

UDC 629.735.077.018:
629.735.062-52

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-248

自動着陸研究用テスト・リグについて

堀川 勇 壮・小川 鑛 一・永 安 正 彦

1973 年 10 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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 関 番, 高島一明 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, 斎藤秀夫 堀武敏, 多田保夫 林 洋一, 戸田勸一 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井暎一 森田甫之, 菊地孝男 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, 新宮博公 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 (2)	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

自動着陸研究用テスト・リグについて*

堀川 勇 壮**・小川 鎮 一**・永 安 正 彦**

Test Rig for Automatic Landing System Study

By Yuso HORIKAWA, Koichi OGAWA and Masashiko NAGAYASU

Studies on hardwares of automatic landing system, as a part of automatic landing system study programs, have been conducted at National Aerospace Laboratory. A test rig for the study on the hardwares has been designed and constructed.

The test rig is a ground test equipment for evaluating the automatic flight control system including actual hardwares and human factors of a pilot. The testing hardwares, such as servo actuators, servo amplifiers, auto-land computers and control pannels so on, are equipped on the test rig and tested in a simulated flight condition with an analog computer.

The test rig has actual control systems of experimental aircraft, which is Beechcraft Queen Air Model 65, such as elevator control system, aileron control system, rudder control system, trim controls, and engine throttle control system. And each of the control systems consists of control rigs, pulleys, control load which is simulated an aerodynamic load and control wheel or pedal.

In this paper, the design, construction and performance of the test rig are reported here.

1. ま え が き

本報告は自動着陸の研究¹⁾を進めるに当って、自動着陸装置の実物ハードウェア、(多重オートパイロット、多重サーボ機構など)を含んだシミュレーション研究に必要な、テスト・リグ(地上用航空機操縦装置試験設備)について述べる。

テスト・リグ(Test Rig)とは、自動着陸装置、オートパイロットを含めた航空機操縦系統の研究を行なうための地上設備である。すなわち、実機の操縦系統を地上で再現して、実物のオートパイロット等を接続して試験、評価する装置のことで一般にテスト・リグ(Test Rig)²⁾のほか、アイアン・バード³⁾(Iron Bird)ともいわれる。一般にテスト・リグの使用目的を列記すると、

- (1) 油圧、機械および電気などのハードウェアを含めた操縦系統の研究開発
- (2) 操縦システムと制御系統の適合(マッチング)

* 昭和48年6月6日受付

** 計測部

および機能、性能試験

- (3) システムに修正や設計変更がなされた場合の評価
 - (4) オートパイロットや自動着陸システムを含めた自動飛行操縦系統の開発と評価
 - (5) パイロットに対する訓練と評価
- などがある。

ここでは特に自動着陸装置の開発研究に用い、飛行機を新たに設計、開発をするのではないから、上記項目の(4)と(5)が主な目的となる。

初期のテスト・リグの目的は、新しく設計された航空機の操縦システムの試験と、この操縦システムが飛行前にうまく働くことを証明することにあった。このころのテスト・リグは、一般にできるだけ簡単化された装置であった。最近の航空機は、システムが複雑化してきた。このため安全性、信頼性の立場から、フェイル・オペレティブ(Fail-Operative)の必要性和CAT III 自動着陸システムの開発などで、テスト・リグにも高性能化が要求されるようになった。

本テスト・リグは対象機体がビーチクラフト・クイ

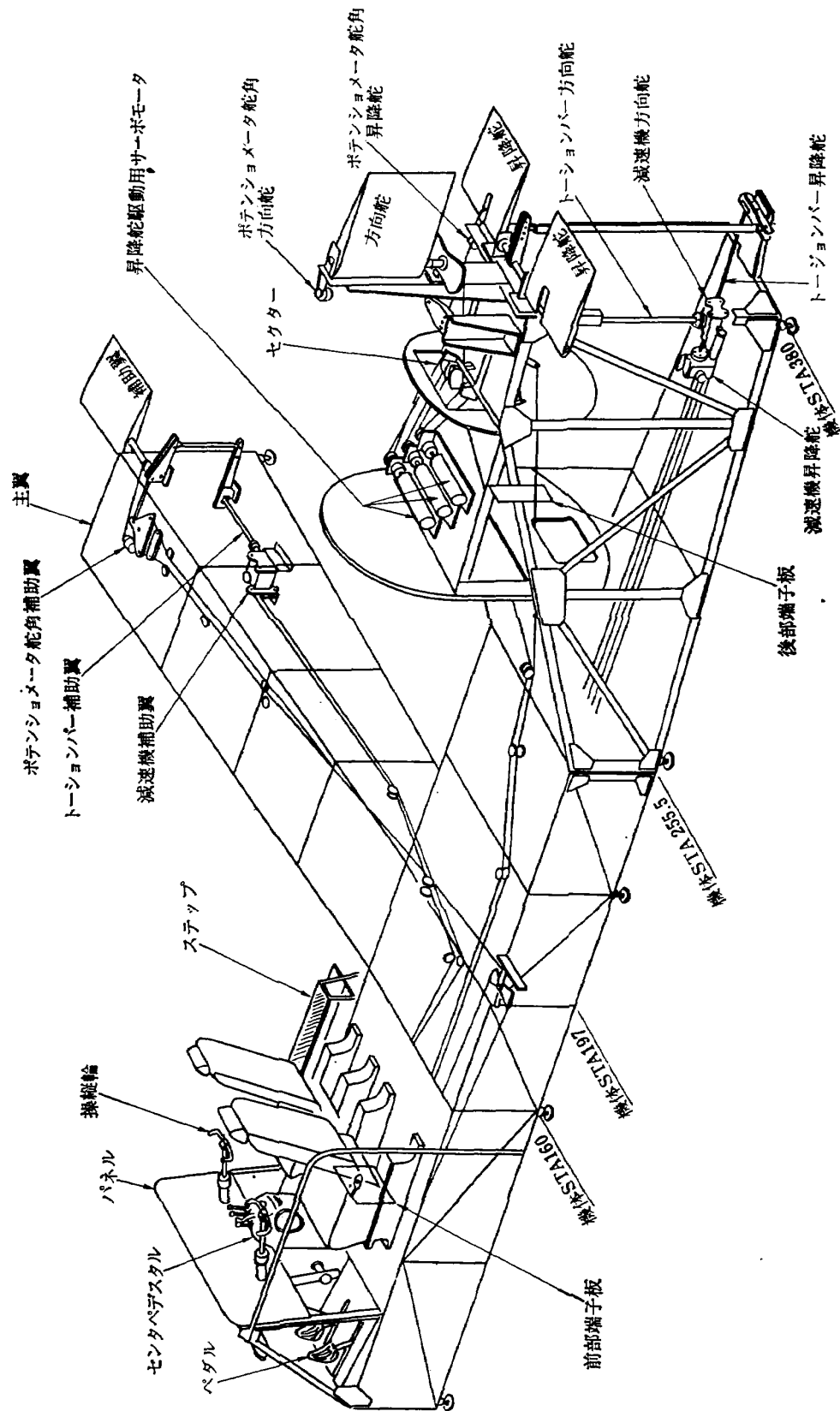


図 2.1 自動着陸研究用テスト・リグ装置

ーンエア・モデル 65 型機で、すでに実用機として使用されているものであるから、操縦システムの設計、修正を行なう意図はない。クイーンエア・モデル 65 型機と全く同じ操縦システムをこのテスト・リグに再現し、オートパイロットを含む自動着陸に関する研究、特に舵面操作サーボ機構の多重化に関する研究を行なうことが本テスト・リグの目的である。

本装置で特に留意した点はサーボ系の高信頼性技術の研究を行なうため、縦の制御系を3重に構成できるようにエレベータを3台のサーボモータで駆動できるように設計したほか、縦の制御系の検討のほか横の制御系の検討についても利用できるようにした。

以下、本テスト・リグの構造および性能試験の結果について述べる。

2. 自動着陸研究用テスト・リグの概要

本自動着陸研究用テスト・リグは航空宇宙技術研究所実験機（ビーチクラフト・クイーンエア・モデル65型機）と同様な操縦システムを有し、地上においてオートパイロットを含む自動着陸装置に関する研究、特に舵面操作に必要な高い信頼性を有する多重化サーボ機構の研究に使用することを目的として設計製作した。テスト・リグ全体図を図2.1に示す。

構造は等辺山形鋼を主体とした溶接構造で、胴体前部、胴体後部、主翼部から成り夫々4本のボルトで結合して一体構造になっている。操縦システムにはビーチクラフト・クイーンエア・モデル 65 型機と同一部品が使用され、昇降舵、方向舵、補助翼の3舵ともに着陸時（85ノット）および巡航時（120ノット）に相当する負荷がトーションバーによって与えられている。

昇降舵系に関しては、多重サーボ系の研究が行なえ

るように、3台の舵面駆動用サーボモータが取り付けられている。またセンターベダスタルのトリムホイールを回すことにより、トリムをとることもできるようになっている。

3. テスト・リグの構成および諸元

本自動着陸研究用テスト・リグの構成は、架構、操縦席、操縦系統、トリム系統、エレベータ・オートパイロット系統、負荷装置からなっている。テスト・リグの主要寸法として、架構寸法を図3.1に、また操縦席寸法を図3.2に示す。以下、これら各構成要素について述べることにする。

3.1 架構

本架構は構造用等辺山形鋼の溶接構造で、胴体前部、胴体後部、主翼部からなり、各々4本のボルトで結合して一体構造となっている。架構は合計13本のレベリングスクリーによって床面に据え付けられており、これとは別に据付状態で床面より高い位置に移動用車輪を合計12個もっているため架構の移動が容易である。

操縦席床面は板厚3mmの鋼板で5区画に分け、夫々架構にボルト結合しているため床下ベルクランク等の整備時には必要に応じて取外し可能である。

架構のほかに操縦席へのパイロット昇降用ステップが準備されている。

3.2 操縦席装置

2つの操縦席は前後移動、リクライニングおよびヘッドレスト上下移動が可能である。計器板は板厚2mmの耐食アルミ合金板で計器類の追加取付を容易にしており、計器板中央部にはフラップスイッチ、脚揚降スイッチがある。これらのスイッチ類からは電気信

