, H	A	A, H		A, H	A, H	本体完成, エンジンなし	宇 都 宮	昭和 42年 3月
艦 装 完 了 時		A		A		A, H		エンジン艦装完, ピッチロール系の油圧サー ボシリング (操縦系反力吸 収用) 装備	〃	43年 3月
全 機 作 動 前				A, H		A, H		エンジン遠隔操作装置の艦 装	角田支所	43年 7月
ノズル 換 装 後	A	A		A		A		ピッチ, ヨー兼用ノズル及 びロール用空気ジェットノ ズルの換装 (噴出面積増大) 及び操縦系統及びフレーム 部の一部改修と補強	宇 都 宮	44年 3月
高度制御 実 験 前				H	A, H			高度制御拘束実験装置に取 付けるための艦装	〃	44年 8月
姿勢制御 実 験 前					A, H			姿勢制御用拘束実験装置に 取付ける為の艦装	角田支所	45年 3月
自由飛行 実 験 前					A, H		A, H	クラッチ換装, エンゲージ 機構の改修 操縦系統ロッドの一部換装 操縦系統アイドラー取付部 改修	宇 都 宮	45年11月

(注) A; 姿勢制御系統, H; 高度制御系統, 宇都宮; 富士重工業 (株) 宇都宮製作所, 角田支所; 航空宇宙技術研究所, 角田支所

3. 試験の実施項目

試験は強度剛性試験, 作動特性試験およびクラッチ単体作動試験に大別される。

各試験は, 完成試験後も装備の追加, 空気ジェットノズルの改造に伴う操縦系統の改修, クラッチおよびエンゲージ機構などの改良があり, その都度必要な試験を繰り返えし実施した。表1に実施した試験項目の詳細を示す。

4. 強度剛性試験

この試験は, 操縦系統がその制限荷重に対して十分なる強度剛性を有することを確認するために実施した。

4.1 制限荷重

操縦系統の制限荷重は, 最大操舵力あるいは運用最

大荷重によって定まる。前者は文献²⁾によって規定される。後者については FTB の姿勢制御系統は舵面がないので, 操縦系統の慣性力, 摩擦力およびノズル起動トルク*によって決まる。

慣性力算定には, 操縦系統の繰返し早さと振幅が問題となる。FTB ではパイロットの操作能力のシミュ

* ノズル起動力; 空気ジェットノズルの開口面積変化の為に回転バルブの駆動し始めに要するトルク (ピッチ, ロール), あるいは噴出方向を変化させる為にピッチ用ノズルの首を回転させ始めるときに要するトルク (ヨー) をいう。このトルクは, ノズルに圧縮空気が送られると, 回転バルブに自閉力が生じたり, あるいはノズルの首を回転させるときの摩擦力の増加によって, 送気されないときに比べて大きくなる (文献3参照)。但し, 回転バルブの自閉力は前後又は左右のノズルによって相殺されるように取り付けられている。

レーション結果*にもとずき、ピッチ、ロール系統では最大振幅で 10Hz, ヨー系統では 5Hz とした。

摩擦力は通常機の値、即ち操舵力換算値 0.5kg を基準値とし、最大運用荷重算定に当っては余裕をとり、その 2 倍の値をとった。

またノズル起動トルクは文献 3 にもとづく値ピッチ、ロールが 0.2kg-m, ヨーが 0.7kg-m を基準値とし、最大運用荷重算定には摩擦力と同様に、その 2 倍の値をとった。この結果、両者を比較すると最大操舵力による荷重が運用最大荷重より大きくなる(表 2 参照)。しかし最大操舵力による荷重は、操縦桿やペダル近くにある各ストッパーでその反力をとるのでそれ以後の区間(ノズル側)には及ばない。従って FTB では各系統のストッパーを境とし、その前後の 2 区間に分けて制限荷重を規定した。即ちストッパーから操縦桿又はペダル迄を最大操舵力、ストッパーからノズル迄を運用最大荷重をもってその制限荷重とし

た。

一方エンジン制御系統の運用最大荷重の算定はむずかしいが、慣性力も小さく、ノズル起動トルクもなくなることから考え、姿勢制御系統のそれに比べかなり小さくなるのが推察される。そこでエンジン制御系統の運用最大荷重は、最大操舵力の 60% をその混合機構出力部での値とし、各区間の制限荷重を決定した。表 2 は各系統の制限荷重を示した。

4.2 姿勢制御系統の強度剛性試験

4.2.1 操縦桿(又はペダル)とストッパー間強度試験

〔試験方法〕ピッチおよびロール系統では操縦桿グリップ中央、ヨー系統ではペダルパット中央に制限荷重をかけ、各系統のストッパー間までに異常のないことを目視点検する。この場合の反力はストッパーでとる。

〔試験結果〕目視点検の結果、各系統とも全く異常のないことが確認された。

4.2.2 ストッパーとノズル間の強度剛性試験

〔試験方法〕ピッチおよびロール系統では操縦桿を、ヨー系統ではペダルを固定し、又各系統のアクチュエータ部は、その中立位置相当長さのダミ金具によって固定し、各系統のノズル操作アームに荷重を段階的に制限荷重までかけ、その点の変位量をダイヤルゲージで計測する** (図 1 (a), (b), (c))。この荷重値は、表 2 の制限荷重をノズル操作アーム部に換算した値である。

〔試験結果〕試験は本体完成時(42年3月)とノズル換装後(44年3月)の2回実施した。各試験結果を図 5 (a), (b), (c) と図 6 (a), (b), (c) に示す。本試験の結果では各系統とも荷重の増加、減少に対する変位量の増減値にも問題はなく、その制限荷重に対して十分なる強度を有している。ただその変位量から若干剛性の低さが感じられた。この点の詳細については、作動確認試験結果(5.2.5)で述べる。

4.3 エンジン制御系統の強度剛性試験

4.3.1 スロットルレバー又はハイトコントロールスティックとストッパー間の強度試験

〔試験方法〕スロットルレバー又はハイトコントロールスティックのグリップに制限荷重をかけ、その区間に異常のないことを目視点検によって確認する。こ

** ノズル換装後試験(44年3月)では、ピッチ、ロール系統については、それぞれのノズル回転バルブの変位量を、ヨー系統はノズルの首振り角度の変位を測定した(図 6 参照)。

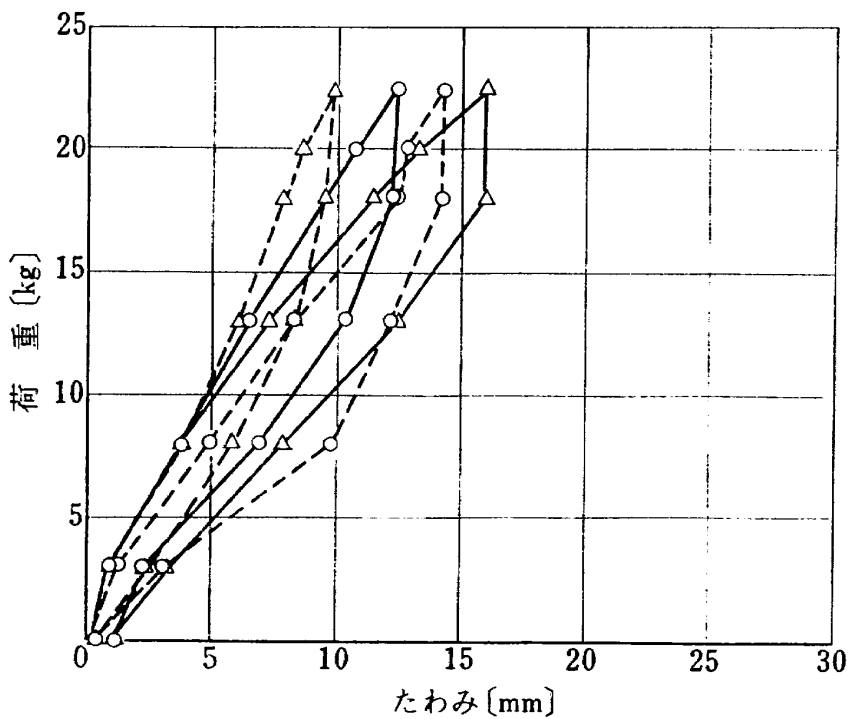
表 2 各系統の制限荷重 [kg]

系統	区 間	初 期	ノズル換装後
ピッチ	操縦桿—ストッパー	45.0 (262.3)	45.0 (262.3)
	ストッパー—ノズル	58.0	66.0
ロール	操縦桿—ストッパー	30.0 (130.3)	30.0 (130.3)
	ストッパー—ノズル	48.0	45.0
ヨー	ペダル—ストッパー	60.0 (194.9)	60.0 (194.9)
	ストッパー—ノズル	100.0	116.0
高度	ハイトコントロールスティック—ストッパー	45.0	同 左
	ストッパー—エンジン部	45.0×0.6	同 左
スロットル	スロットルレバー—ストッパー	40.0	同 左
	ストッパー—エンジン部	40.0×0.6	同 左

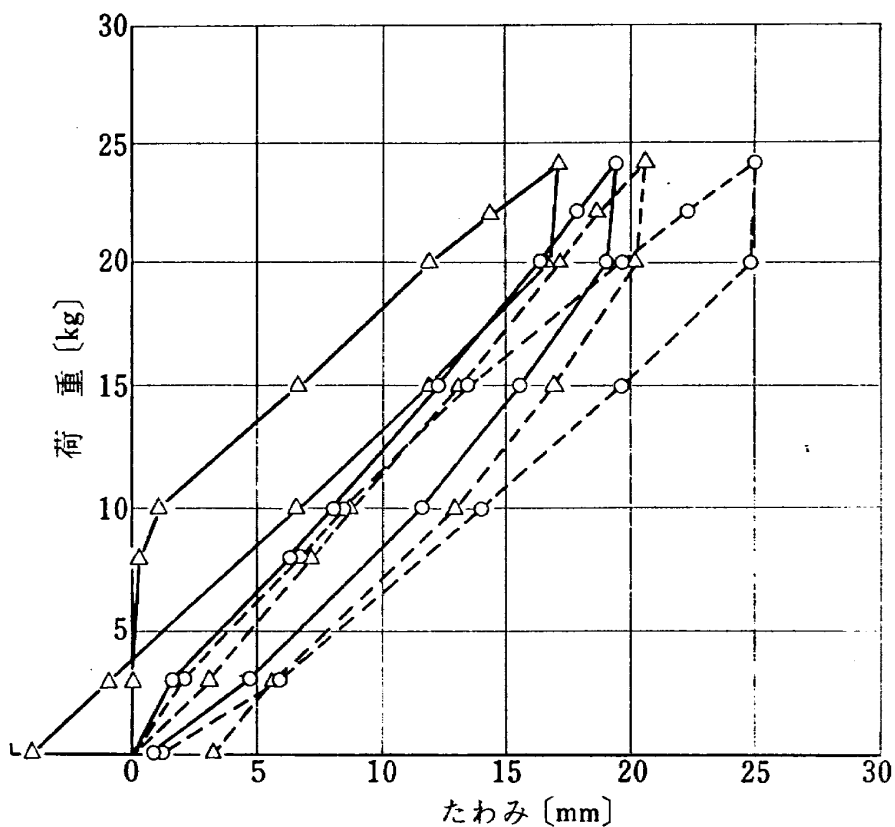
注 1 各欄の上は最大操舵力、下は運用最大荷重を示す。

注 2 () 内の値は、最大操舵力をミキシング機構出力部での値に換算した値である。

* シミュレータ実験結果では、ASE と操縦士の入力の合算された操縦系統の動き(ノズル)の周波数は 2Hz 以下であったが、操縦士の操舵限界を操縦桿で 5Hz, フルストローク(ペダルはこれ以下となる)とし、更に余裕をとって考えた。



(a) ピッチ系統

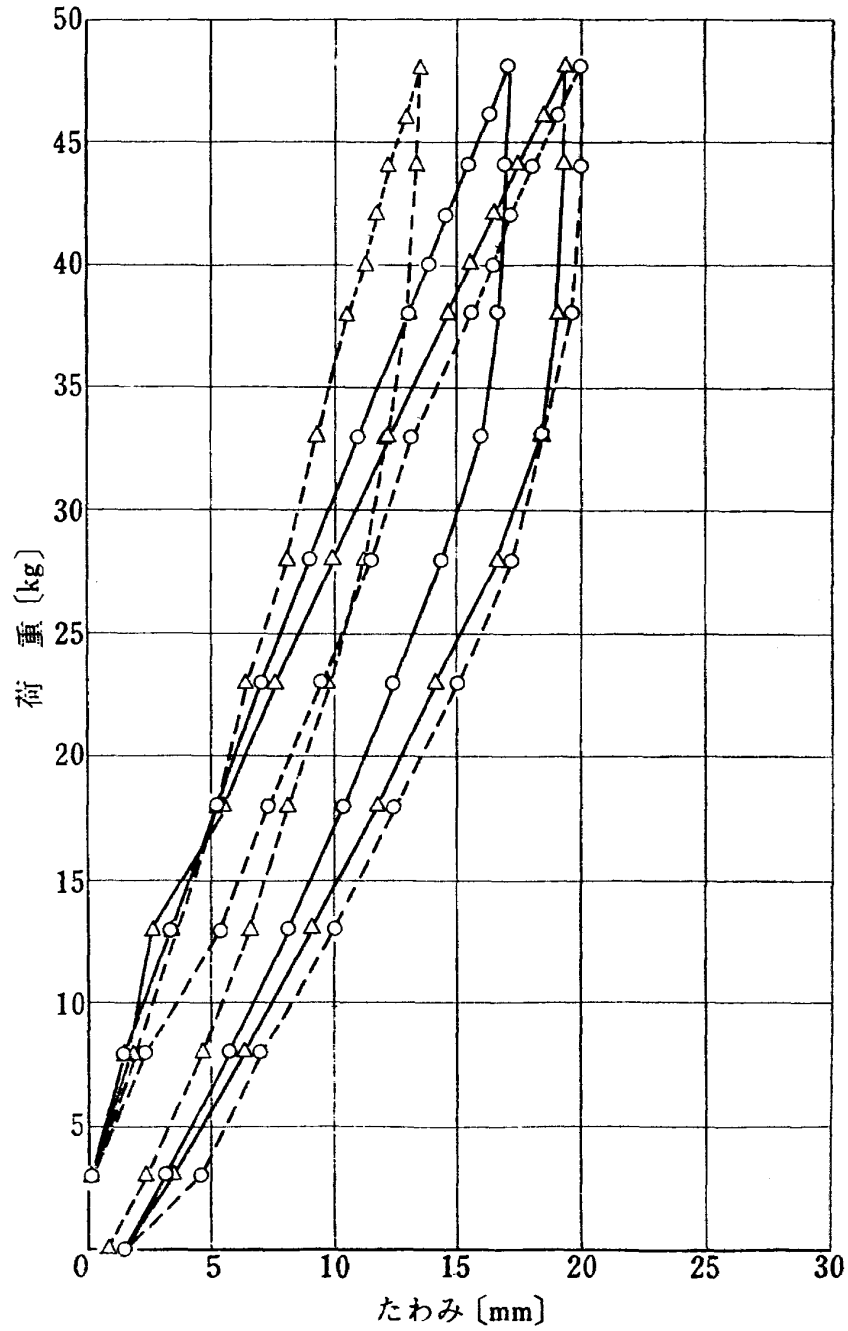
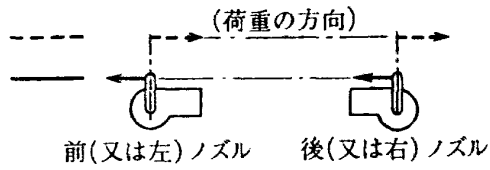


(b) ロール系統

図 5 強度剛性試験結果 (42年 3月実施)

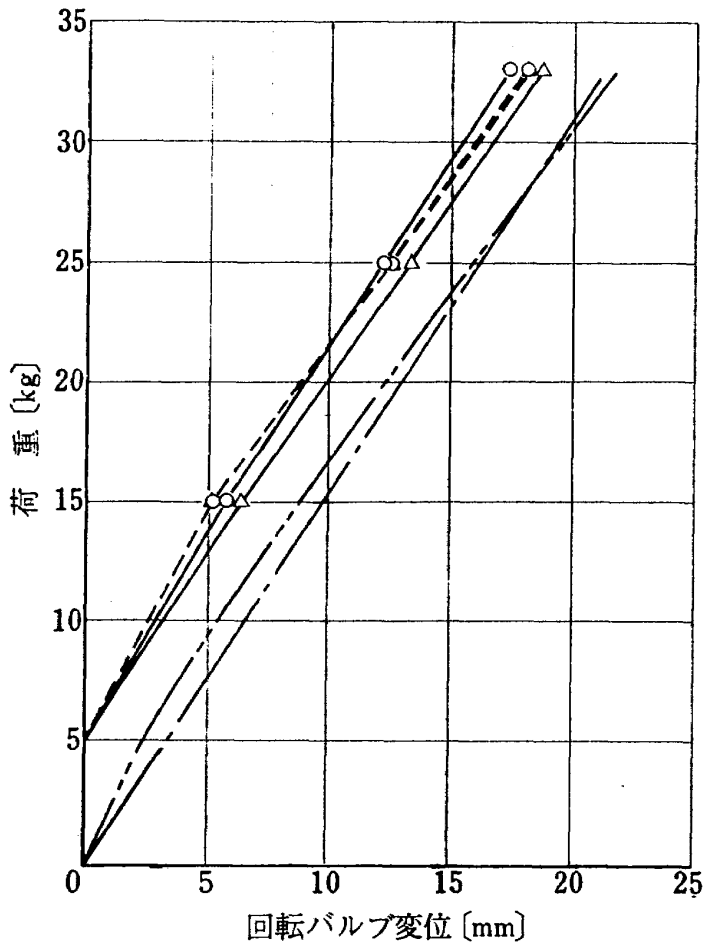
○ 前(又は左)ノズル操作アームのたわみ

△ 後(又は右)ノズル操作アームのたわみ

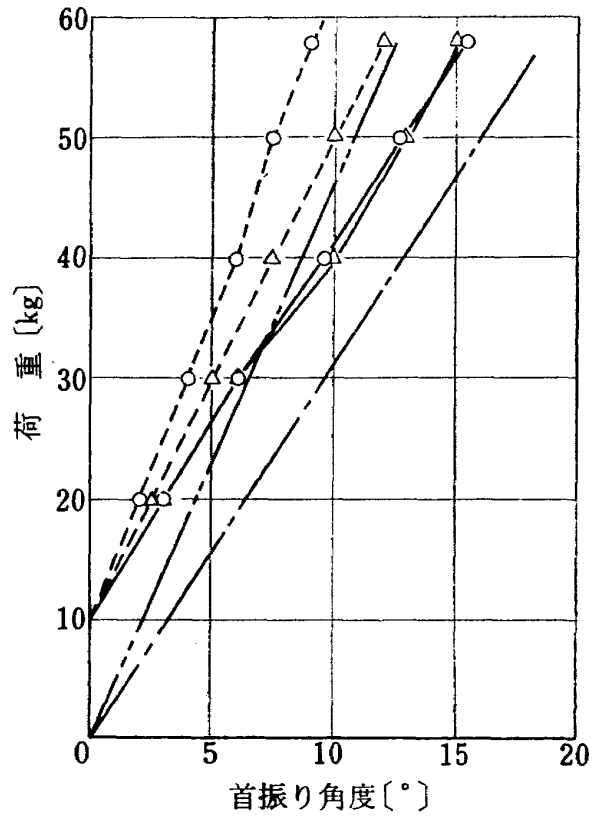


(c) ヨー系統

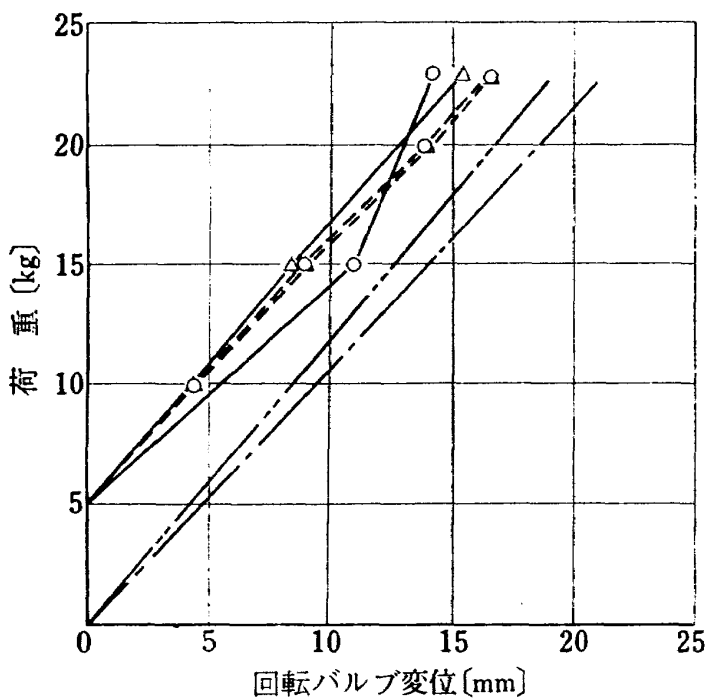
図 5 強度剛性試験結果 (42年 3月実施)



(a) ピッチ系統

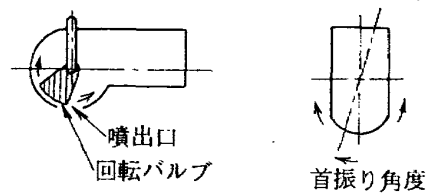


(c) ヨー系統

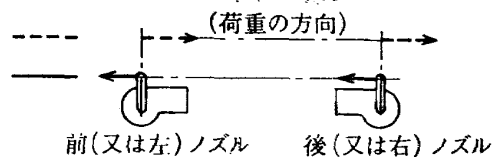


(b) ロール系統

(注) 荷重による変位測定は、ピッチ、ロール系統は回転バルブ変位を、ヨー系統はノズルの首振り角度を測定した。(下図) 測定の都合上、5kgの荷重をかけたときの位置を零点として測定を行った。

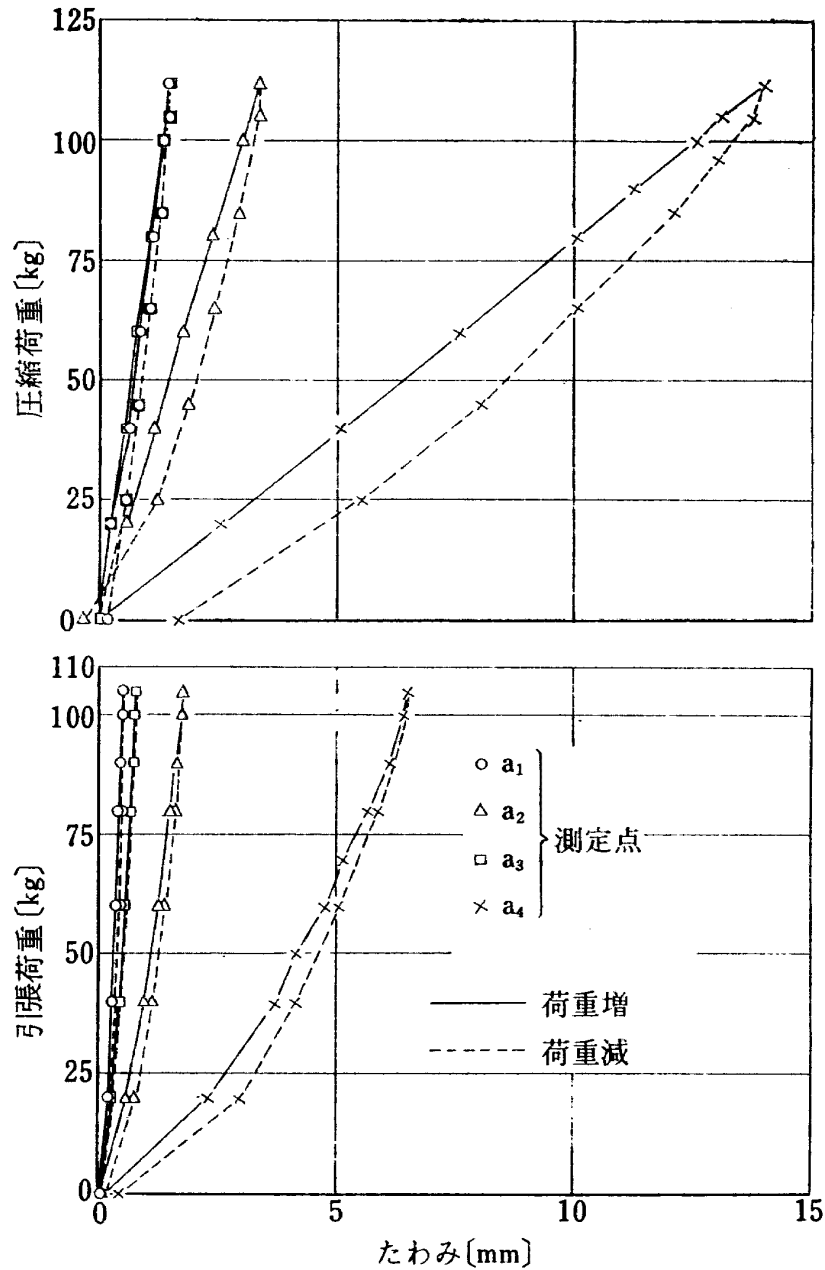


- 前 (又は左) ノズルの回転バルブの変位
又は前ノズルの首振り角度
- △ 後 (又は右) ノズルの回転バルブの変位
又は後ノズルの首振り角度



- ○と△の平均値の零点修正曲線
- ○と△の平均値の零点修正曲線

図 6 強度剛性試験結果 (44年3月実施)



(a) スロットルレバーとカム間

図 7 強度剛性試験結果 (42年 3月実施)