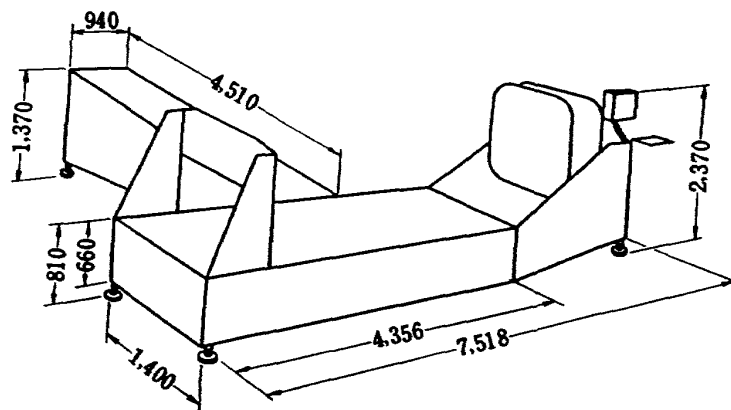


図 3.1 架構寸法 (単位 mm)

号がとり出せるよう配線されている。

センタペDESTAL部 (図 3.3) は架構にボルト結合した鋼板製ボックスからなり、上部のエンジンスロットルレバー、プロペラピッチコントロールレバーは、ボックス内のリンク機構を介して夫々のポテンショメータを作動し、操縦席下の端子板から電気信号を取り出せるように配線されている。

ボックス前面に補助翼と方向舵、側面に昇降舵のトリム用ホイールがある。それぞれはケーブル減速機を介して負荷用トーションバーの取付角度を変えることにより、トリムがとれる構造になっている。

3.3 主操縦系統

補助翼、方向舵、昇降舵の各舵面操作系統のペルクランク、セクタ類は軟鋼製で回転部ベアリングおよびロッドエンドはビーチクラフト・クイーンエア・モデル

表 3.1 各系統ケーブルの径および張力

系 統	ケーブル径 (in)	ケーブル張力 (LBS)
主操縦系統—昇降舵	1/8	29 ⁺⁴ -4
主操縦系統—方向舵	3/16	70 ⁺⁵ -0
主操縦系統—補助翼	1/8	40 ⁺⁵ -0
主操縦系統—補助翼	3/16	50 ⁺⁵ -0
操縦輪ケーブルおよびチェーン		70 ⁺¹⁰ -10
トリム系統	1/8	29 ⁺⁴ -4
オートパイロット系統	1/8	29 ⁺⁴ -4

右図のように操縦輪は165mmの位置を舵面15°下げ状態とする。

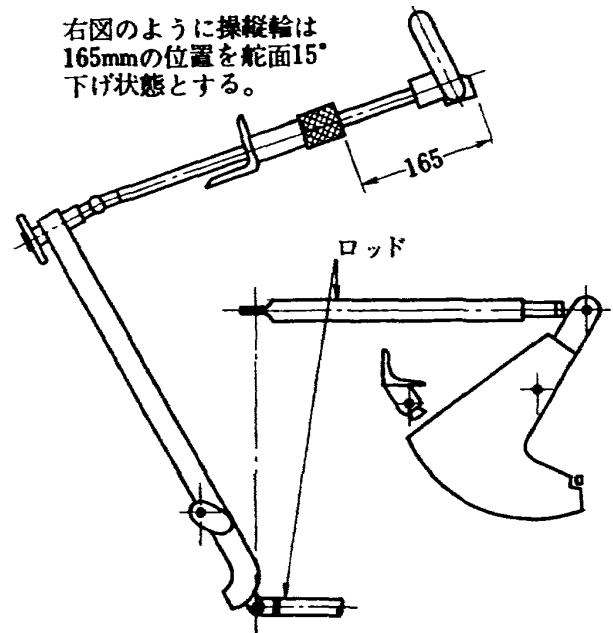


図 3.5 操縦輪基準位置

ル 65 型機と同一の部品を使用している。ただし方向舵ペダルはアルミ合金鋳物製である。各系統の操縦索は炭素鋼索 (MIL-C-1511) で径は系統により、表 3.1 に示すように 1/8 インチと 3/16 インチの2種類が使用されている。

操縦輪ならびに方向舵用ペダルの構造はそれぞれ図 3.4~図 3.7 に示してある。これらの操縦輪ならびにペダルで駆動出来る各舵の作動角はそれぞれ表 3.2 に示す範囲内であり、限界角度に達すると図 3.7 に示

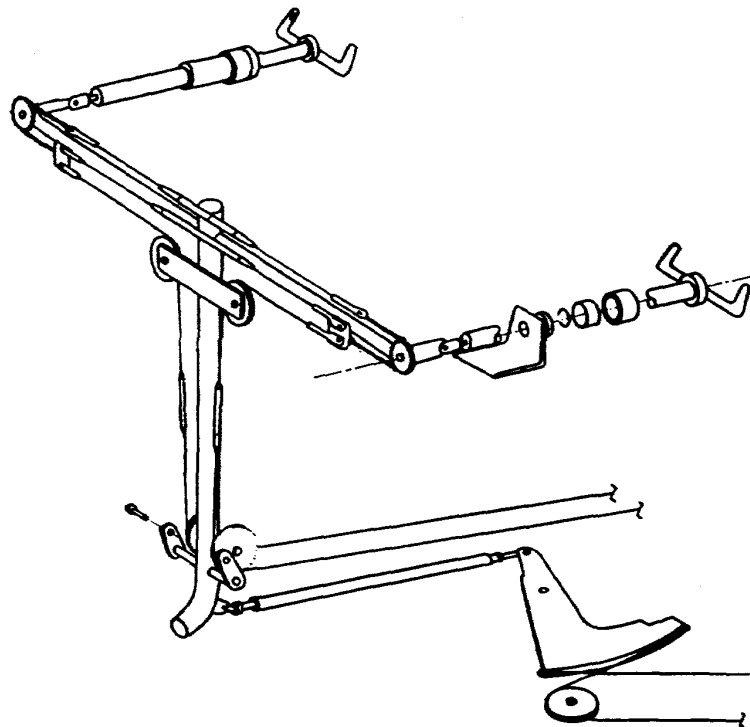


図 3.4 操縦輪 (構成部品)

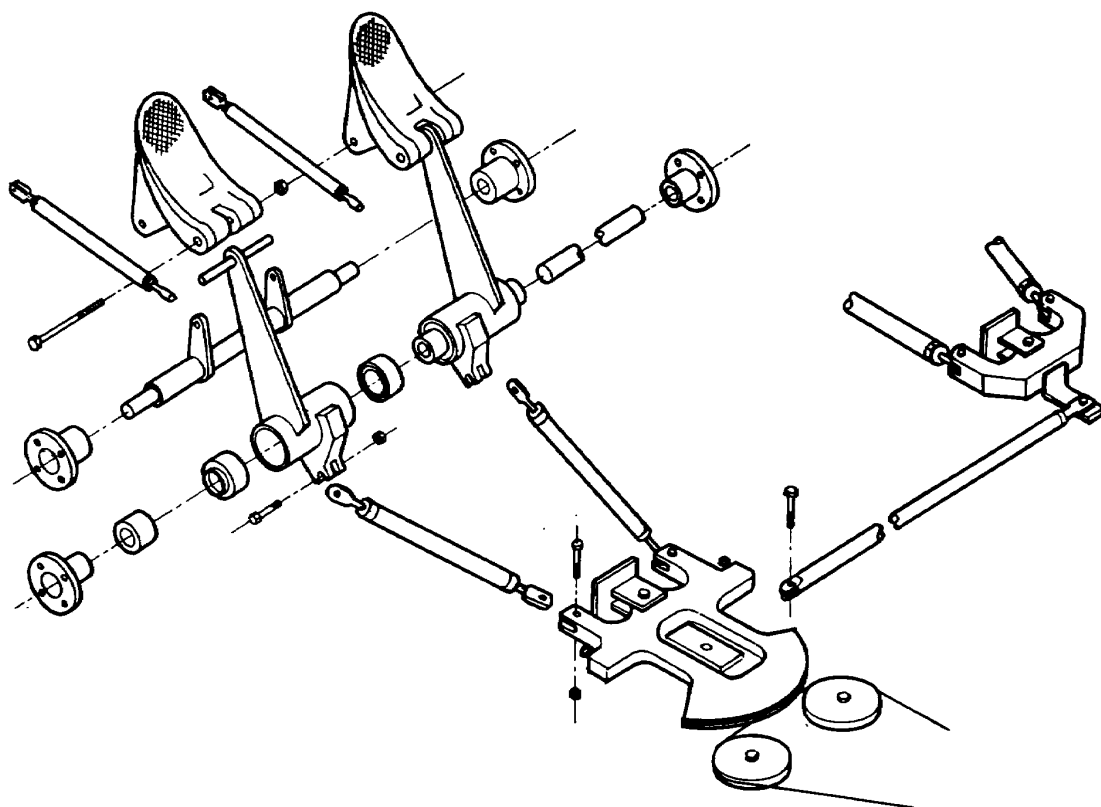


図 3.6 方向舵ペダル (構成部品)