の場合の反力はストッパーでとる。

〔試験結果〕 制限荷重に対して十分な強度を有し、この区間に異常のないことが確認された。

4.3.2 スロットルレバーとカム間の強度剛性試験

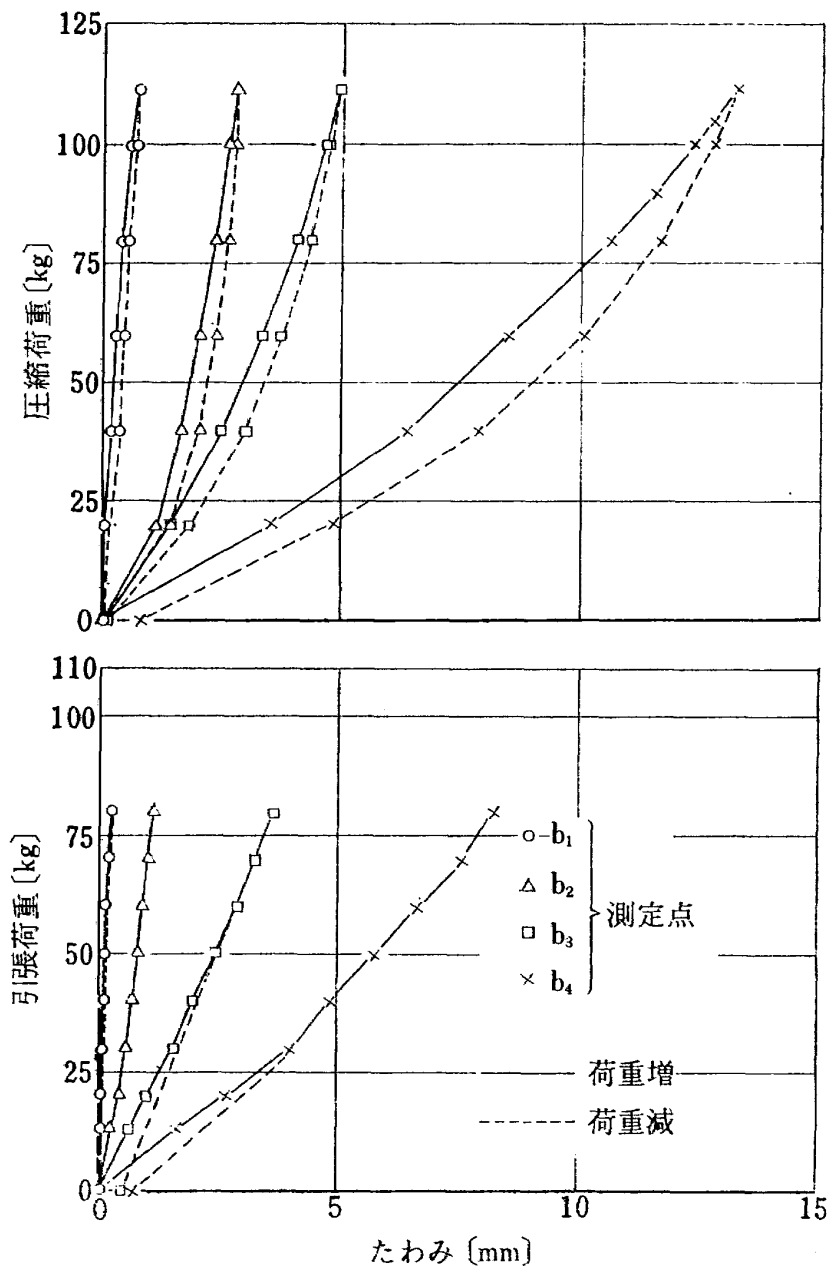
〔試験方法〕 スロットルレバーをエンゲージ位置に固定し、カムの溝あるいはカムとトルクチューブの結合部に荷重をかけることにより、試験区間に引張あるいは圧縮荷重を加える。荷重は制限荷重まで段階的にかけ、そのときの系統の主な部分の変位量をダイヤルゲージで測定する (図 2 参照)。

〔試験結果〕 姿勢制御系統と同じく、操縦力を伝え

る押引管、ベルクランクなどは強度、剛性とも十分であったが、それらの支持金具及びその取付部の一部に剛性の低いところがみられた。測定結果を図 7 (a) に示す。図中 a_4 , b_4 が特に大きい様に思われるが、強度剛性上問題はない。またこの原因は、カム及び取付部の剛性の低さにあり、機能上の見地から精度向上並びに剛性向上を図り、試験後新製換装した。

4.3.3 ハイトコントロールスティックとカム間の強度剛性試験

〔試験方法〕 ハイトコントロールスティックをエンゲージの位置に固定し、表 2 に示す規定の荷重をか



(b) ハイトコントロールスティックとカム間

図 7 強度剛性試験結果 (42年 3月実施)

け、4.3.2 と同じ要領にて試験を行う。

〔試験結果〕 測定結果を図 7 (b) に示す。この区間においても 4.3.2 の結果と同様な傾向を示した他は、異常は見られなかった。

5. 作動特性試験

この試験は、操縦系統の機能特性が FTB の飛行性基準*の中の操縦装置の特性基準²⁾に適合していることを確認するために行なうものである。

* FTB の飛行性基準は AGARD-Rep 408⁴⁾ に拠をとっている。

5.1 作動特性試験項目について

試験項目は表 1 に、特性の基準値は各試験結果に示したが、FTB が通常機と異なるので、これらの試験項目について若干の説明と定義を次に示す。

(i) 操縦士の操縦装置**の起動力

各操縦装置の操作点において、それを動かし始めるときに要する力を意味し、姿勢制御系統のそれについて

** 姿勢制御系統には、ピッチ、ロール用の操縦桿とヨー用のペダルがあり、高度制御系統には、スロットルレバーとハイトコントロールスティックがある。

ては中立位置での値である。

(ii) 保舵力及び保舵力勾配

操縦装置をある位置に保持しておくときに要する力を保舵力といい、この力と位置との関係を示す直線(あるいは曲線)の勾配を保舵力勾配という。高度制御系統では、どの位置においても殆んど一定であり、また各操縦装置にフリクション調整装置があり、これによって任意の位置に固定できるので測定は行なわなかった。

(iii) ガタ測定とヒステリシス測定の相違

ノズル換装後試験(44年3月)迄は、操縦系統の入出力端(例えばピッチ系統では、操縦桿又は ASE のアクチュエータが入力端で、ノズル回転バルブが出力端である)の一方を固定し、他端を動かしたとき、そこで自由に変位する量、あるいは入出力端の一方を静かに押すか、引くかしたとき他端が動き出すまでに押した(又は引いた)量をガタといい、この測定をガタ測定とした。

しかし機体総合実験*で、操縦系統の各系統を全行程作動させ、このときの入出力端のヒステリシス曲線から得たヒステリシスと前記のガタと比較したとき、ヒステリシスの方が大きく、特にノズルに圧縮空気を送気した場合、この傾向は更に著しくなることが判った。これは FTB のリミットサイクル運動発生 の因ともなるべき重要な問題であり、またガタの値がヒステリシスの中に含まれることを考え、高度制御前試験

(44年8月)からは、ガタ測定のかわりにヒステリシス測定を実施することとした。

(iv) 作動確認試験

この試験は、操縦系統の組立調整完了後に全系統の点検の為に行なわれる重要な試験である。表1ではノズル換装以後実施されていないように表わされているが、実際にはヒステリシス測定試験でその目的を果している。

5.2 姿勢制御系統の作動特性試験

5.2.1 姿勢制御系統の起動力測定試験

〔試験方法〕各系統のアーティフィシャルスプリングを取り外し、ピッチ及びロール系統は操縦桿グリップ中央を、ヨー系統はペダルパット中央をそれぞれバネ秤で引張り、桿又はペダルの動き出す瞬間の力を読みとる。ただし、ノズルに圧縮空気を送気しない。

〔試験結果〕測定結果を表3に示す。最終試験(44年3月)では油圧のない場合の値を測定しているが、ピッチとロール系統についてはその前の試験結果から、油圧の有る場合の値は油圧の無い場合の約1/2となることわかる。これはピッチ、ロール系統にのみ組み込まれている油圧サーボシリンダの摩擦によるものであり、最終測定値についても同様のことがいえるので、測定値は基準値を満足している。ヨー系統の最終測定値は基準値の最大値にほぼ等しいが、ノズルに圧縮空気が送気された時のノズル起動トルク増大**が考えられ、この増大分のペダルパット換算値分が基準

表3 操縦桿及びペダルの起動力測定値 [kg]

区 分	試 験 条 件		ピ ッ チ 系 統 (操 縦 桿)		ロ ー ル 系 統 (操 縦 桿)		ヨ ー 系 統 (ペ ダ ル)	
	アーム比	油 圧	押	引	左	右	左 踏	右 踏
本 体 完 成 (42年3月)	大	—	0.25	0.30	—		3.0	2.8
	中	—	0.15	0.25	0.1~0.2		2.2	2.4
	小	—	—	—	0.35~0.4		3.1	2.3
機 装 完 了 (43年3月)	中	OFF	—	0.5~1.0	0.65~2.0	0.58~2.7	—	—
	中	ON	—	0.35~0.50	0.22	0.26	—	—
ノズル換装後 (44年3月)	中	OFF	0.7~1.1	0.7~0.9	0.7~0.9	0.5~0.9	4.5~5.0	4.1~4.8
FTB 基準値(正常時)			0.23~1.13 (0.5~2.5 lb)		0.23~0.91 (0.5~2.0 lb)		0.45~4.54 (1.0~10.0 lb)	

(注1) アーム比、大中小は、操縦桿またはペダルの変位の大中小となる設定を示す(図1参照)。

(注2) FTB 基準値は、() 内に示した値(ポンド)を kg に換算した値である。

* エンジンを除く FTB 本体の機能確認を行うための総合的な実験で、当研究所で42年6月から42年12月まで行なった。(文献5参照)

** ピッチ、ロール系統のノズル起動トルク増大分は、前後、左右のノズルで相殺される。(8頁脚注参照)

値を越えるが、FTB 実験の操縦士の実際の操舵感覚所見をまっけて変えることとした*。

5.2.2 保舵力 (勾配) 測定試験

〔試験方法〕 各系統とも操縦桿又はペダルをストレインゲージ貼付の金属小片を介して引張り力を計測、変位はピッチ、ロール系については操縦席後方のそれぞれのトルクチューブ回転角を、またヨー系統については操縦席前方のトルクチューブ回転角をポテンシオメータにより計測し、X-Yレコーダにて記録する。

又操縦桿の動きは、グリップ中央位置の中立時と最大操作時との直線距離をスケールで測定し、ペダルの動きもペダルパット中央で同様に測定する。

〔試験結果〕 FTB 操縦系統は、操舵力及び操舵力勾配が非常に小さく、操舵角度に無関係であるので、各系統ともアーティフィシャルスプリングによって人為的に操縦感覚を与えており、その値はそのパネ定数によって任意にとることができる。従って測定結果は表4及び図8(a), (b), (c) に示すように基準値を充分満足している。

5.2.3 ガタ測定試験

〔試験方法〕 操縦桿又はペダルと各系統のサーボアクチュエータを中立位置に固定する。それぞれのノズル操作アーム又はノズル開口面積変化用の回転バルブやノズルの首振り角度を各系統の起動力よりわずかに大きい力で押引したときに自由に動く変位量を、ノギスあるいは分度器にて測定する。

〔試験結果〕 測定の結果を表5に示す。この結果、基準値を越えるものがあるが、この測定方法では操縦桿やペダルと混合機構間、サーボアクチュエータと混合機構間などのガタの量が測定値に正確に表われにく

い。又5.1(ハ)のような理由から、本試験結果は参考値とし、高度制御実験前試験(44年8月)からは、ヒステリシス測定値を重要視し、この値を出来るだけ基準値に近い値となるよう努力した。

5.2.4 ヒステリシス測定試験

〔試験方法〕 ヒステリシスの測定区間は、各系統とも操縦桿(又はペダル)とノズル間及びアクチュエータとノズル間の2区間である。

前者の区間の測定時は、アクチュエータを中立に固定し、操縦桿(又はペダル)によってノズルを全行程1往復作動し、このときの両者の動きを操縦桿(又はペダル)側は位置発振器の出力を、ノズル側はポテンシオメータ出力をX-Yレコーダに記録させ、そのヒステリシス曲線から読みとった。

後者の場合には、操縦桿(又はペダル)を中立固定とし、アクチュエータに電気信号入力を徐々に加え、アクチュエータのリニアポテンシオメータ出力とノズル側のポテンシオメータ出力を前者と同様の方法で測定した。

また、この試験は操縦系統に加わる荷重を考慮し、次の3つの場合について、各系統のそれぞれの区間のバックラッシュを測定した。

試験条件1; 操縦系統に荷重をかけない場合。

試験条件2; 操縦系統にノズル起動トルク相当荷重をかけた場合。

試験条件3; ノズル起動トルク及びノズル推力相当荷重をかけた場合。

ただし、ノズル起動トルク相当荷重は、ノズル操作アーム部に強度剛性試験と同じ要領でかけ、ノズル推力相当荷重は、ノズル開口部中心付近にいずれもバラ

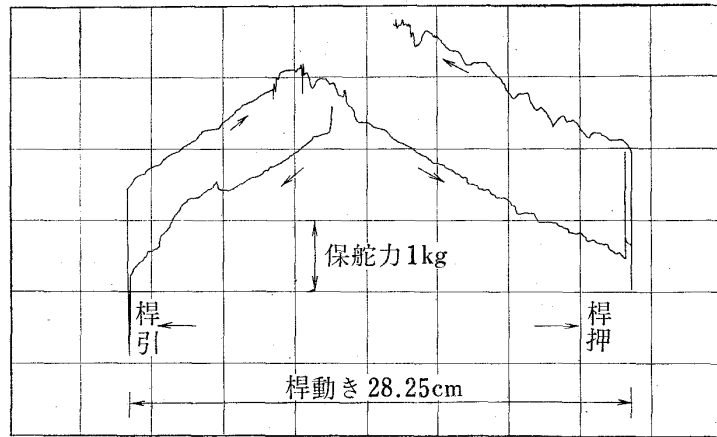
表4 姿勢制御系統の保舵力勾配 [kg/cm]

区 分	試験条件 アーム比	ピッチ系統 (操縦桿)		ロール系統 (操縦桿)		ヨー系統 (ペダル)	
		押	引	左	右	左 踏	右 踏
本体完成 (42年3月)	中	0.14	0.16	0.45	0.23	—	—
	小	—	—	—	—	1.86	1.88
FTB 基準値 (正常時)		0.18~0.44 (1~2.5lb/in)		0.18~0.44 (1~2.5lb/in)		0.89~2.68 (5~15lb/in)	

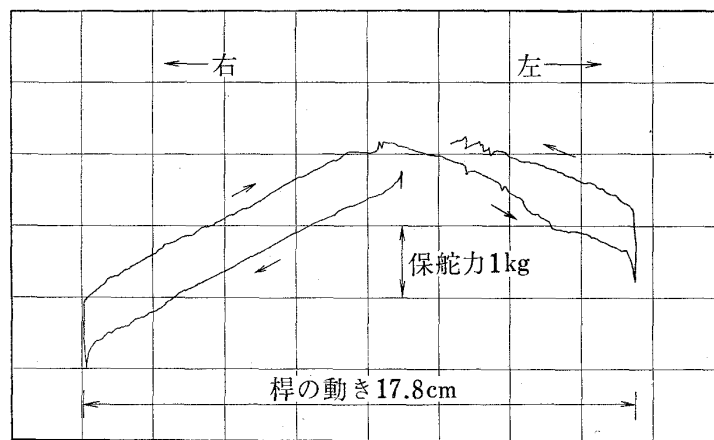
(注1) アーム比、大中小は操縦桿又はペダルの変位の大中小となる設定を示す(図1参照)。

(注2) FTB 基準値は、()内に示したlb/inをkg/cmに換算した値である。

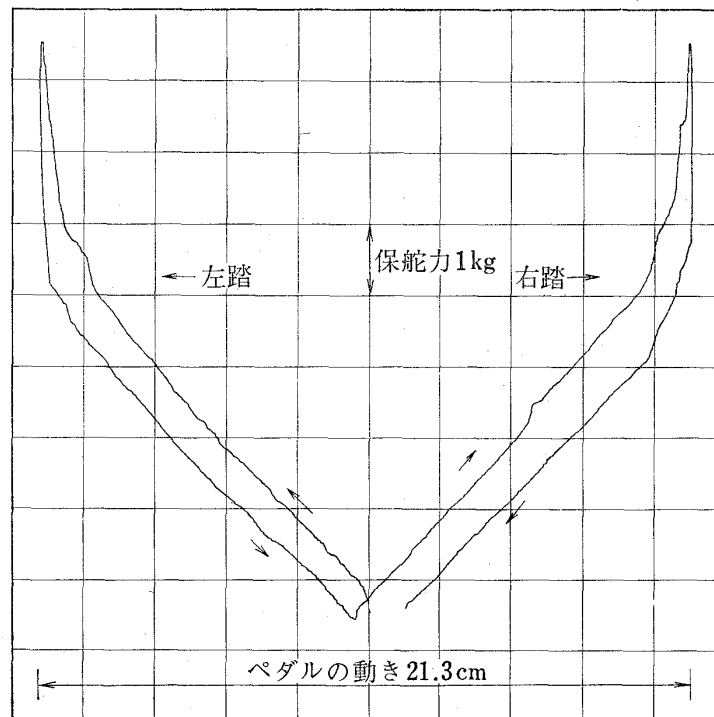
* ペダルパット操舵の起動力について、特に操縦士から意見も出なかったため、最後の飛行試験まで、このままの状態で使用した。



(a) ピッチ系統 (アーム比, A-B)



(b) ロール系統 (アーム比, B)



(c) ヨー系統 (アーム比, C)

図 8 保舵力測定図

表 5 姿勢制御系統のガタ測定値

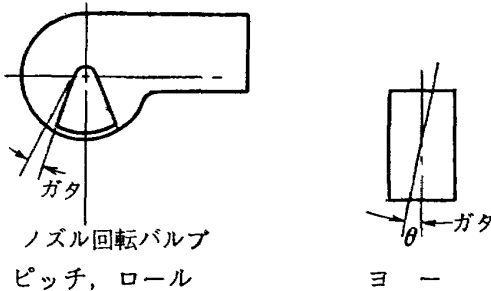
区 分	ピッチ系統[mm]		ロール系統[mm]		ヨー系統[°]	
	前ノズル	後ノズル	左ノズル	右ノズル	前ノズル	後ノズル
*本体完成 (42年3月)	0.30(0.75)	0.18(0.45)	0.13(0.32)	0.16(0.40)	0.08(0.15)	0.08(0.15)
機装完了 (43年3月)	1.60(4.0)	1.35(3.38)	1.4(3.5)	1.25(3.12)	—	—
全機作動前 (43年7月)	1.5(3.75)	0.9(2.25)	0.9(2.25)	0.7(1.75)	2.0(4.0)	2.0(4.0)
ノズル換装後 (44年3月)	1.1(2.39)	0.9(1.96)	0.6(1.46)	0.4(1.00)	1.5(3.0)	1.5(3.0)
FTB 基準値 (正常時)	1%以下		1%以下		1%以下	

(注 1) () 内は全行程に対する%を示す。

(注 2) ノズル開度及びノズル首振り角度の全行程は次のとおり。

系 統	ピッチ(全閉—全開)	ロール(全閉—全開)	ヨ ー
ノズル換装前	40 mm	40 mm	50°(±25°)
ノズル換装後	46 mm	41 mm	〃

(注 3) ガタ測定位置は下図に示す。ただし、* 印本体完成時は各ノズル操作アーム位置での変位測定値(mm)である。



ストを用いてかけた。

〔試験結果および考察〕 試験結果は表 6 に示す。この最終測定値はガタの基準値を越えているが、その値はこの最終測定試験迄に、操縦系統の一部補強改修、クラッチの改良などの努力を重ねて得られた値であり、可動シミュレーションによる実験、FTB の各拘束実験時の結果及び操縦士の所見等を参考に、慎重に検討した結果 FTB の自由飛行実験には支障なく、ほぼ満足の出来る値である。以下にその経過を述べる。

1) 高度制御実験前試験以前迄の経過は、5.1(イ)に述べた通りである。その原因が次の点にあると推察された。

(イ) ヒステリシス測定時には、ガタ測定時と異なり操縦系統を全行程作動させる。この操縦系統全体の動

きによって、操縦系統支持部の剛性の低い部分のわずかなたわみが操縦力伝達要素の動きに影響し*、その入出力端のヒステリシスに集積され、本来のガタより大きくなって表われる。

(ロ) 圧縮空気がノズルに送気されると、操縦系統にノズル起動トルクの増加分が加わり、機体フレームにノズル推力による荷重が加わり、(イ)の影響が更に大きくなる。

2) 高度制御実験前試験と実際の実験時の結果から、上述の原因説が更に明らかとなった。

* 押引管、ベルクランク、トルクチューブなどの各接続部には、自在ベアリングが使用されており、操縦力伝達方向に垂直な面方向には変位しやすいため、支持部の変位(たわみ)が影響しやすい。

表 6 姿勢制御系統のヒステリシス測定値 [全行程に対する%]

試験区分	ピ ッ チ 系 統		ロ ー ル 系 統		ヨ ー 系 統	
	操縦桿 〜ノズル	アクチュエータ 〜ノズル (正規)	操縦桿 〜ノズル	アクチュエータ 〜ノズル (正規)	ペダル 〜ノズル	アクチュエータ 〜ノズル
高度制御実験前 (44年8月)	1.5	1.5~3.0	1.5	1.5	荷重無	荷重有
高度制御実験時 *(44年11月)	3.5~5.0	4.1~6.6 (4.1~6.0)	4.9~8.0	2.8~3.6 (2.5~2.9)	荷重有	荷重無
姿勢制御実験前 (45年3月)	3.6~6.3	7.6~9.3	5.7~6.5	6.9~7.2	4.2~5.3	4.3~5.2
姿勢制御実験時 *(45年3月)	4.4~5.8	2.7~3.5 (1.0)	1.0	2.4~3.1	3.4~4.2	4.6~4.9
自由飛行実験前 (45年11月)	1.5~1.8	1.0~1.9 (1.0)	2.5~3.5	1.2 (0.6~1.2)	2.5~2.9	4.1~5.2

- (注 1) 荷重有の値は試験条件3の測定値である。
- (注 2) * 印実験時はエンジン運転中の実際の荷重が加わっており、その値は操縦士の操舵測定データから求めた値である。
- (注 3) 姿勢制御実験時の値は、姿勢制御実験前試験の結果をもとに剛性の低い部分を一部補強した後のものである。
- (注 4) 各系統の行程は、下記の値がそれぞれ対応する。(ヨーの首振り角度 ** 印以外は全行程を示す)

系 統	操縦桿又はペダル変位	アクチュエータ変位	ノズル開度又は首振り角度
ピ ッ チ	204(±102)mm	70(±35)mm	46 mm
ロ ー ル	152(±76)mm	70(±35)mm	41 mm
ヨ ー	—	70(±35)mm×2 個	**25°(±12.5)
	152(±76)mm	—	50°(±25°)

(注 4) アクチュエータ〜ノズル間の () 外の値は正規系統アクチュエータとノズル間の場合であり、() 内の値は待期系統アクチュエータとの場合である。

3) 姿勢制御実験前試験結果

前述の影響を定量的につかむために、ヒステリシス測定において、ノズル起動トルク及びノズル推力相当荷重を操縦系統にかけて測定すると共に、各測定区間の途中での操作量に対する変位量を測定し、ヒステリシスの分布状態をみた。この結果、次の点が明らかとなった。図 9 (a), (b), (c) はその測定例である。

(イ) ヒステリシス増加の主因となる荷重は、ノズル起動トルクで、ノズル推力による影響は殆んどない(図 9(a), (b), (c))。

(ロ) 荷重によるヒステリシスの増加は、ピッチ、ロール系統のみで、ヨー系統にはその傾向は殆んどみられない(図 9 (c))。

(ハ) 荷重によるノズル開度の中立位置の変化は、トルクチューブ以降のたわみによって起っている(機体フレームのたわみによる影響と推定される)。

(ニ) クラッチ部のガタは、正規系統のアクチュエータと絞合っている時の方が、待期系統の場合より若干(0.5~1.0%)大きい。

(ホ) トルクチューブ以前(混合機構やクラッチ部)に 3~4% のヒステリシスがあり、この値は荷重による変化はない。

以上のことを総合すると、ヒステリシス分布は、お

よそ図 10 のようになる。

この測定結果は、高度制御実験時の値とはほぼ一致している。

4) 姿勢制御実験時の結果

(3) を参考にヒステリシスの原因となるべき箇所の一部を補強した為、(3) より小さくなっている。

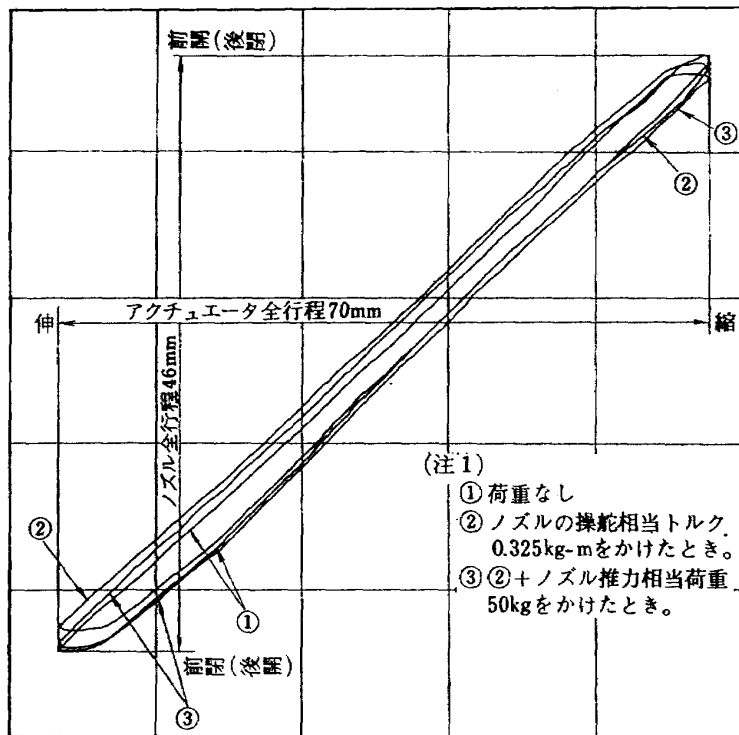
5) 自由飛行前試験結果

(3) をもとに、押引管を長くし接続部を少なくし、支持部を補強し剛性を上げると共に、クラッチを改良し、その絞合状態をかえガタを小さくした。その結果、次の効果があった。

(イ) 各系統ともヒステリシスの値が小さくなり、特にピッチ、ロール系統では約 35~50% 減と著しい効果があった。

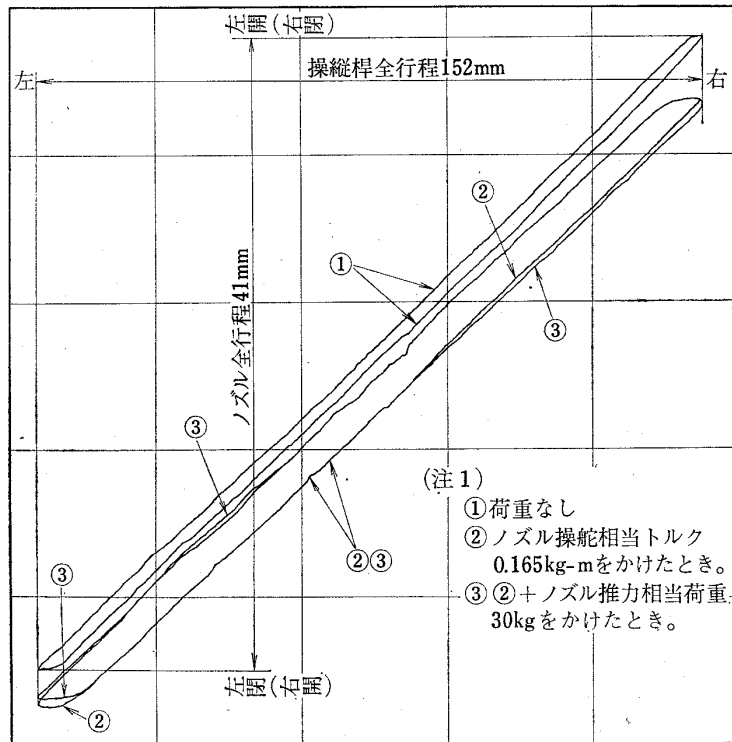
(ロ) ヨー系統ではペダルとノズル間で約 8% 減じたのみで、アクチュエータとノズル間では効果がなかった。これは 3), (ロ) の結果を裏書きしている。又ヨー系統にはクラッチがなく、このガタ分はない。

(注) 自由飛行前のタイダウン実験(地上固定実験)中、ロール系操縦系統の振動が著しくなり、この原因が押引管を長くした為と推察され、押引管のみ以前のものと取換えた。この結果振動が止まった。以後の実験はこのままの状態で使用することとした。