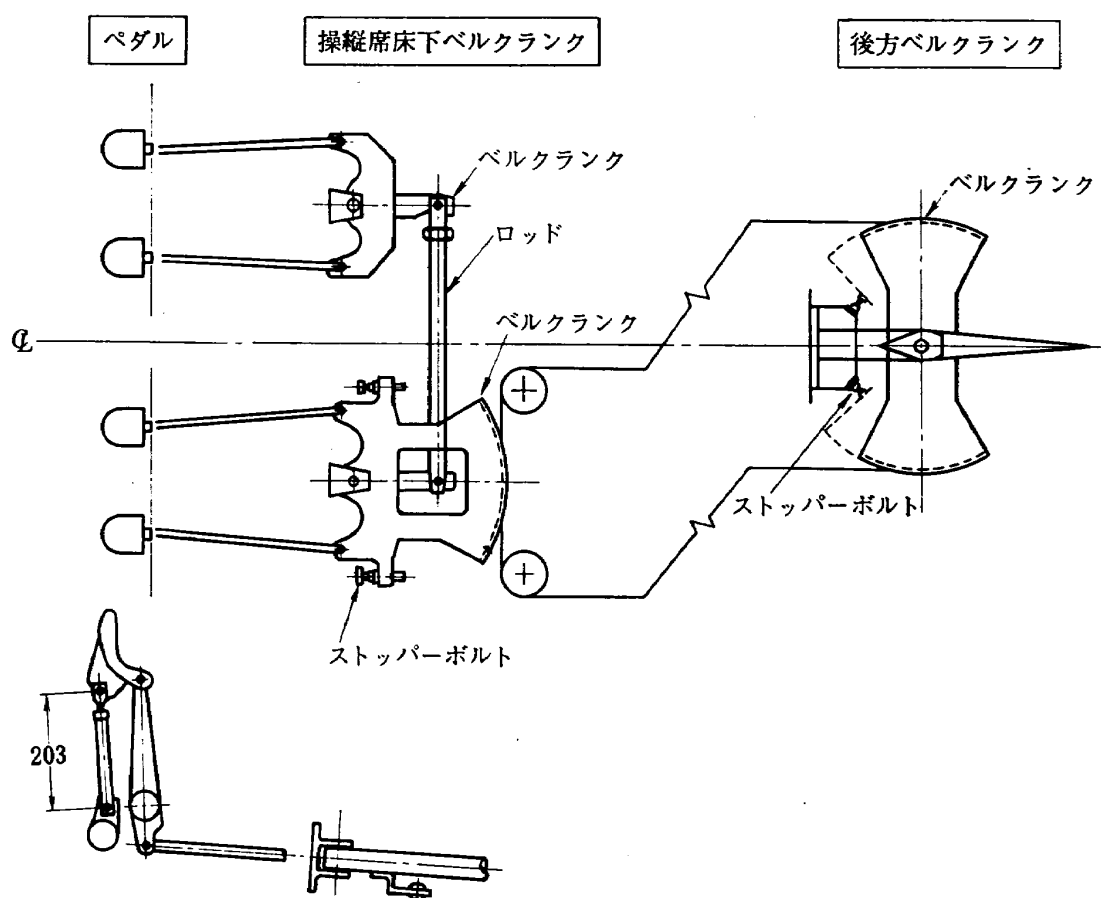


図 3.7 方向舵ペダルとベルクランク

表 3.2 各舵作動角度範囲

舵 面	作 動 角	許 容 公 差
昇 降 舵	上げ 25°	+1° -0°
	下げ 15°	+1° -0°
方 向 舵	右 25°	±1°
	左 25°	±1°
補 助 翼	上げ 20°	±1 $\frac{1}{2}$
	下げ 20°	±1 $\frac{1}{2}$

すような左右または上下のストッパーボルトに当るような構造になっている。

3.4 トリム系統

トリム系統はセンタベデスタルのトリムホイールシャフトについているドラムから、トーションバー支持用減速機 (ED 25 RW-IL 型ウォーム減速機、減速比 1:60、椿本チェーン製) の入力側ドラムまでの操縦索と途中のプーリー等よりなる。操縦索は主操縦系統と同じ炭素鋼索 (MIL-C-1511) で索径は 1/8 インチを使用している。

3.5 昇降舵オートパイロット系統

架構後部のエレベータ駆動用サーボモータ 3 台 (図 3.8) は図 3.9 に示すように鋼製セクタを介して、エレベータ後方のベルクランクを回転させるようになっている。サーボモータプーリーとセクタ間には主操縦系統と同じ炭素鋼索 (MIL-C-1511) を使用しており、その索径は 1/8 インチである。またベルクランクと舵面との間は図 3.10 に示すようになっており、舵角の最大および最小値を制限するストッパーボルトがついている。

クイーンエア・モデル 65 型機でのサーボモータ取付位置を明確に示すため、ベニヤ板製隔壁を設け、外形を実機フレーム形状と同一にしてある。(図 3.8 参照)

3.6 空力負荷模擬装置

本テストリグの空力負荷の模擬はトーションバー方式であり各舵とも舵面からプッシュプルロッドを介して舵角に対応するねじり変位をトーションバーに与えている。プッシュプルロッド支点の舵面側アームとトーションバー側アームの比は 2:1 を基準とし図 3.11 に示すように両支点共それぞれアームを変更できるように支点孔を 5 個用意してある。各トーションバーは SS 41 鋼製丸棒で、各舵とも着陸時 (85 ノット) と巡航時 (120 ノット) 空力負荷用の 2 種類を準備してある。各舵トーションバーの寸法を表 3.3 に示す。

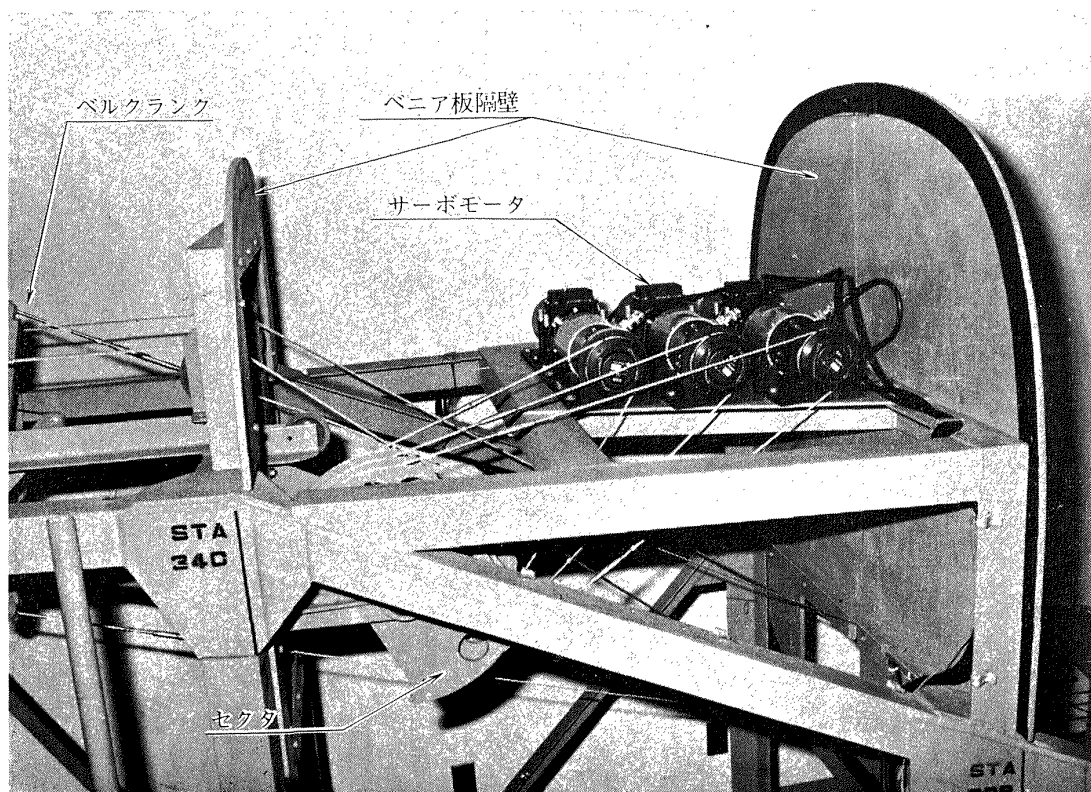


図 3.8 3重系サーボモータとセクタの結合

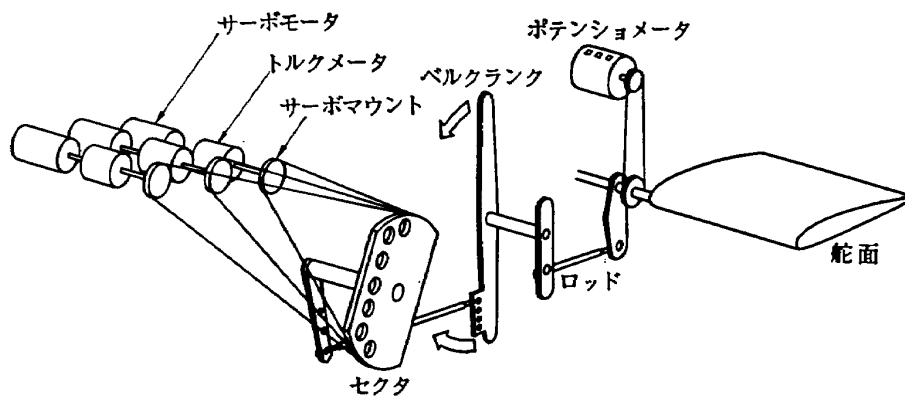


図 3.9 サーボモータと昇降舵間のリンケージ

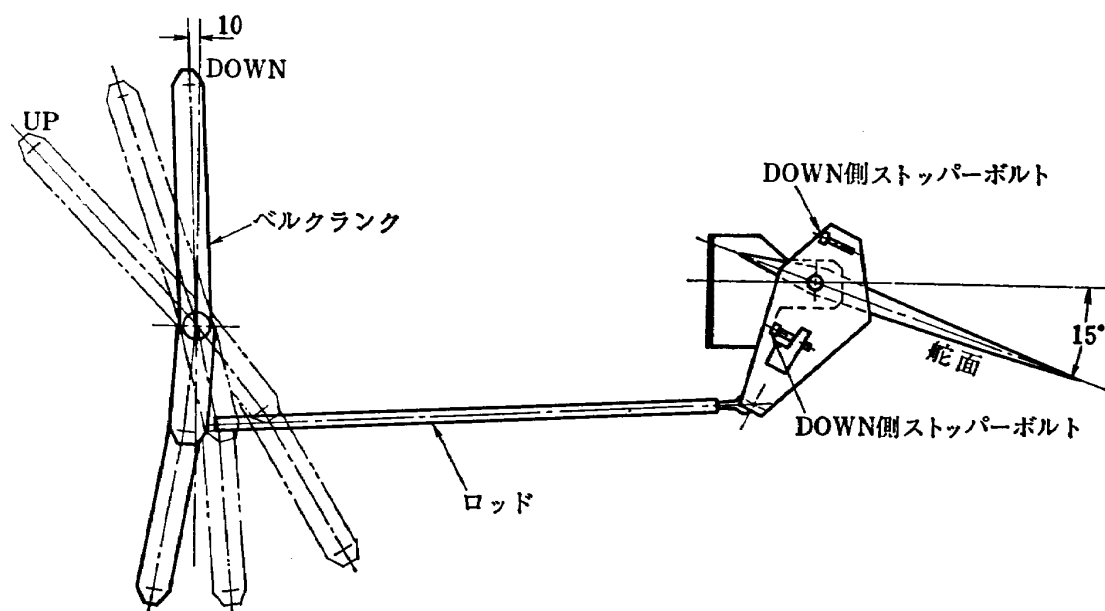


図 3.10 後方ベルクランクと昇降舵の結合

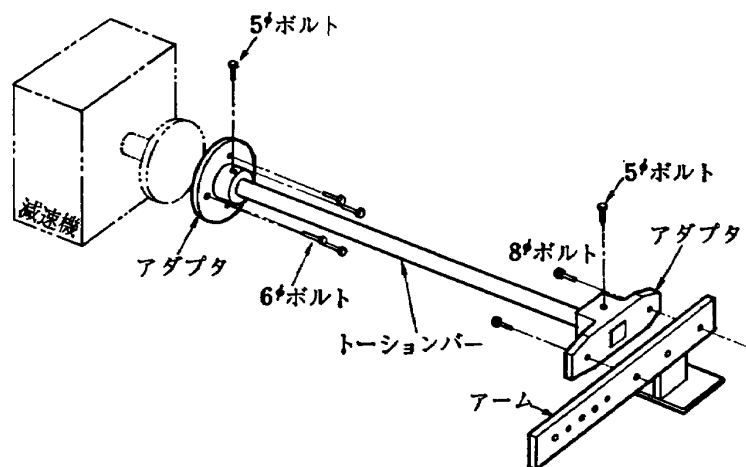
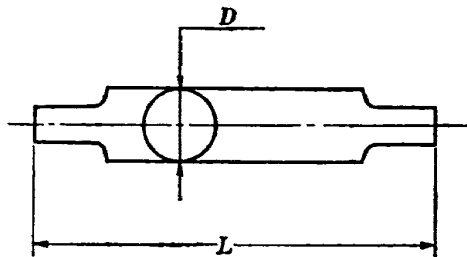


図 3.11 昇降舵負荷装置

表 3.3 トーションバー寸法

系 統	種 類	D(mm)	L(mm)
方 向 舵	85 kt 用	18.49	1285
	120 kt 用	21.97	1285
昇 降 舵	85 kt 用	15.48	885
	120 kt 用	18.42	885
補 助 翼	85 kt 用	12.07	585
	120 kt 用	14.29	585



3.7 電気配線

本テスト・リグの端子板は2ヶ所にある。このうち、操縦席下の端子板には、補助翼角検出用ポテンシオメータ (CP-6, 2連, 20k Ω)、操縦席のフラップスイッチ、脚揚降スイッチ、エンジンスロットルレバーおよびプロペラピッチレバー用ポテンシオメータ (CP-6, 2連, 20k Ω) の各配線がなされている。また胴体後

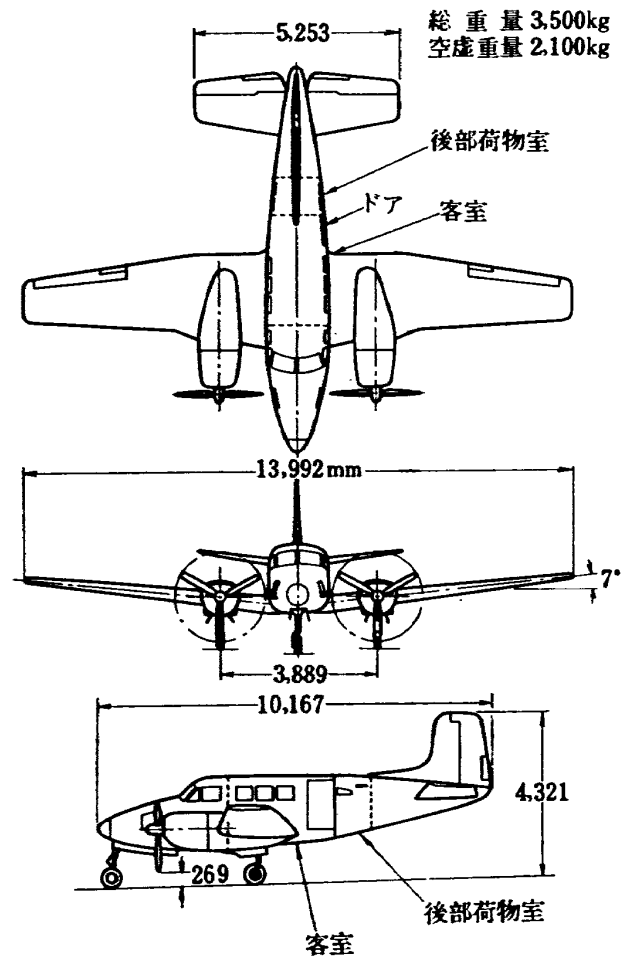


図 3.12 ビーチクラフト・クイーンエア・モデル 65 外形寸法

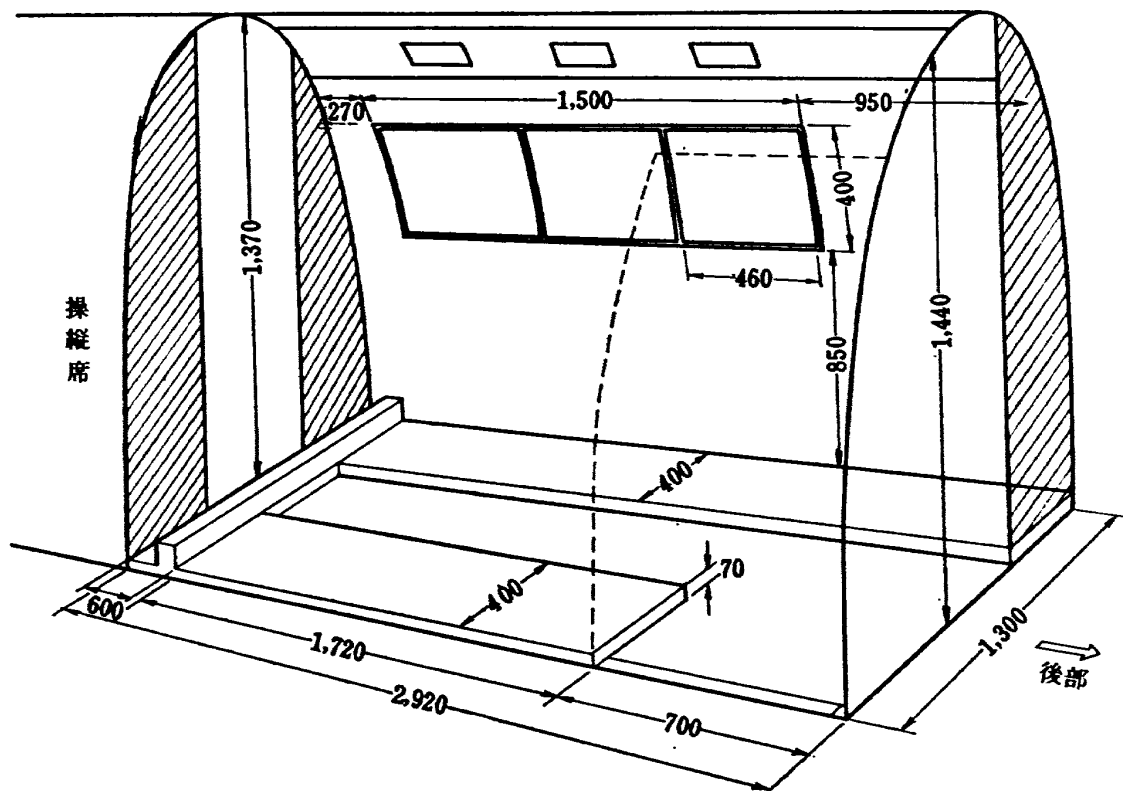


図 3.13 客室部寸法 (実測)