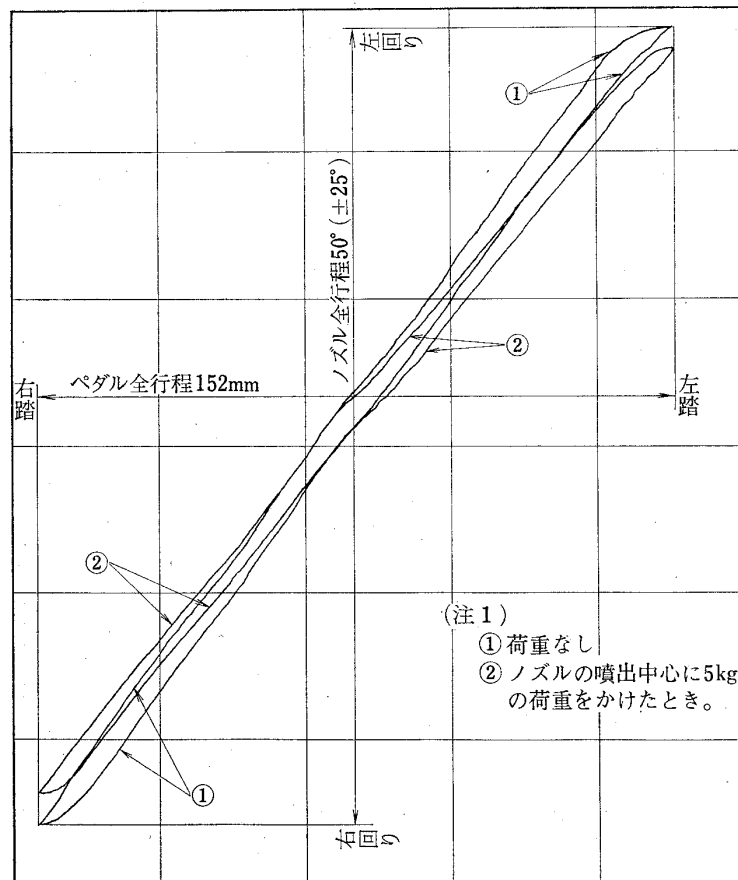


a) ピッチ系統；正規系統アクチュエーター前方ノズル間(操縦桿中立固定)

図 9 ヒステリシス測定例 (44年 8月実施)



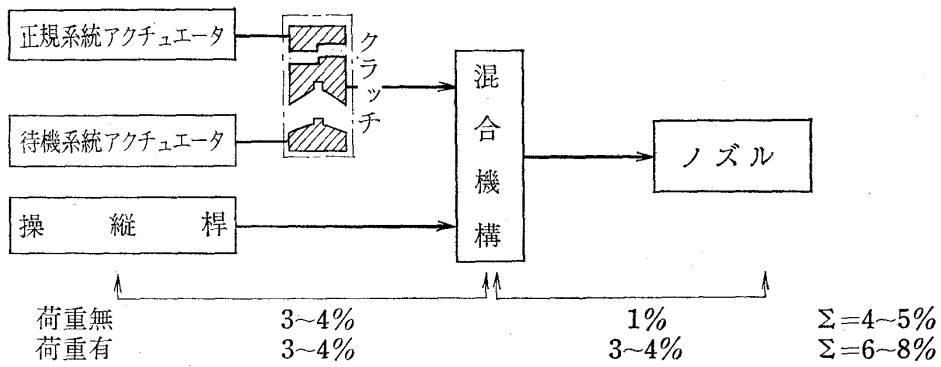
b) ロール系統；操縦桿 - 左舷ノズル間(待機系統アクチュエータ中立固定)



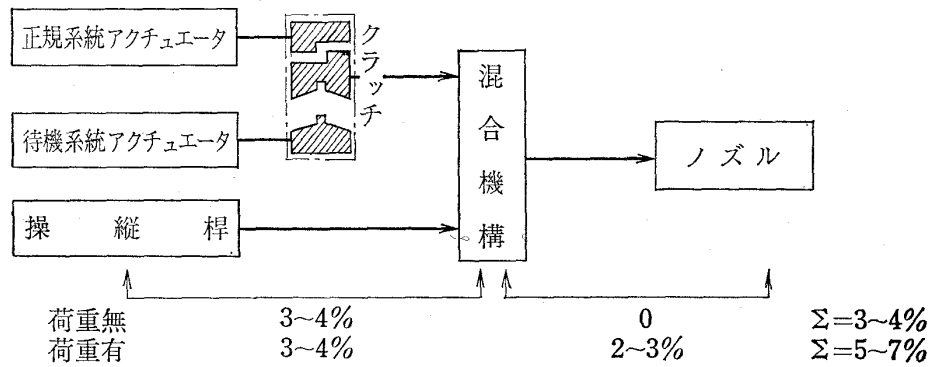
c) ヨー系統；ペダラー - 前方ノズル間(アクチュエータ中立固定)

図 9 ヒステリシス測定例 (44年 8 月実施)

(ピッチ系統)



(ロール系統)



(ヨー系統)

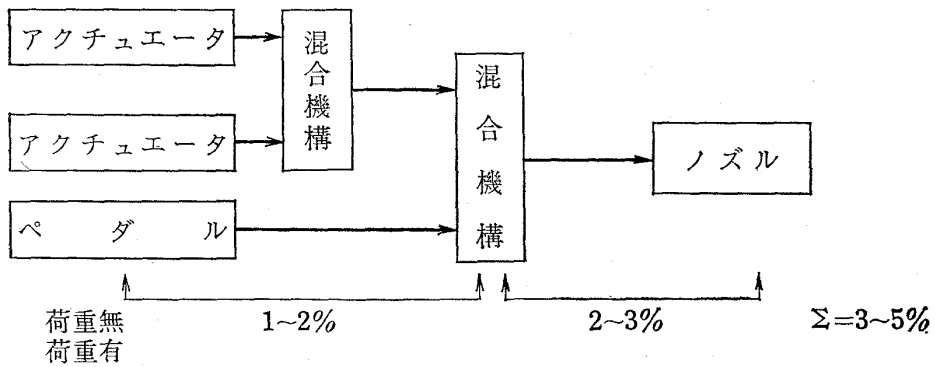


図 10 ヒステリシスの分布

5.2.5 作動確認試験

〔試験方法〕 強度剛性試験と同様に、ノズル操作アームに制限荷重をかけた状態で、操縦桿又はペダルを全行程作動し、この時に操縦系統全般にわたって、あたり、ひっかかり、過度の摩擦及び変形などのないことを目視点検する。なお、荷重は一回で制限荷重をかけずに、系統の具合により 2~4 段階で制限荷重に達するようにした。

〔試験結果〕 この試験は、本体完成時からノズル換装後試験（44年3月）まで4度実施しているが、その点検確認項目については異常はなかった。しかしこの試験では、強度剛性試験で述べた剛性の低さが、操縦力伝達要素部（押引管、ベルクランク、トルクチューブなど）ではなく、それらの支持部（サポート、ブラケット、機体フレームなど）にあることが判った。特に著しい下記に示す個所は、試験後すぐ補強した。

- (イ) ピッチ、ロール系統のサポート取付ブラケット（完成試験時）
- (ロ) ピッチ系油圧サーボシリンダ（操縦反力吸着用）付近のトルクチューブ取付部（積装完了試験時）

5.3 高度制御系統の作動特性試験

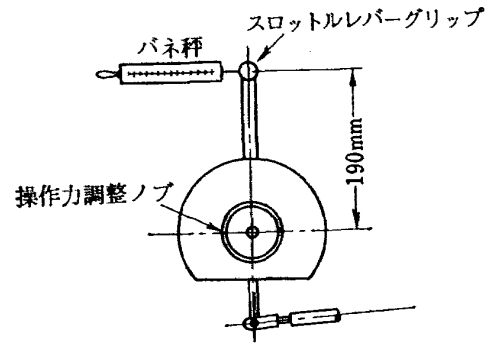
5.3.1 高度制御系統起動力測定試験

〔試験方法〕 1) スロットルレバー起動力；ハイトコントロールスティックのエンゲージピンを抜いて、スロットルレバー操作力調整ノブを一杯にゆるめ（摩擦力減の方向）、スロットルレバーグリップを取りはずし、グリップ取付穴にバネ秤をかけて引っぱり、レバーの動き出す瞬間の力を測定する（図 11 (a)）。

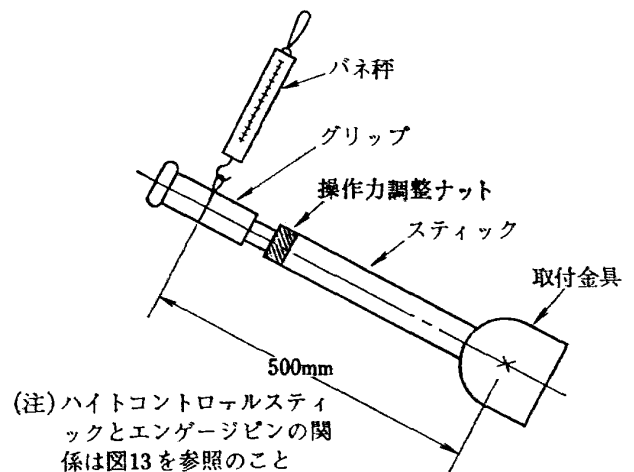
2) ハイトコントロールスティック起動力；操作力調整ナットを一杯にゆるめた状態（摩擦力最小、この最小値は調整可能*）で、ハイトコントロールスティックのグリップ中央にロープでバネ秤を取り付け、バネ秤を引張りそのスティックの動き出す瞬間の力を計測する（図 11 (b)）。計測はエンゲージピンを入れたときと抜いたときについて行ない、又前者の場合はハイトコントロールスティックの感度を図2のアーム比設定により3種類とることができるが、試験では A-C（大）、B-E（小）の組合せによる場合を計測した。以上の各場合で3回ずつ計測をした。

〔試験結果〕 試験結果を表7に示す。スロットルレ

* スティックの回転部に摩擦力調整用のブレーキがあり、このブレーキの調整具合により変えることができる。エンゲージピンを抜いたときの値は、このスティック回転部の摩擦力に相当する。



a) スロットルレバーの起動力測定要領



(注) ハイトコントロールスティックとエンゲージピンの関係は図13を参照のこと

b) ハイトコントロールスティックの起動力測定要領

図 11 起動力測定試験方法

表 7 高度制御系統の起動力測定値 [kg]

ス ロ ッ ト レ バ ー	No. 1 エンジン系	0.42~0.48
	No. 2 エンジン系	0.22
	FTB 基準値 (正常時)	0.45~1.36 (1.0~3.0)
ハ イ ト コ ン ス ト レ イ ッ ク	エンゲージピン OFF	2.3
	エンゲージピン ON (アーム比設定大)	2.4
	エンゲージピン ON (アーム比設定小)	2.8
	FTB 基準値 (正常時)	0.45~1.36 (1.0~3.0)

(注 1) アーム比設定大, 中, 小は, ハイトコントロールスティック全行程の大, 中, 小を示す。(図 2)

(注 2) FTB 基準値は () 内に示した [lb] を [kg] に換算した値である。

パー起動力は基準値を満足しているが、ハイトコントロールスティック起動力は基準値より約 1kg 強大きい。後者の値については、試験方法のところで述べたように調整可能であり、また実用上差支えなき程度の大きさであるのでこの試験では一応合格とし、以後操縦士が実際に使用した上で不都合が指適されたとき再調整することとした。

5.3.2 ガタ測定試験

〔試験方法〕 1) スロットルレバー系統; 完成試験時には以下の方法でガタ測定を行なった。

スロットルレバーのグリップなし金具をとりつけ、ダイヤルゲージを取り付ける。操作力調整ノブを一杯にゆるめ、ハイトコントロールスティックのエンゲージピンを抜き、スティックを動かさないようにする。カムボックス・スライダ一端金具先端にダイヤルゲージをセットする。カムの溝の上部にボスを入れてスロットルレバーを前方一杯に押し、カムを底付きさせる。

バネ秤でスロットルレバーを反対側に静かに引いてカムボックス部のダイヤルゲージが動き出すまでのスロットルレバーの動き、すなわちガタをダイヤルゲージで読む。次に、カムの溝の下部にボスを入れ、スロットルレバーを後方一杯に引いてカムを底付きさせ、同様にしてスロットルレバーのガタを読む(図 12 (a),(b))。

全機作動試験前のガタ測定は以下の方法をとった。姿勢制御系統のガタ測定と同様に、ハイトコントロールスティック及びカムボックススライダ一端を固定し、スロットルレバーの操作力を最小にし、そのグリップ中央を軽く前後に動かし、その変位置、即ちガタを測定する。

2) ハイトコントロールスティック系統; エンゲージピンを入れた状態で、カムスライダ一端を固定し、スティックのグリップ中央を軽く上下に動かし、その変位置、即ちガタを計測する。

〔試験結果〕 計測結果を表 8 に示す。ガタの値は基

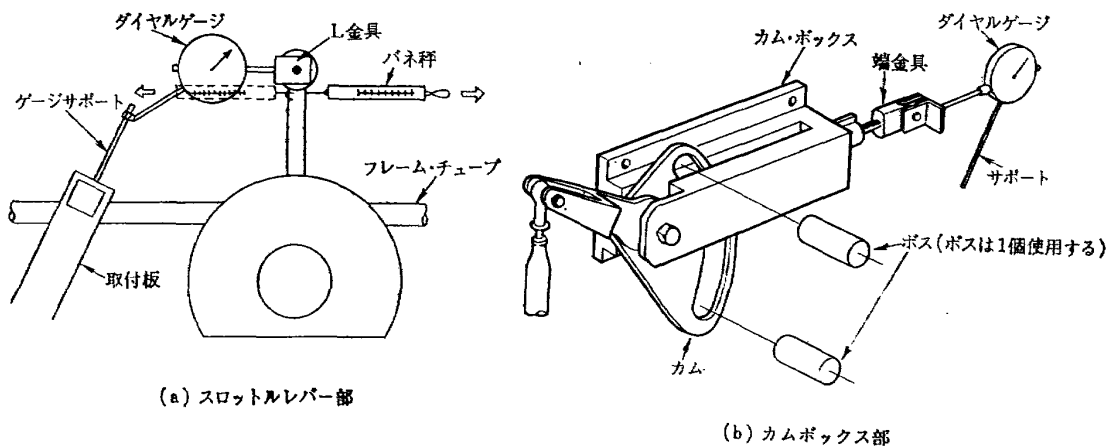


図 12 ガタ測定方法 (42年 3月実施)