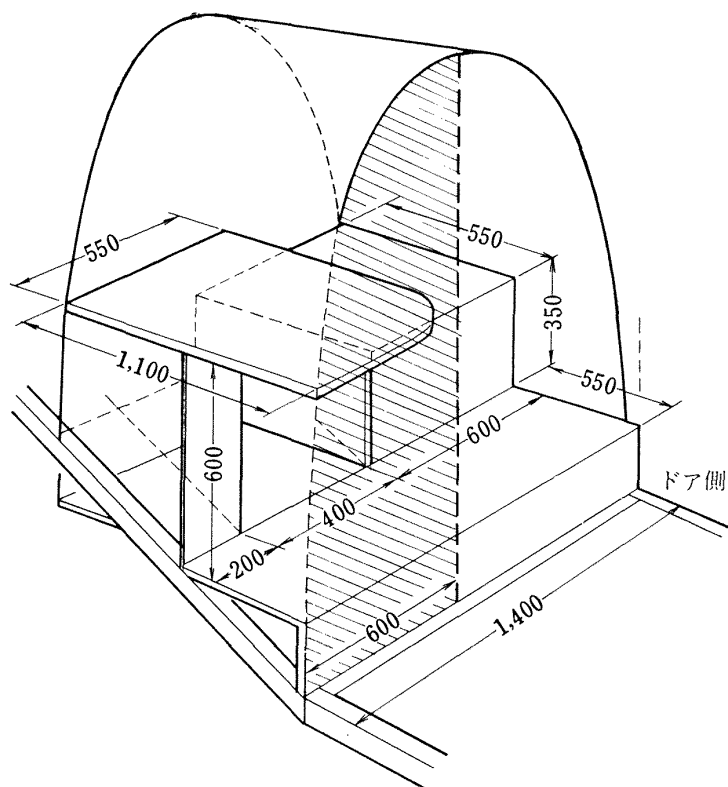


図 3.14 後部荷物室

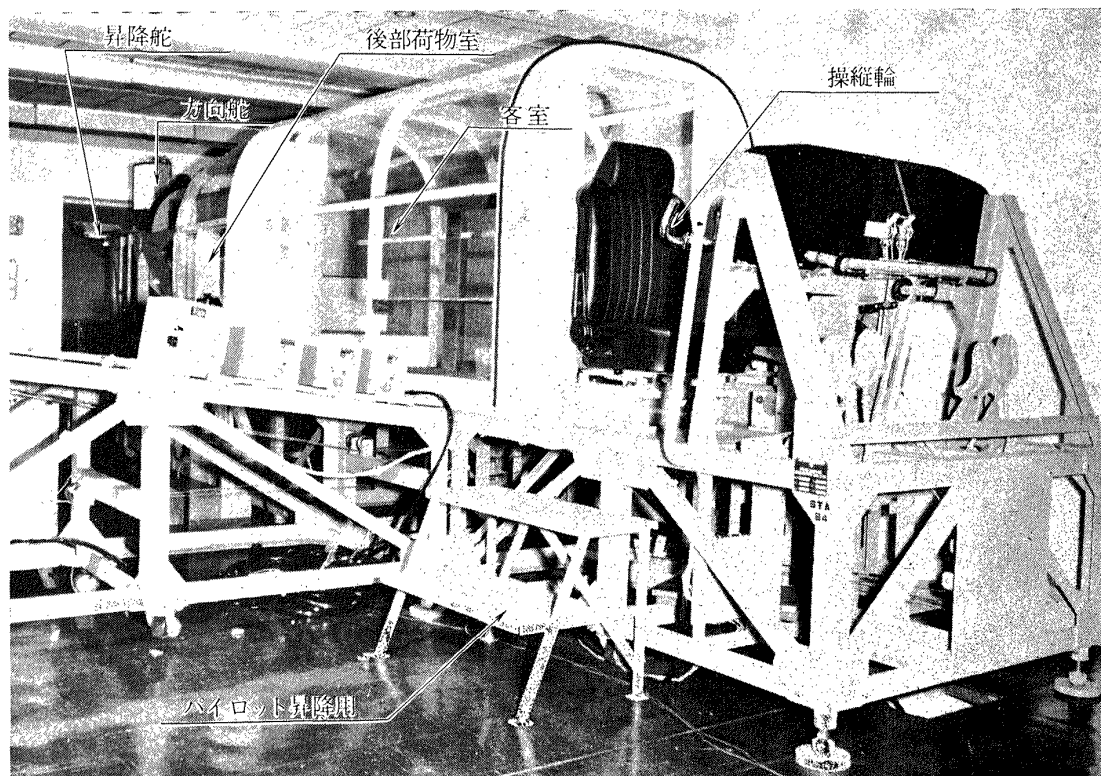


図 3.15 自動着陸研究用テスト・リグと客室，後部荷物室モックアップ

部の前側隔壁の端子板には、昇降舵、方向舵の舵角検出用ポテンショメータ (CP-6, 2連, 20k Ω) とオートパイロットサーボモータに直結した抵抗線歪ゲージ型トルクメータからの配線がなされている。

3.8 テスト・リグ客席部モックアップ

本客室部モックアップは、装置が完成した場合、性能および機能的な面で満足されても、これら完成装置の大きさ、重量、配置の面で実機への搭載が出来ないのでは問題である。そこで、自動着陸装置の開発を行なうには、その装置搭載予定の機体スペースおよび搭載重量をシステム開発と同時に考慮する必要がある。そこでこれまで述べた自動着陸研究用テスト・リグに客室部と後部荷物室を製作した。これら各部屋は外部から内部が見えるようアクリル樹脂外板を用いている。

図 3.12 はビーチクラフト・クインエア・モデル 65 型機の外形寸法⁴⁾を示す。図中の客室と後部荷物室のモックアップを製作した。客室および後部荷物室の寸法は図 3.13, 図 3.14 に示す。機体外板は図 3.15 の写真に示すように透明なアクリル樹脂でできており、装置などを配置した内部の様子が外部から容易に見られるようになっている。床や棚などはすべてベニヤ板を用いている。

4. 性能試験

本自動着陸研究用テスト・リグの性能試験は、(1)ホイールペダル等の操縦装置のストロークと舵の部分の実際の舵角との関係の試験、および(2)操縦力 (Feeling Force) とストロークの関係との試験に大別できる。

操縦装置のストロークと舵角との関係の試験としては、a) 昇降舵に対し、操縦輪変位対昇降舵舵角、b) 補助翼に対し、操縦輪回転角対補助翼舵角、c) 方向舵に対し、ペダル変位対方向舵舵角の関係の試験である。以上の外に(3)昇降舵にはサーボモータを取り付けるので、サーボモータ出力軸回転角とエレベータ舵角の関係も調べる必要がある。

以下、これらについて試験方法および結果について述べる。

4.1 舵角の測定

昇降舵、補助翼、方向舵の 3 舵について、その舵角と駆動側である操縦輪、ラダーペダルの各ストロークを対応させて測定する。

4.1.1 昇降舵舵角の測定

昇降舵舵角の測定は図 4.1 に示すように、舵の側面に分度器を固定する。分度器中心より図 4.1 に示

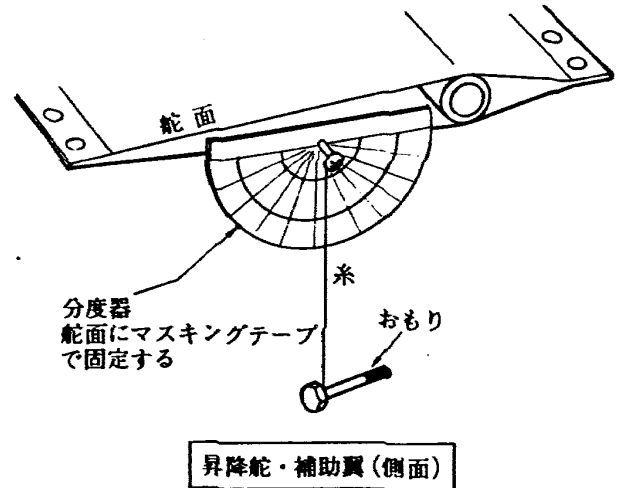


図 4.1 昇降舵および補助翼の舵角測定

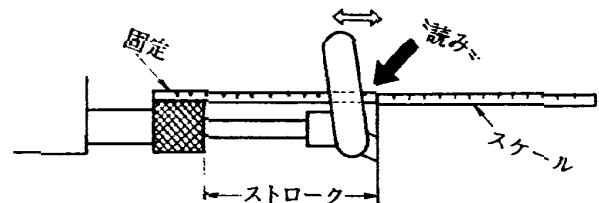


図 4.2 操縦輪ストロークの測定

すように重りを下げ、これを基準線とする。この基準線をもとに、分度器目盛を読めば舵角を測定できる。一方操縦輪ストロークは図 4.2 に示すように、スケールを固定端に取り付け、操縦輪の末端に取り付けた基準用の指針を参照にスケール目盛を読む。

測定は、測定の便のため、舵面負荷を取りはずした状態で、操縦輪を手動にて動かし、このとき操縦輪ストローク、昇降舵舵角およびサーボモータ回転角を同時に読みとる。

このようにして得られた操縦輪ストローク対昇降舵舵角の関係を図 4.3 に、また、サーボモータ出力軸回転角対昇降舵舵角の関係を図 4.4 に示す。図 4.4 で、昇降舵舵角零度における勾配はサーボモータ出力軸回転角度対昇降舵舵角のリンク比で、この値は約 0.22 deg/deg である。

4.1.2 補助翼舵角の測定

補助翼舵角の測定は昇降舵舵角の測定と同様に行ない、図 4.1 のように補助翼側面に分度器を固定し、垂直に下げた糸を基準に角度を読みとる。

操縦輪の回転角測定は操縦輪回転中心に全円分度器を貼り付け、図 4.5 に示すように糸で基準線を設ける。この基準線と分度器目盛を対応させ、操縦輪回転

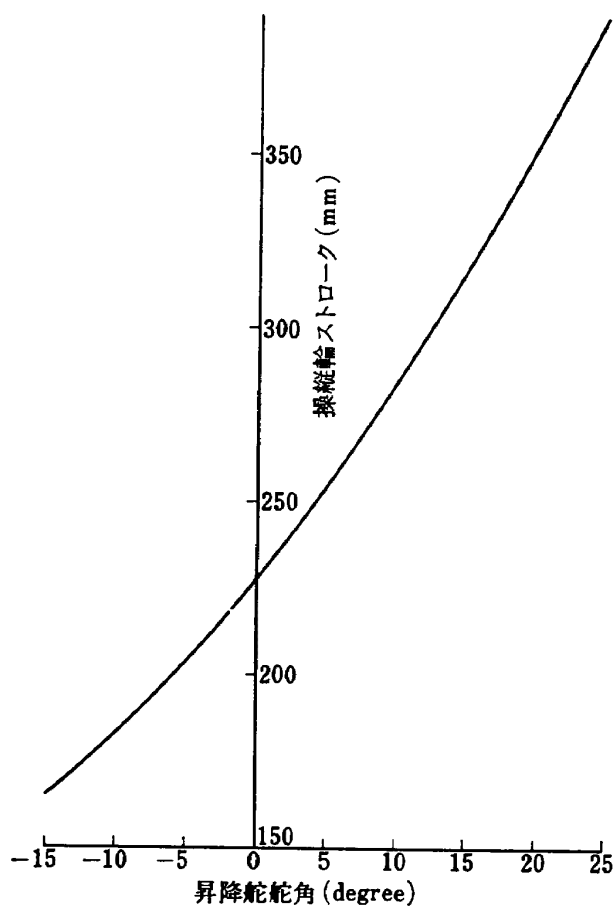


図 4.3 操縦輪ストローク～昇降舵舵角

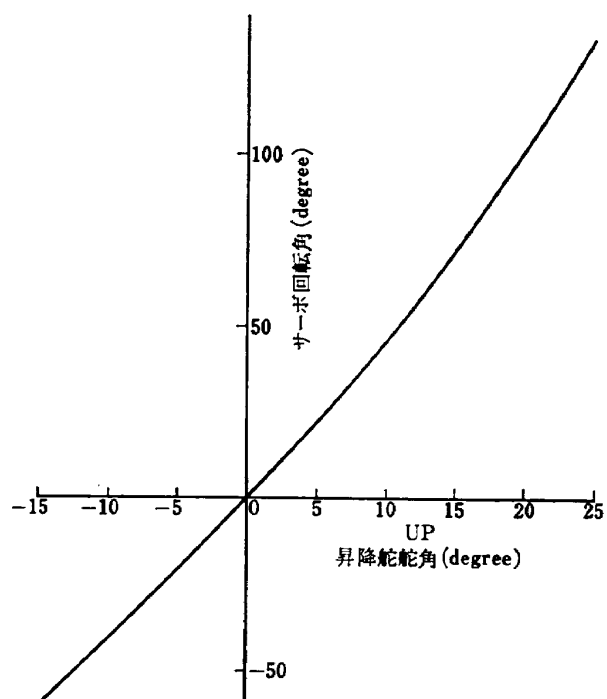


図 4.4 サーボモータ出力軸回転角～昇降舵舵角

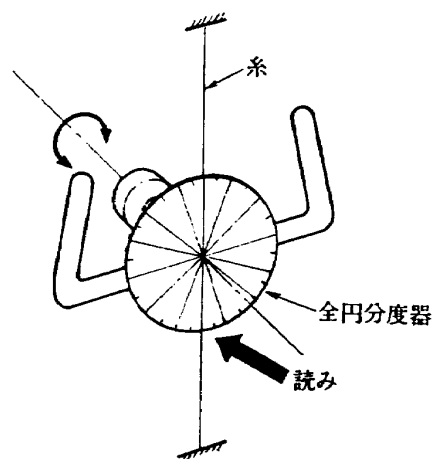


図 4.5 操縦輪の角度測定

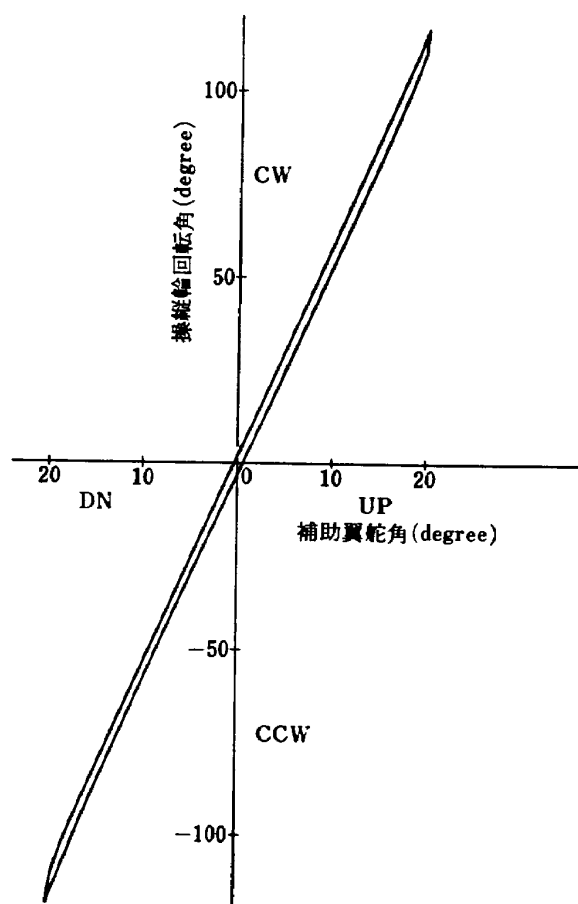
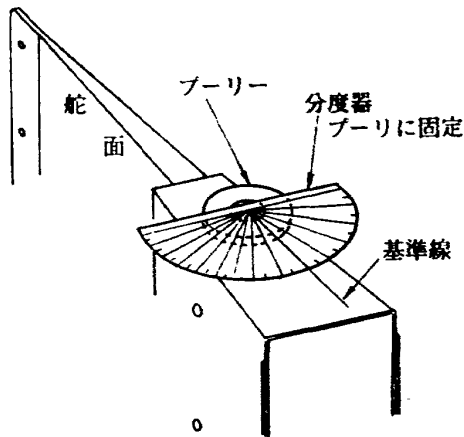


図 4.6 操縦輪回転角～補助翼舵角



方向舵(上面)

図 4.7 方向舵舵角の測定

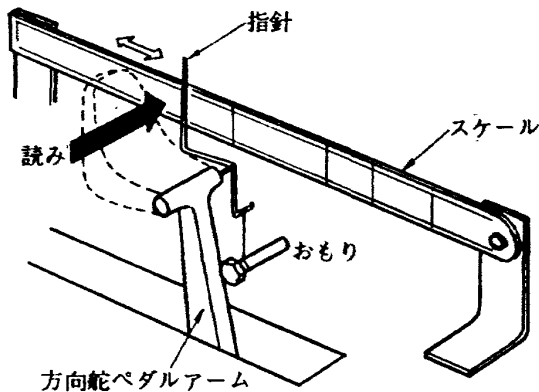


図 4.8 方向舵ペダル・ストロークの測定

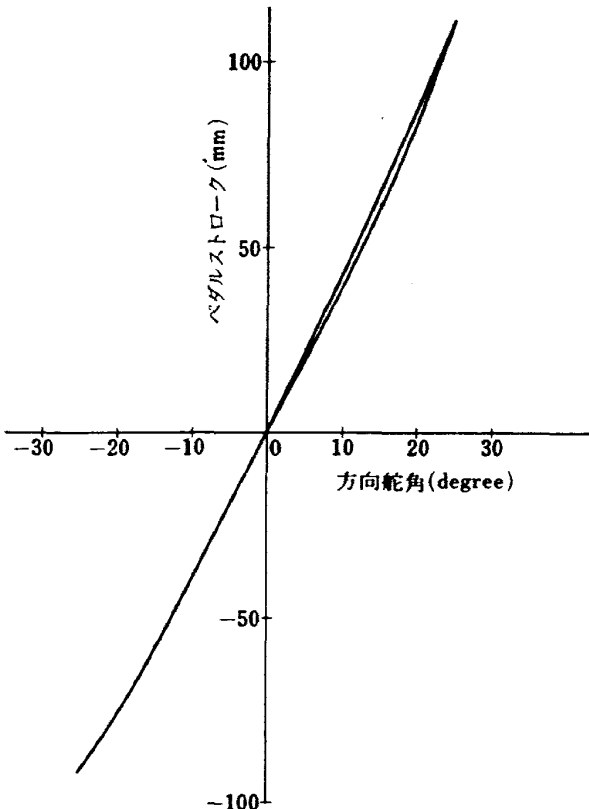


図 4.9 ペダル・ストローク～方向舵舵角

角を読みとる。試験は操縦輪を手動にて回転させる。このときの操縦輪回転角度と、エルロン舵角を同時に読みとる。この結果を図 4.6 に示す。

4.1.3 方向舵舵角の測定

方向舵舵角の測定用として、分度器をプーリーに固定する。(図 4.7 参照)。一方、舵面に取り付けた基準線の方は舵面と共に回転するようにし、この基準線と分度器の目盛より方向舵舵角が読みとれる。

方向舵ペダルのストロークを測るために、図 4.8 に示すように副操縦士席側のペダル(アルミ合金鋳物製)片方を取り除き、アームのペダル取付ボルトを利用して回転自由の針金製指針を取り付ける。この指針とスケール目盛とを対応させ、方向舵ペダルのストロークを測る。

試験は主操縦士席側のペダルを踏みこみ、この時のペダルのストロークと方向舵舵角を同時に読みとる。図 4.9 はペダルストローク 対方向舵舵角の測定結果である。

4.2 操縦力の測定

本節では、昇降舵、補助翼および方向舵の各舵に、着陸時速度 85 ノットと巡航時速度 120 ノットに相当する空力模擬負荷(3.6 節参照)を取り付けた場合の操舵力を測定する。操舵力測定の際、同時に操縦輪および方向舵ペダルの回転角およびストロークも測る。

4.2.1 昇降舵操縦力の測定

図 4.10 に示すように昇降舵操縦力はバネ秤りを介して引き側では正面より引っ張り、押し側の測定には裏側より引っ張って行なう。この時、同時に操縦輪ストロークも測定する。

85 ノット負荷と 120 ノット負荷時の測定結果を図 4.11 と図 4.12 に示す。

4.2.2 補助翼操縦力の測定

図 4.13 に示すように、操縦輪にアームを取り付ける。バネ秤りで力を加える点はアーム比 2 のところで、アームは直角方向の力を加える。この時の力の読みと同時に、操縦輪回転角も記録する。このようにして得られた 85 ノットと 120 ノット負荷に対する結果を図 4.14 と図 4.15 に示す。

4.2.3 方向舵操縦力の測定

方向舵舵角を測るときと同様に、副操縦士側のペダル片方を取り除き、アングル機を図 4.16 のようにボルト 2 本で取り付ける。このアングル材のアーム比 2 の位置に図のようにバネ秤りを取り付け、これを引っ張ることにより、方向舵操縦力を測定する。測定結果を図 4.17、図 4.18 に示す。