表 8 高度制御系統のガタ測定値 [mm]

試験区分	スロットルレバー系統		ハイトコントロールスティック系統	
	No. 1 エンジン系	No. 2 エンジン系	No. 1 エンジン系	No. 2 エンジン系
本体完成 (42年 3月)	1.3 (0.55)	1.23 (0.50)	—	—
全機作動前 (43年 7月)	1.0 (0.42)	0.8 (0.34)	—	—
高度制御前 (44年 8月)	1.9 (0.8)	0.7 (0.29)	5.77 (2.84)	3.10 (1.53)
FTB 基準値 (正常時)	1 % 以下		1 % 以下	

(注 1) () 内は全行程に対する % を示す。

(注 2) スロットルレバー全行程 238 mm (100% rpm まで)

(注 3) ハイトコントロールスティック全行程 203 mm (エンジンアイドルから 100% rpm まで)

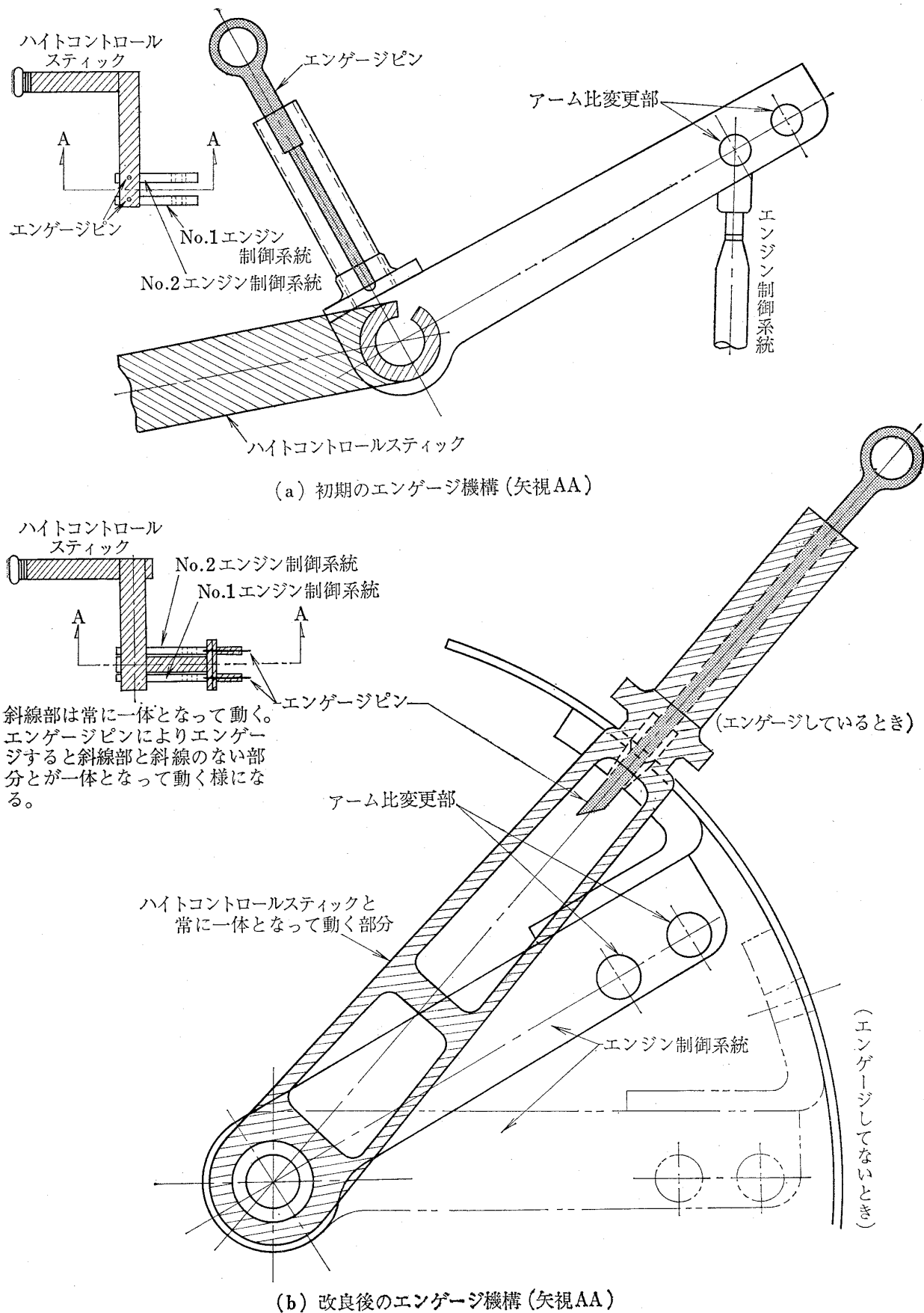


図 13 エンゲージ機構

表 9 高度制御系統のヒステリシス測定値 [mm]

試験区分	ハイトコントロールスティック		アクチュエータ	
	～No. 1 エンジン系	～No. 2 エンジン系	～No. 1 エンジン系	～No. 2 エンジン系
高度制御実験前	18.3 (9.0)	11.7 (5.8)	6.8 (9.6)	5.4 (7.7)
*高度制御実験時	7.6 (3.8)	10.2 (5.0)	6.0 (8.6)	6.0 (8.6)
姿勢制御実験前	8.6 (4.3)	7.3 (3.6)	5.8 (8.3)	3.7 (5.2)
自由飛行実験前	5.3 (2.6)	6.7 (3.3)	3.1 (4.4)	3.2 (4.6)
FTB 基準値(ガタ) (正常時)	1 % 以下		1 % 以下	

(注 1) () 内は全行程に対する%を示す。

(注 2) アクチュエータ全行程 70 mm はスティック変位全行程 203 mm に対応する。

(注 3) * 印高度制御実験時の値は実際のエンジン運転中の測定値である。

準値を越えているが、姿勢制御系統と同様な理由により、次に示すヒステリシスの値をもって最終的な判断をした。

5.3.3 ヒステリシス測定試験

〔試験方法〕 測定区間は、ハイトコントロールスティックと両エンジンのカムスライダ端（アクチュエータ中立固定）及びアクチュエータと両エンジンのカムスライダ端（ハイトコントロールスティックはエンジン回転数最低位置で固定）である。検出器はハイトコントロールスティックが位置発振器、アクチュエータとカムスライダ端の動きはリニアポテンショメータである。測定要領は姿勢制御系統の場合と同じである。しかしこの系統には姿勢制御系統のように空気ジェットノズルによるノズル推力やノズル操舵トルクによる大きな荷重は加わらないので、試験条件は全て荷重のない場合のみである。なおスロットルレバーと各エンジンのカムスライダ間のヒステリシスの測定は行なわなかった。これは飛行中は常にハイトコントロールスティックによって両エンジンが連動して制御されるからである。

〔試験結果〕 エンジン制御系統におけるヒステリシスの測定は、姿勢制御系統の結果からその必要性が重視され、姿勢制御系統と同様な経過により測定試験が行なわれた。姿勢制御実験終了後、エンジンのエンゲージ機構の改良（図 13 参照）、クラッチの改良（図 14 参照）等が行なわれ、それ以前のヒステリシスの値より約 40～60% 前後減少し、実用上差支えない範囲の値にする事が出来た。表 9 は各測定試験における測定結果である。

5.3.4 作動確認試験

〔試験方法〕 強度剛性試験と同様の方法で、操縦系統に制限荷重をかけ、スロットルレバー又はハイトコ

ントロールスティックをそれぞれフルストロークまで動かし、系統全般にわたって、あたり、ひっかかり、過度の摩擦及び変形などのないことを目視点検する。なお荷重は一回で制限荷重をかけずに、系統により 2～4 段階で制限荷重に達するようにした。

〔試験結果〕 各系統に異常のないことが確認されたが、姿勢制御系統と同様の部分の剛性が低いことが判かり、下記に示す顕著な個所については、ヒステリシスが大きくなることを考慮し、補強を行なった。

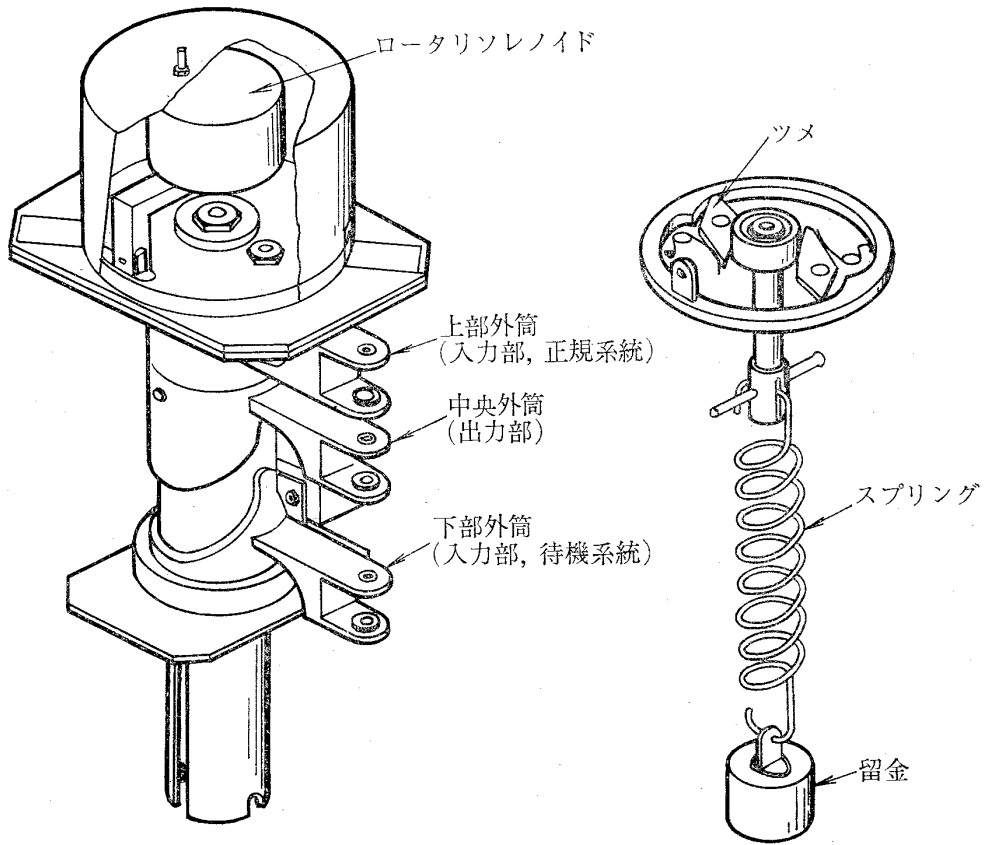
(1) 高度制御系統のクラッチと混合機構間にアイドルアーム取付及び取付用の L 材追加（全機作動前試験時、43年 6 月）。

6. クラッチ単体作動試験

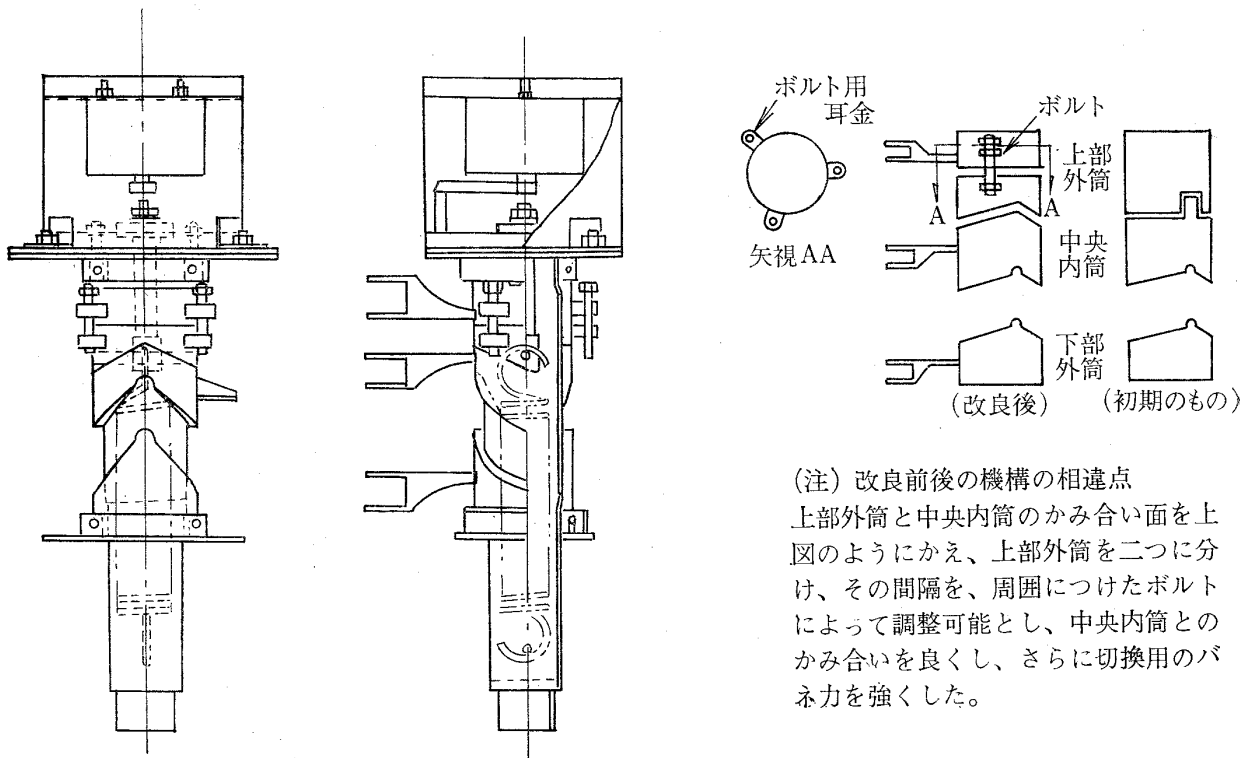
クラッチ（図 14）の機能は、FTB の ASE（電子回路部分；三重系）の制御出力となっているサーボアクチュエータ（二重系）の動きを操縦系統に伝達し、その正規系統故障時に待機系統に切り換えるという ASE 系の機能補償の要の役目を有している。従ってクラッチの作動、即ち切換機能は如何なる運用中においても確實、且つ迅速に果されなければならない。この試験は、このクラッチの切換能力を把握し、設計条件を満足することを確認することにある。

6.1 クラッチの必要起動力

クラッチは、ピッチ、ロール及びエンジン制御系統に組み込まれており、クラッチ出力部、即ち内筒アームと各操縦系統が接続している。従ってクラッチ作動時にアームに加わる荷重は、2. の強度剛性試験の項で述べた操縦系統の慣性力、摩擦力及びノズル起動トルク等である。これらの値によってクラッチの必要起動力が定まる。摩擦力は強度剛性試験における制限荷重決定の条件と同じく操舵力換算（ピッチの最大スト



(a) 初期のクラッチ



(b) 改良後のクラッチ

(注) 改良前後の機構の相違点
 上部外筒と中央内筒のかみ合い面を上図のようにかえ、上部外筒を二つに分け、その間隔を、周囲につけたボルトによって調整可能とし、中央内筒とのかみ合いを良くし、さらに切換用のバネ力を強くした。

図 14 クラッチの機構

ロック; $\pm 102\text{ mm}$) で 0.5 kg とし, 最大切換時間 0.3 秒 とし, 出力部にかかる荷重を計算すると, 慣性重量 2.7 kg , 摩擦力は 1.46 kg に相当するが, 余裕をとり 1.5 kg と考えた。ノズル起動トルク (4.1 脚注) は通常の場合, 前と後, あるいは左と右のノズルでそれぞれ打消し合う様に働く (ヨー系統にはクラッチはない) ので, 初期に製作したクラッチの試験段階では考慮しなかった。しかしノズルの起動トルクは, ノズルによっても, ノズル開度によっても若干異なるので, 左右あるいは前後ノズルの起動トルクの均衡が破れ, 摩擦力増加の方向に働くことを無視出来なくなることも予想される。この為改良後のクラッチでは, 摩擦力が更に大きい場合でも完全にクラッチ切換が出来るように切換用パネを強くした。又初期製作のクラッチは, クラッチが正常系統のアクチュエータと絞み合っているとき, その絞合状態が悪いため待機系統との場合に比べガタが大きくなっている (5.2.4, 3)) ので, この点も併せて改良した。図 14 (b) が改良後のクラッチである。以下にこれら二つのクラッチの切換試験方法と結果について述べる。

6.2 試験方法

図 15 がクラッチ単体作動試験の概略図である。クラッチの出力部, 即ち中央内筒アーム部を左方向 (図 15 のおもり B 方向) に回転させ, 下部外筒アーム (待機系統) との間に相互角度 θ を作る。次に出力部アームに慣性重量相当荷重 $B (F_i)$, 摩擦力相当荷重 $B-A (F_f)$ のおもりを吊り下げる。そして測定入力

電源を入るとクラッチのソレノイドに印加されると共に, ビジコードにその電圧が記録される。ロータリソレノイドが働き, 中央内筒アームが矢印方向に働きながら落下し, 完全に下部外筒とかみ合うとマイクロスイッチが働き測定入力電圧が切断される。従って測定入力電源が入ってから切断されるまでの時間をビジコードの記録から読み取ることによって, 切換時間を測定できる。

試験内容は表 10 及び表 11 に試験結果と共に示す。

6.3 試験結果

(1) 初期に製作したクラッチ (図 14 (a)) の作動特性

表 10 及び図 16 (a), (b), (c), (d) に試験結果を示す。慣性重量 2.7 kg で, 摩擦力 1.7 kg までは全てのアーム相互角度 θ (最大 60°) で, 切換時間 0.3 秒 以内に確実に作動する。摩擦力を 1.9 kg にすると $\theta=30^\circ$ と 60° では作動するが, 45° では完全に作動しない。

摩擦力 1.5 kg で, 慣性重量を 2.7 kg から 3.8 kg にした場合, 切換時間はほぼ直線的に増加するが作動に不具合は生じない。

以上の結果から, クラッチ作動に対する慣性重量の増減は摩擦力より影響が小さく, クラッチの作動限界は主として摩擦力によって定まることが判る。従ってこのクラッチの作動限界は, 摩擦力 1.7 kg である。

(2) 改良後のクラッチ (図 14 (b)) の作動特性

表 11 及び図 17 (a), (b), (c), (d) に試験結果を示す。

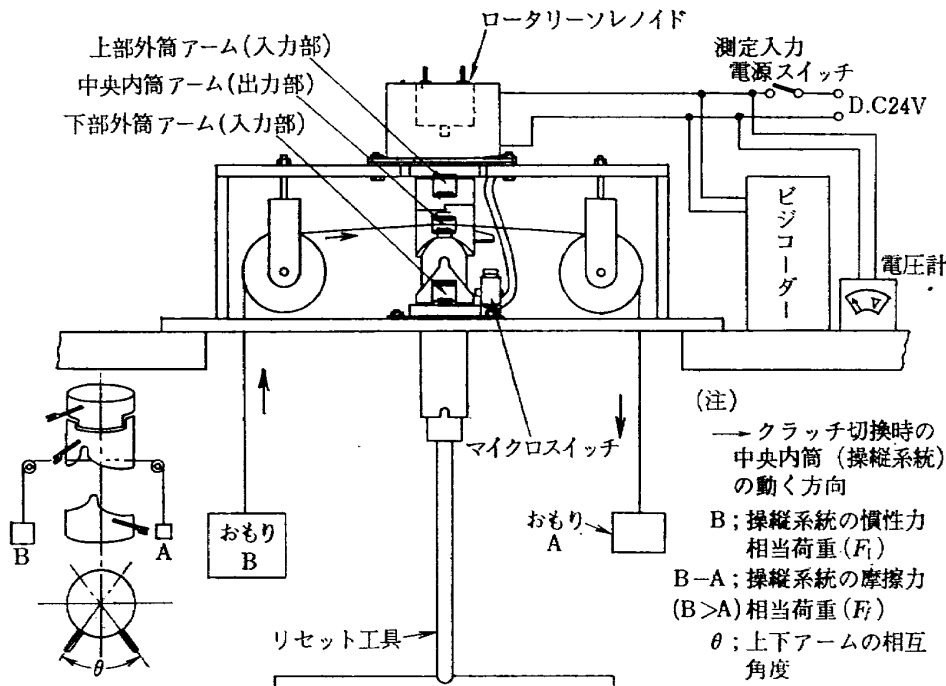


図 15 クラッチ単体作動試験方法

表 10 初期製作のクラッチ作動試験結果

RUN No.	おもり A [kg]	慣性力重 相当荷重 B [kg]	摩擦力重 相当荷重 B-A [kg]	上下アーム の相互角度 θ [deg]	切換時間 t [sec]
1	1.2	2.7	1.5	30	0.195
2	1.2	2.7	1.5	45	0.215
3	1.2	2.7	1.5	60	0.23
4	1.7	2.7	1.0	60	0.21
5	1.7	2.7	1.0	45	0.195
6	1.7	2.7	1.0	30	0.15
7	2.2	2.7	0.5	30	0.145
8	2.2	2.7	0.5	45	0.17
9	2.2	2.7	0.5	60	0.19
10	1.1	2.7	1.6	60	0.225
11	1.1	2.7	1.6	45	0.23
12	1.1	2.7	1.6	30	0.185
13	1.0	2.7	1.7	30	0.195
14	1.0	2.7	1.7	45	0.295
15	1.0	2.7	1.7	60	0.255
16	0.8	2.7	1.9	60	0.30
17	0.6	2.7	2.1	60	作動不良
18	0.6	2.7	2.1	60	"
19	0.6	2.7	2.1	45	"
20	0.8	2.7	1.9	60	"
21	0.8	2.7	1.9	30	0.37
22	0.8	2.7	1.9	30	0.40
23	0.8	2.7	1.9	60	0.31
24	0.8	2.7	1.9	45	作動不良
25	1.5	3.0	1.5	30	0.205
26	1.5	3.0	1.5	45	*—
27	1.5	3.0	1.5	45	0.255
28	1.5	3.0	1.5	60	0.265
29	1.8	3.3	1.5	60	0.275
30	1.8	3.3	1.5	45	0.275
31	1.8	3.3	1.5	30	0.215
32	2.3	3.8	1.5	30	0.245
33	2.3	3.8	1.5	45	0.335
34	2.3	3.8	1.5	60	0.32
35	1.3	3.0	1.7	60	0.29
36	1.3	3.0	1.7	45	0.32
37	1.3	3.0	1.7	30	0.24
38	1.1	3.0	1.9	30	作動不良
39	1.1	3.0	1.9	45	"
40	1.1	3.0	1.9	60	0.375

* 印 マイクロスイッチ取付位置調整不良のため時間計測ができなかった。

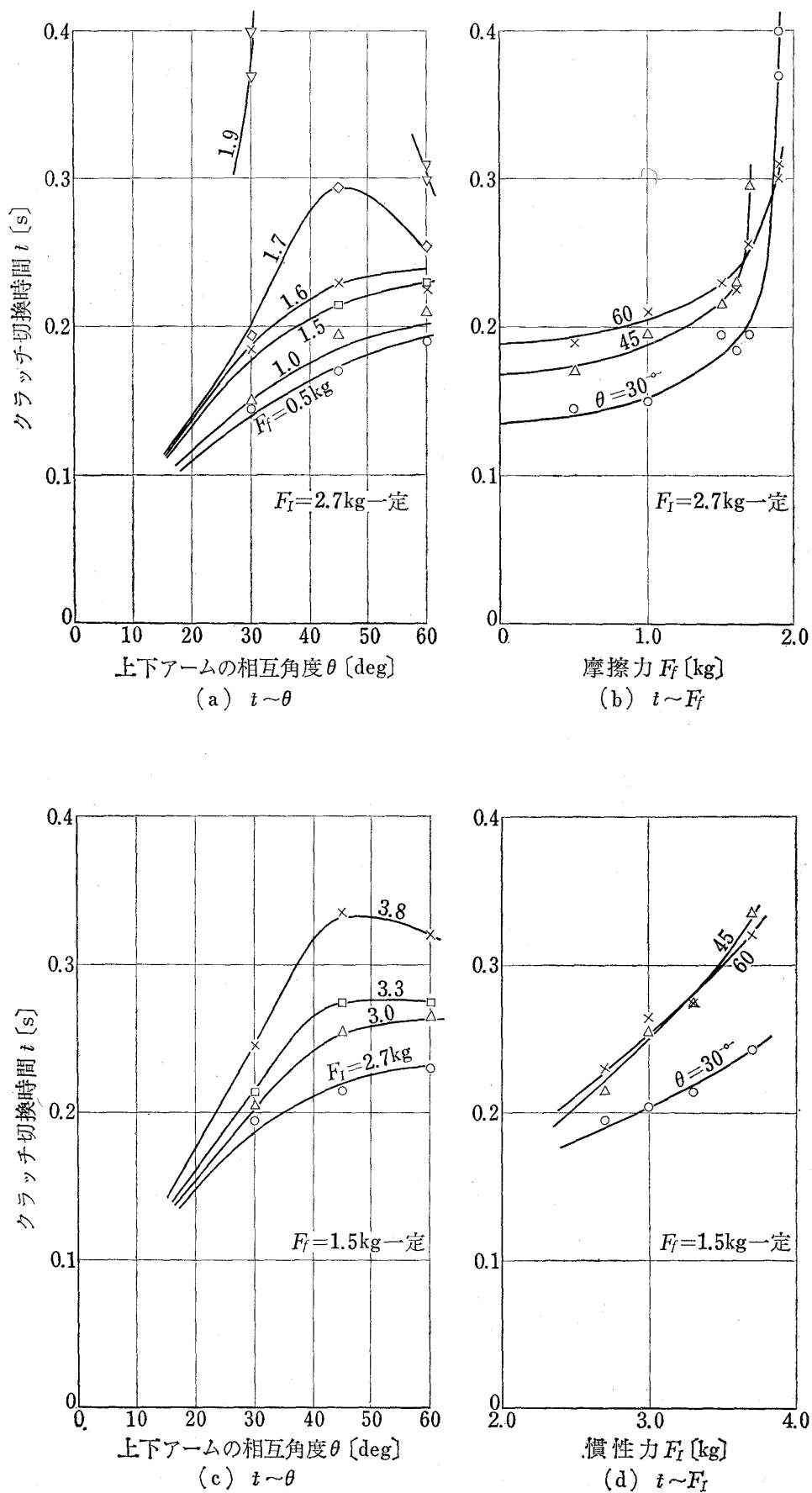


図 16 クラッチ作動試験結果 (初期製作のクラッチ)