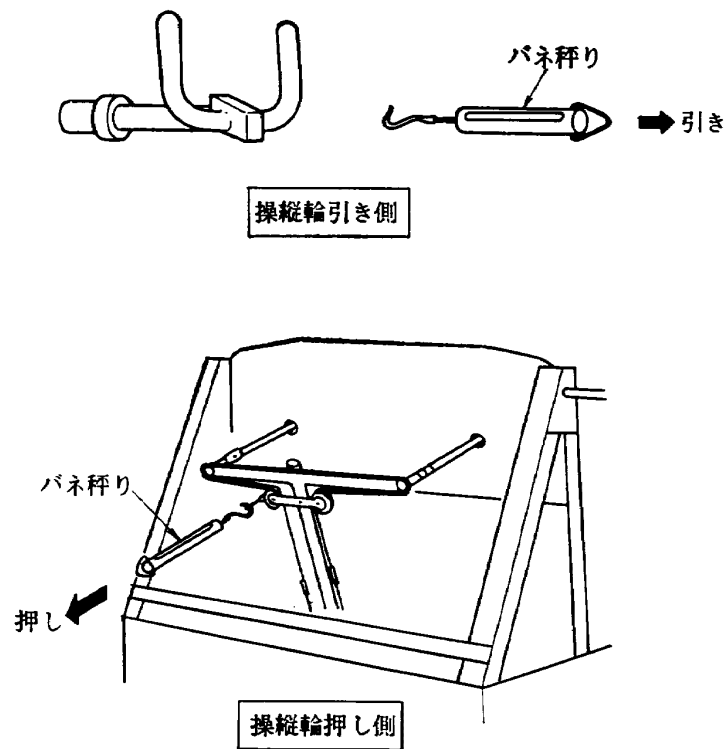


図 4.10 昇降舵操縦力の測定

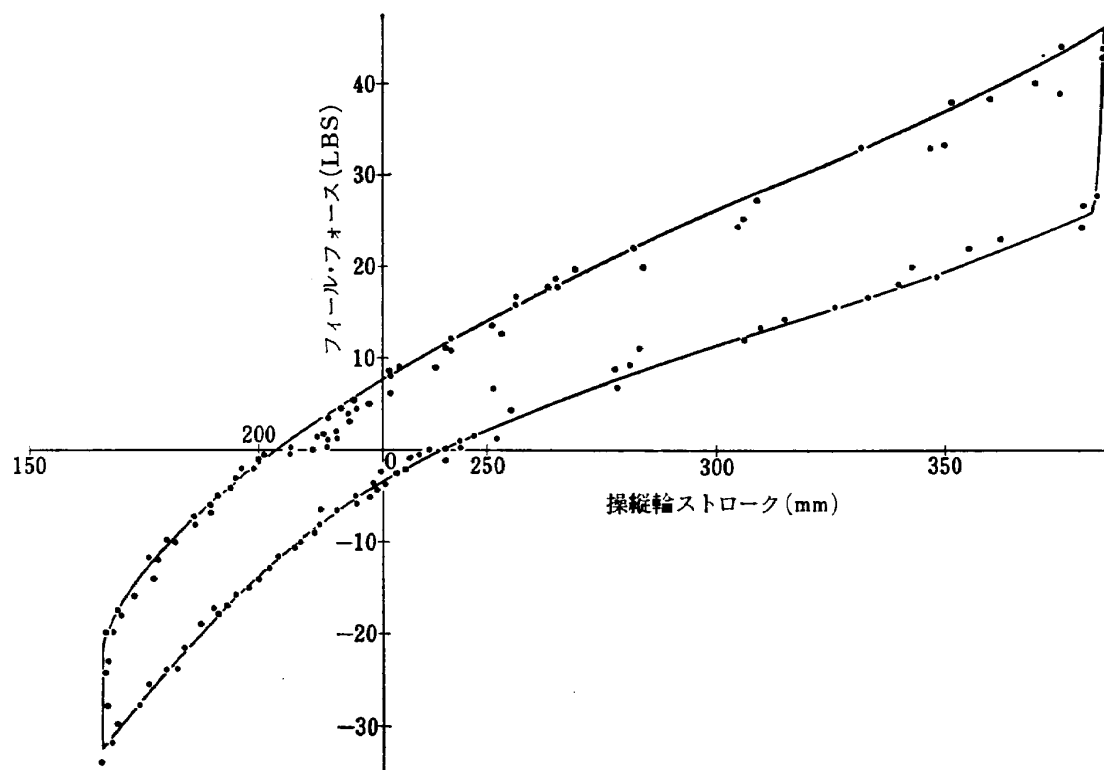


図 4.11 昇降舵操縦力測定結果 (85 KT 負荷)

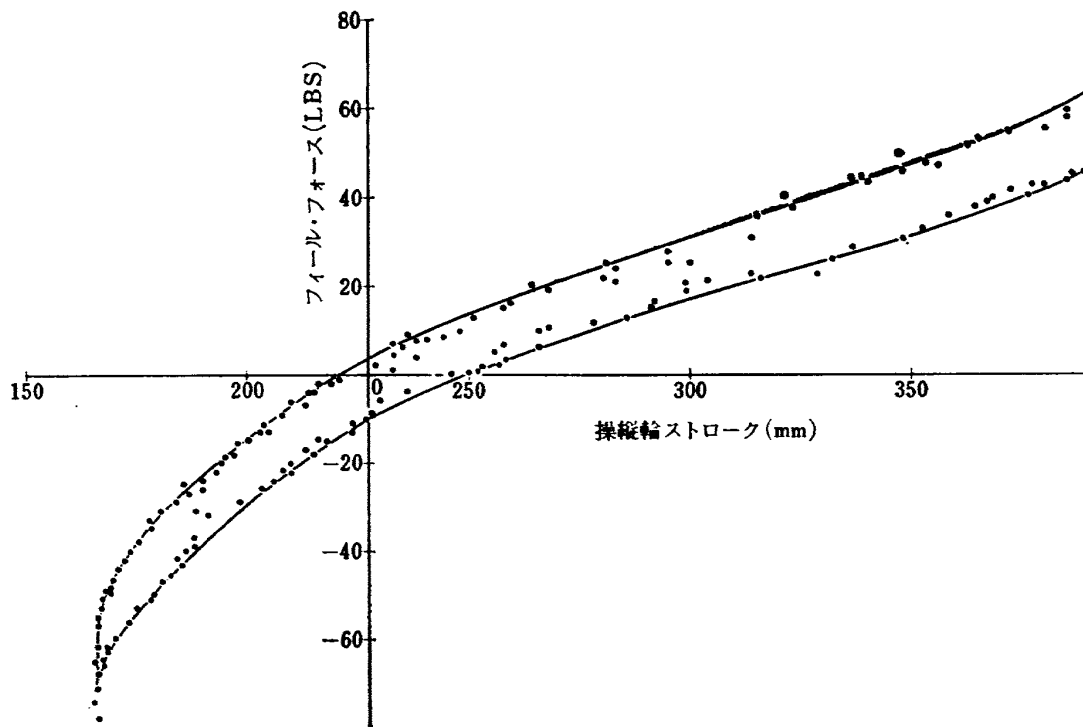


図 4.12 昇降舵操縦力測定結果 (120 KT 負荷)

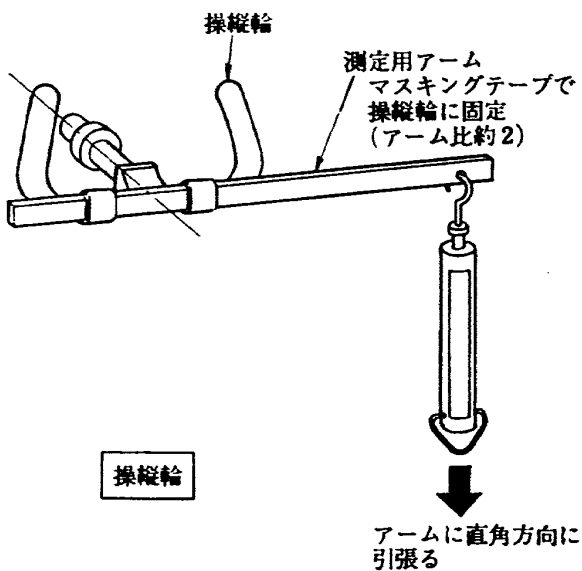


図 4.13 補助翼操縦力の測定

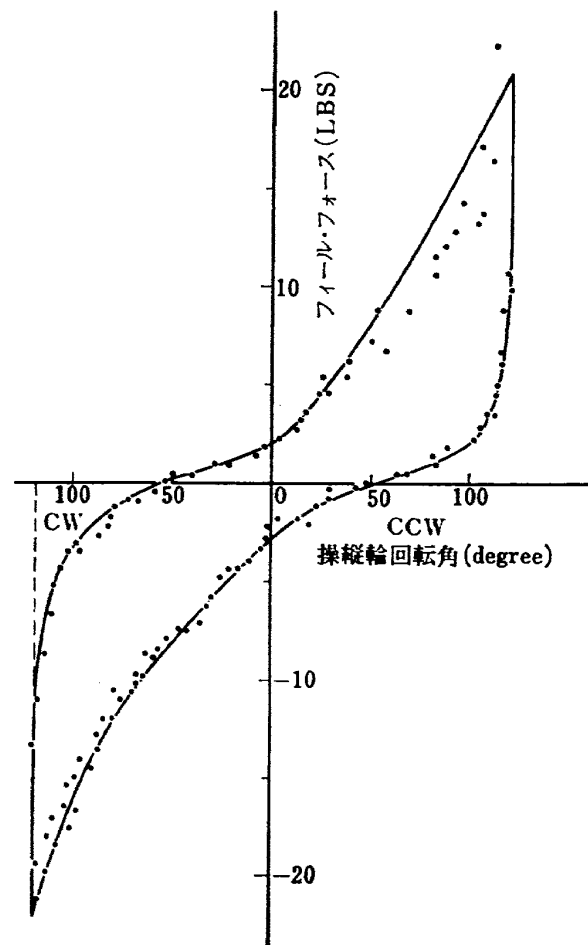


図 4.14 エルロン操縦力測定結果 (85 KT 負荷)

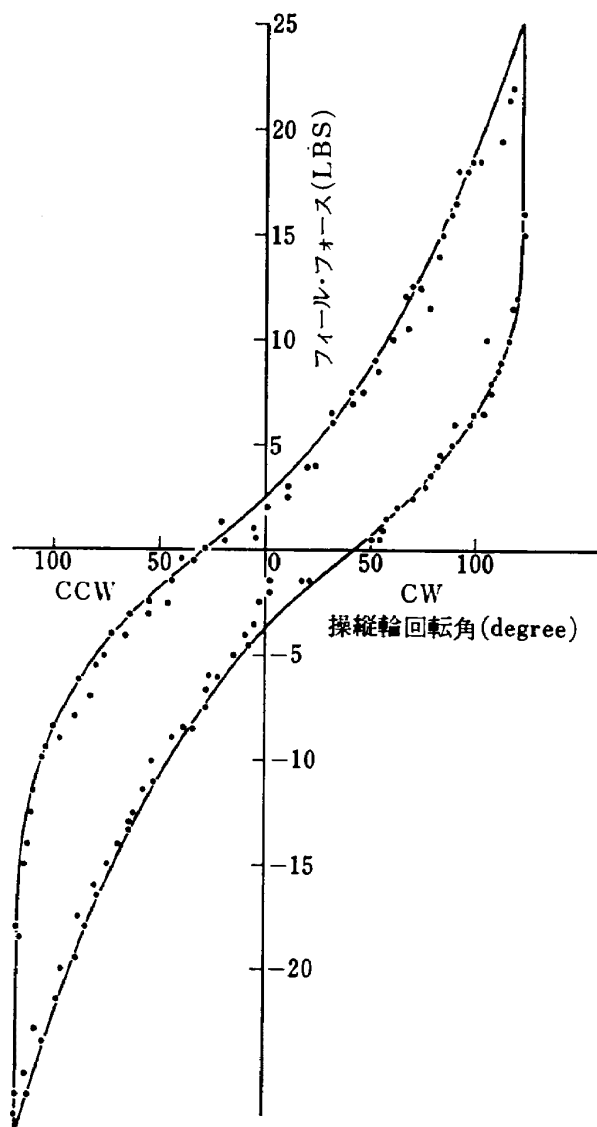


図 4.15 補助翼操縦力測定結果 (120 KT 負荷)

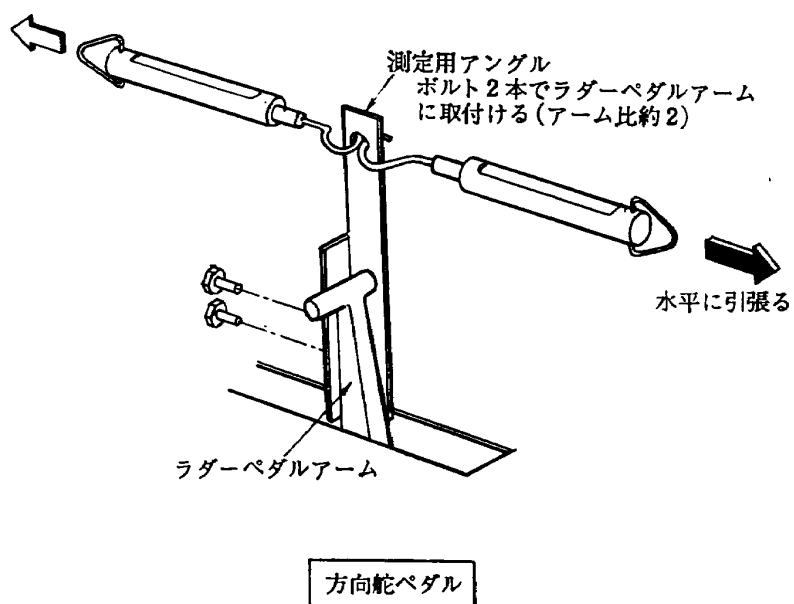


図 4.16 方向舵操縦力の測定

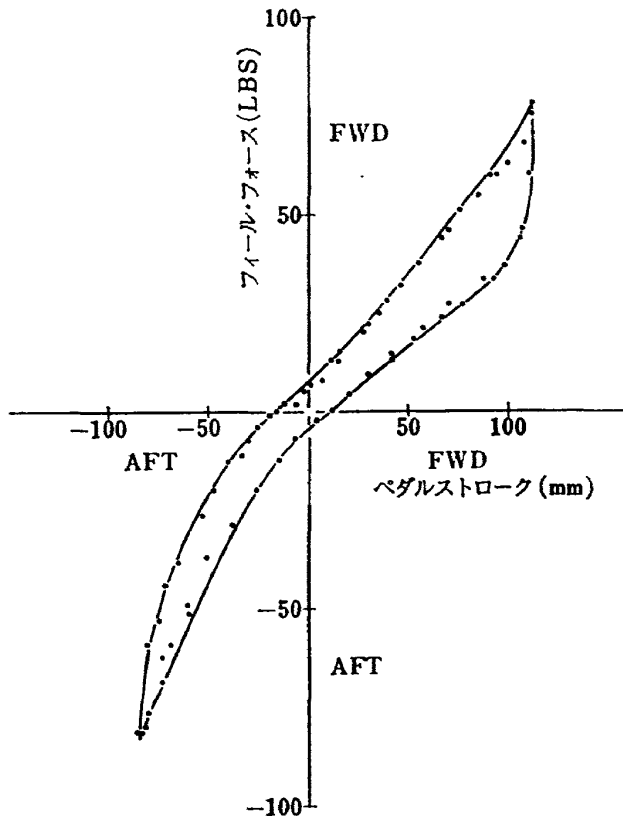


図 4.17 方向舵操縦力測定結果 (85 KT 負荷)

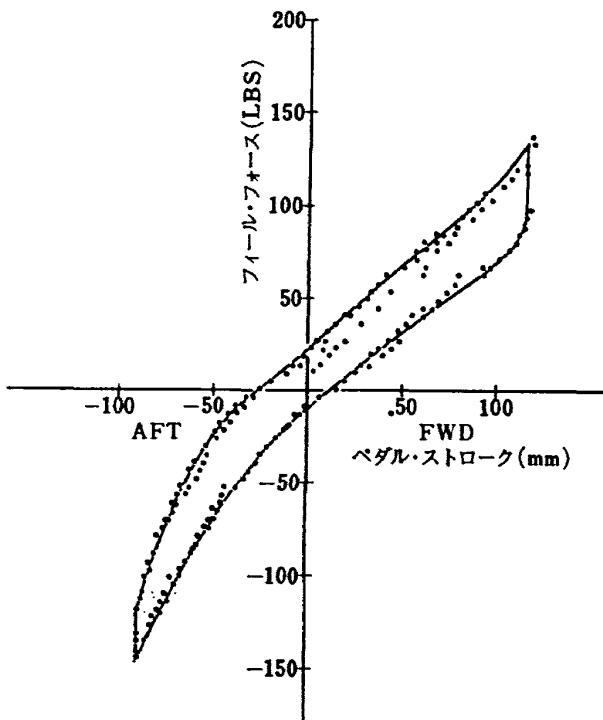


図 4.18 方向舵操縦力測定結果 (120 KT 負荷)

5. む す び

本テスト・リグの性能試験の結果、明らかになった点を以下に述べる。

(1) 操縦輪およびペダルと、これらに対応する各舵の関係が比例関係よりわずかに異なる。これは、こ

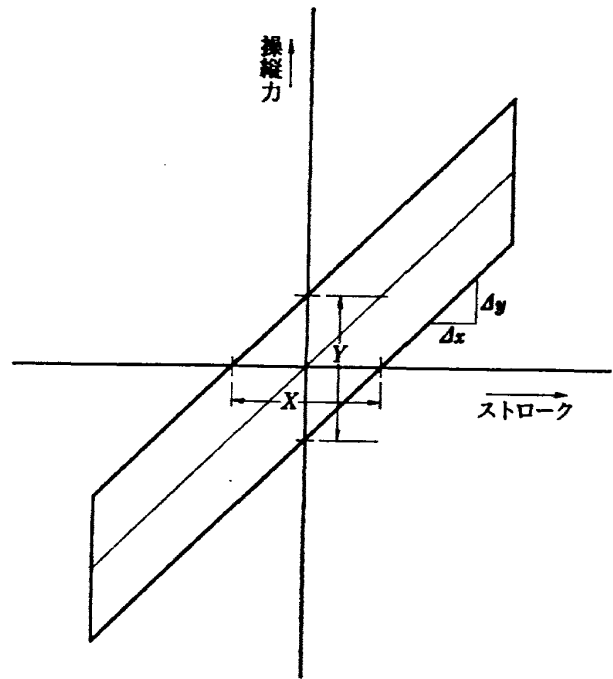


図 5.1 操縦力とストロークの概略関係図

れまでの機構の説明で明らかなように、円運動を直線運動に変換、またはこの逆変換を行なっている機構を用いていることによるものと考えられる。

(2) 操縦力とストロークの関係図で、概略図 5.1 に示すような非線形特性（ヒステリシス特性）を有している。

この原因を明らかにするため、図 5.1 のストロークおよび操縦力で残留した値 X , Y を負荷の値を変えた場合の試験結果より読みとり、表 5.1 にまとめた。

表 5.1 をみると、ラダー操縦力が 85 kt と 120 kt の値が 2 倍程異なっているほかストロークも操縦力も X , Y の値が負荷の値にかかわらずほぼ同程度の値を示している。このように負荷の値を変えた場合、

表 5.1 ストロークと操舵力の残留値

ストローク	X	
	85 KT 負荷	120 KT 負荷
操縦輪ストローク	36 mm	30 mm
操縦輪回転角	100 deg	75 deg
ペダル・ストローク	30 mm	37 mm

操 舵	Y(Lbs)	
	85 KT 負荷	120 KT 負荷
昇 降 舵	11	14
補 助 翼	5	6.5
方 向 舵	13	30

$\Delta y/\Delta x$ なる勾配が変わり X, Y の値が変わらないということは、本テスト・リグが固有にもっている機構の摩擦と操縦索の伸びによるものと考えることができる。

このような非線形の操縦力特性は一般に、Break out Force と呼ばれ、航空機の設計要求書、例えば、MIL の規格 (MIL-F-8785 B(ASG)) 等で機体の大きさごとに、Break out Force の許容性が規定されている。本テスト・リグの場合、実機と比べてこの Break out Force がやや大きいが一応、規定内には入っている。実用上の問題はないが、今後、実験を進めるにあたり、リグを調整し、できるだけ実機の値に合わせたいと考えている。

最後に、新明和工業 K K が、本テスト・リグを設計

製作して下さったことに対し、厚く御礼を申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 樋口, 堀川, 森, 小川, 真柳, 渡辺, 名越; 自動着陸予備実験, 航技研報告, TR-235, 1971 年 4 月
- 2) G.W. Webber; VICKERS VC 10, Part Three Automatic Landing System, Air-craft Engineering, June 1962
- 3) R.R. Ropelewski; Iron Birds aid DC-10, L-1011 Development, A.W. & S.T. Jan. 25, 1971, pp. 36~38
- 4) 幸尾, 岡, 照井, 鎌田; Queen-Air 機の失速特性について, 航技研資料 TM-49, 1965 年 2 月

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, 中村公昭 川崎純男, 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 (続報)	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 倅
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 荻原綾千代, 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 普, 岩下敬吾
TM-245	コンポ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 JR 100H-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

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248号

昭和48年10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