表 11 改良後のクラッチ作動試験結果

RUN No.	おもり A [kg]	慣性力 相当荷重 B [kg]	摩擦力 相当荷重 B-A [kg]	上下アーム の相互角度 θ [deg]	切換時間 t [sec]
1	1.2	2.7	1.5	30	0.16
2	1.2	2.7	1.5	45	0.19
3	1.2	2.7	1.5	60	0.24
4	1.4	2.9	1.5	60	0.27
5	1.4	2.9	1.5	45	0.20
6	1.4	2.9	1.5	30	0.15
7	1.6	3.1	1.5	30	0.16
8	1.6	3.1	1.5	45	0.24
9	1.6	3.1	1.5	60	0.27
10	1.8	3.3	1.5	60	0.29
11	1.8	3.3	1.5	45	0.25
12	1.8	3.3	1.5	30	0.18
13	2.0	3.5	1.5	30	0.17
14	2.0	3.5	1.5	45	0.25
15	2.0	3.5	1.5	60	0.32
16	2.2	3.7	1.5	60	0.36
17	2.2	3.7	1.5	45	0.29
18	2.2	3.7	1.5	30	0.19
19	2.4	3.9	1.5	30	0.21
20	2.4	3.9	1.5	45	0.32
21	2.4	3.9	1.5	60	0.35
22	2.6	4.1	1.5	60	0.40
23	2.6	4.1	1.5	45	0.31
24	2.6	4.1	1.5	30	0.21
25	2.2	2.7	0.5	30	0.14
26	2.2	2.7	0.5	45	0.18
27	2.2	2.7	0.5	60	0.22
28	1.8	2.7	0.9	60	0.22
29	1.8	2.7	0.9	45	0.18
30	1.8	2.7	0.9	30	0.14
31	1.4	2.7	1.3	30	0.13
32	1.4	2.7	1.3	45	0.19
33	1.4	2.7	1.3	60	0.23
34	1.0	2.7	1.7	60	0.23
35	1.0	2.7	1.7	45	0.18
36	1.0	2.7	1.7	30	0.13
37	0.8	2.7	1.9	30	0.14
38	0.8	2.7	1.9	45	0.20
39	0.8	2.7	1.9	60	0.26
40	0.6	2.7	2.1	60	0.39
41	0.6	2.7	2.1	45	0.26
42	0.6	2.7	2.1	30	0.16

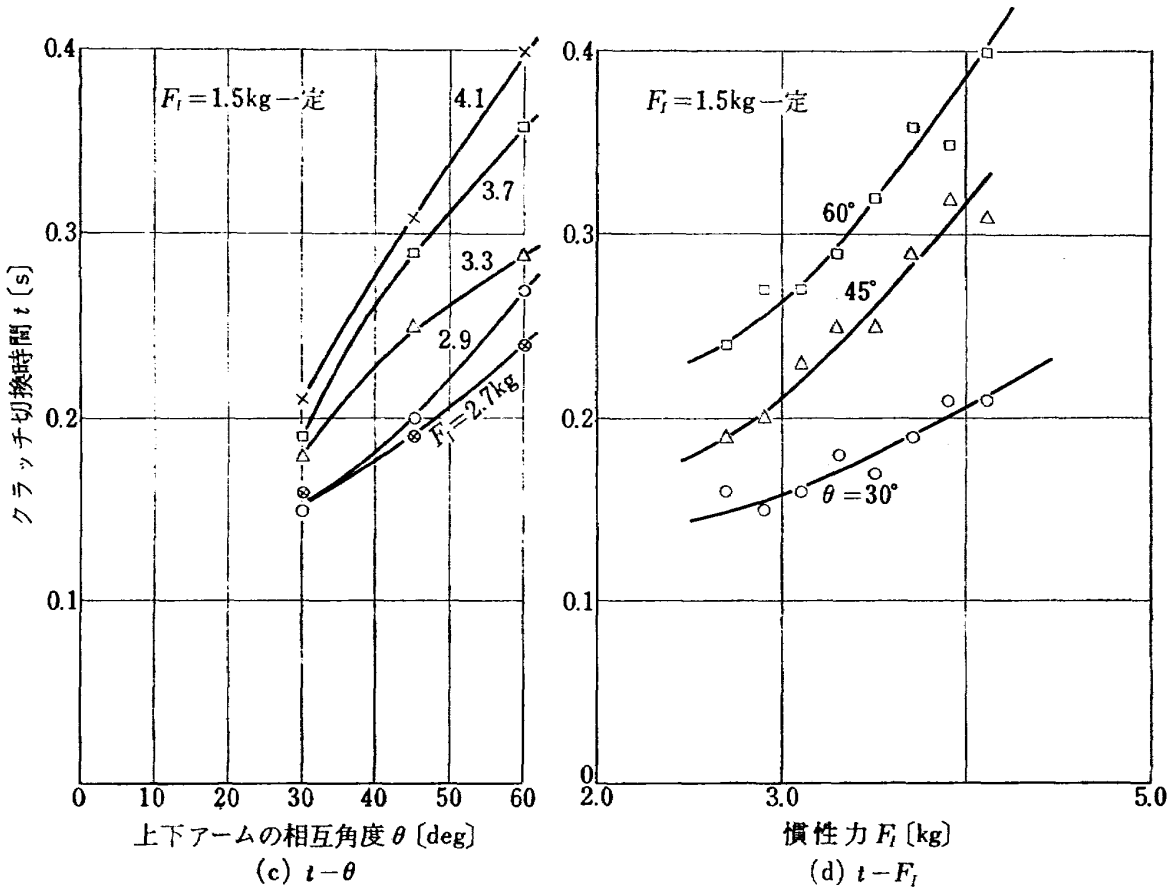
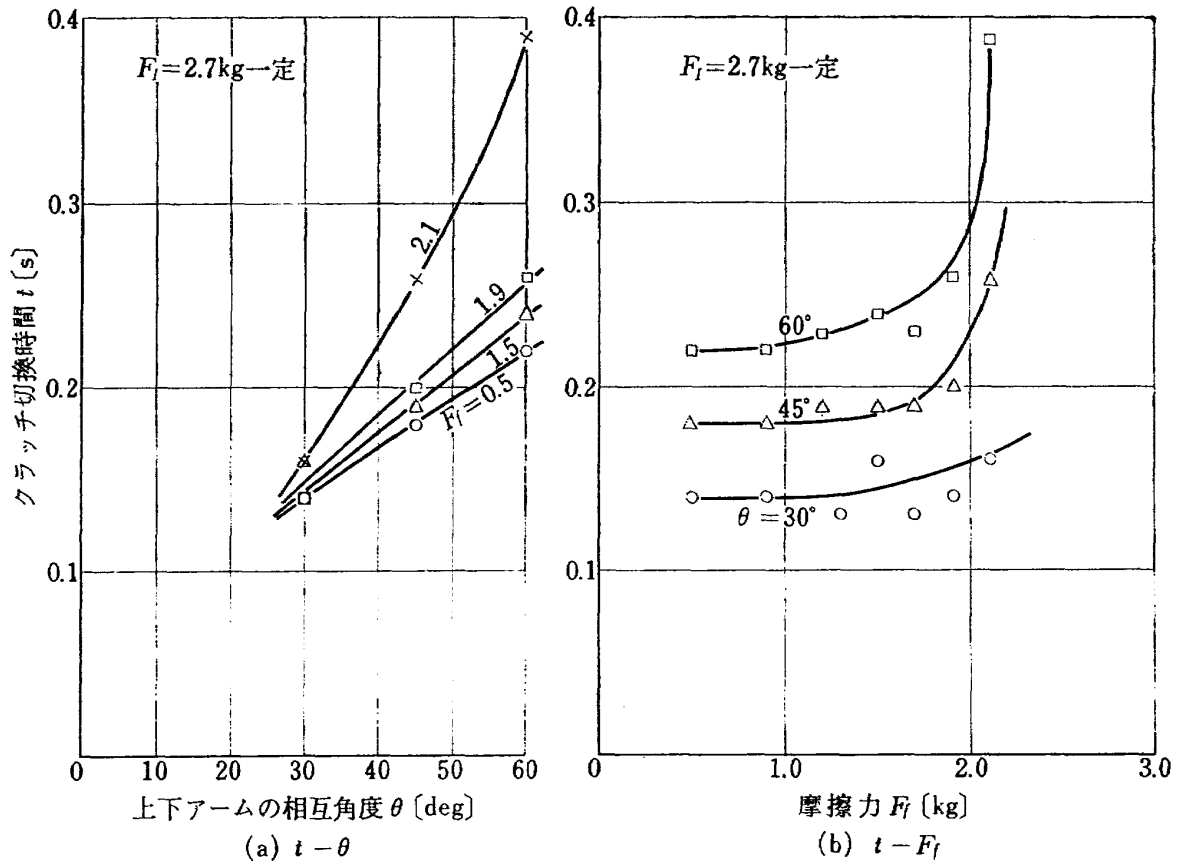


図 17 クラッチ作動試験結果 (改良後のクラッチ)

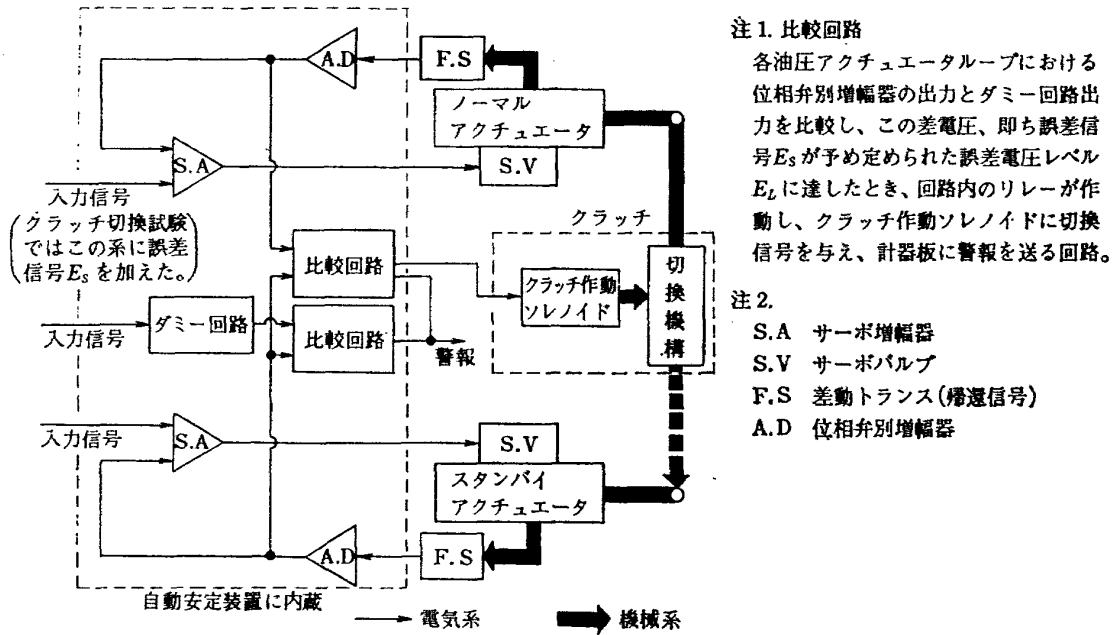


図 18 クラッチ切換回路ブロック図

特性の傾向は、改良前と全く同じである。慣性重量 2.7kg で摩擦力 1.9kg までは、全ての角度 θ において切換時間 0.3 秒以内で確実に作動し、摩擦力 2.1kg にすると、 $\theta \leq 50^\circ$ では 0.3 秒以内で作動するが、 $50^\circ < \theta < 60^\circ$ (最大) では 0.3 秒以上 ~ 0.39 秒以内に作動する。従って、このクラッチの作動限界は、摩擦力 2.1kg となり、改造前と比べて切換能力が向上したことが認められた。

(3) FTB に組み込まれたクラッチの作動限界の検討

クラッチの切換は、図 18 に示す通り ASE からの信号によって行なわれる。誤差信号 E_s 、すなわち故障系統と正常系統の差電圧が、ASE の比較回路の誤差電圧レベル E_L を越えると (この電圧がクラッチ切換時のクラッチ上下アームの相互角 θ 度に相当する)、切換信号がクラッチのロータリソレノイドに伝達され、クラッチの切換が行なわれる。誤差電圧レベル E_L は、一般に各系統の全行程に相当する電圧レベルの約 30% 以下に定めるので、この時のクラッチアームの相互角度 $\theta \approx 18^\circ$ の値となる。この $\theta \approx 18^\circ$ におけるクラッチの作動限界を改良後のクラッチの結果 (図 17 (b)) から推定すると、摩擦力 2.1kg 以上 2.5kg 程度でも可能である。従って、摩擦力 1.5kg の他に前後 (ピッチ系統) 又は左右 (ロール系統) のノズルの起動力の差による増加分に対する余裕ができ、FTB のクラッチとして十分なることがわかる。

7. むすび

FTB 操縦系統は、機体完成試験後も全ての機能特性が基準値を満足し、FTB の自由飛行を行なうに満足出来るものにするべく、改良、改修等を行ない、再試験と、操縦系統の試験を繰り返えし実施した。その結果、前述に示す如く所期の目的を満足すべき操縦系統であることが確認された。

本試験の実施に当っては、富士重工業(株)、航空機技術本部および航空機工場の方々の御援助を賜わり、ここに深甚なる謝意を表する。

文 献

- 1) 新型航空機部; フライングテストベッドの計画, 航技研報告 TR-154 (1968/5)
- 2) 航空局検査課; 耐空性審査要領, 回転翼航空機の制限操縦力 (3-3-3), 鳳文書林
- 3) 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)
- 4) NATO; Recommendations for V/STOL Handling Qualities, AGARD Rept, 408 (1962/10)
- 5) 滝沢直人他 8 名; 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)

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, 藤田慎一, 夫 堀武一, 多戸越中菊地, 田出井地 林洋和, 下地恒甫, 中井地 日築森之, 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 よって生ずる飛しょう径路誤差の一考 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

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227号

昭和47年7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
