

UDC 621.541:
629.735.7

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-233

フライングテストベッド空気タービン試験

宮本 義人・川崎 純男
中村 公昭・東海林 秀幸

1972 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

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9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 型ロケットの試作と飛しょう試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力 300 kg ジンバル液体ロケットエンジンの揺動特性 (I)	1970年11月	植崎哲二, 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11月	河崎俊夫, 河本 巖 戸田 勸
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用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

目 次

1. ま え が き	1
2. 空 気 ター ビ ン	1
2. 1 空 気 ター ビ ン 主 部	1
2. 2 空 気 ター ビ ン 制 御 機 構	1
2. 3 設 計 基 準 値	5
3. 製 作 時 単 体 試 験	5
3. 1 遮 断 弁 作 動 試 験	5
3. 2 緊 急 停 止 装 置 ソ レ ノ イ ド バ ル ブ 機 能 試 験	5
3. 3 回 転 数 制 御 機 構 サ ー ボ バ ル ブ 機 能 試 験	7
3. 4 緊 急 停 止 装 置 ア ク チ ュ エ ー タ 機 能 試 験	7
3. 5 絞 り 弁 制 御 ア ク チ ュ エ ー タ 機 能 試 験	7
3. 6 回 転 数 制 御 機 構 調 整 試 験	7
3. 7 ター ビ ン 出 力 試 験	7
3. 8 回 転 数 制 御 試 験	8
3. 9 潤 滑 試 験	9
4. 組 立 時 作 動 試 験	9
4. 1 遮 断 弁 作 動 試 験	9
4. 2 ター ビ ン 回 転 試 験	10
4. 3 緊 急 停 止 試 験	10
5. 回 転 数 制 御 試 験	10
5. 1 ター ビ ン 調 速 機 構 の 調 整	10
5. 2 試 験 方 法	11
5. 3 試 験 結 果	11
6. む す び	12
文 献	12

フライングテストベッド空気タービン試験*

宮本 義人**・川崎 純男***
中村 公昭****・東海林 秀幸****

1. まえがき

フライングテストベッド¹⁾ (以下 FTB と称す) に搭載した空気タービンは、電源および油圧源を駆動するための動力源として使用される。空気タービンの回転部分は、量産中のものを定格以下の回転数で使用し、また部品は実績のあるものを使用し、调速機構も多用されている方式を採用したので、安全上の基本的問題は特にないと判断し、試験は各部機能および FTB との適合性の確認に焦点を合わせた。

確認を要する主要問題としては、主要部分の耐圧と作動、入出力変動に対する回転数の過渡応答性と安定性ならびに緊急停止能力などがあげられる。

試験は製作時単体試験を三菱重工業名古屋航空機製作所で、組立時作動試験を富士重工業宇都宮製作所で、機体総合実験²⁾を航空宇宙技術研究所で行ない、さらに潤滑系統改修後に回転数制御試験を角田支所で行なった。機体総合実験については別に報告したので省略し、ここではその他の試験について報告する。

2. 空気タービンの構造と機能

2.1 空気タービン主部

空気タービン主部の構造を図 1 に、機能構成図を図 2 に示す。

リフトエンジン (JR 100 F³⁾) 圧縮機からの抽気は遮断弁の入口に接続される。遮断弁は直流 28V のモータで駆動される蝶型弁で、ギヤケースに固定された台に取り付けられて居り、FTB 操縦席内の空気タービンスイッチにより開閉することが出来る。

絞り弁も蝶型弁であるが、これは回転数制御機構からの油圧によって連続制御される絞り弁制御アクチュエータによって駆動され、タービン回転数を一定に保

つ為の空気流量制御弁として使用される。

絞り弁の後はトラスに接続され、空気はタービンノズルからインペラに向かって流出する。インペラは超精密級ラジアル玉軸受 2 コによって支持された主軸にインポリュートセレクションで結合されており、主軸の他端面は減速用の転位平歯車になっている。これらはハウジングの中に組込まれている。

歯車機構は主軸の回転を減速して、可変吐出量油圧ポンプ、発電機およびガバナの駆動軸に伝える。これらはギヤケースの中に組込まれている。

トラス、ハウジング、ギヤケースともアルミ合金鋳物で作られており、トラスとハウジングの結合はクランプで、ハウジングとギヤケースはナット 18 個で締付けられている。

歯車の潤滑は、ギヤケースの底部にためられた潤滑油 (MIL-O-6081 相当) を歯車で攪拌することによって行なわれる。またタービン軸受部潤滑用オイルリザーバはギヤケース上部に取り付けてある。

2.2 空気タービン制御機構

空気タービン制御機構は回転数制御機構、緊急停止装置、および絞り弁制御アクチュエータで構成される。これらの組立図を図 3 に示す。

回転数制御機構は次にあげる入出力の変動に対処する為のものである。

(1) 可変吐出量油圧ポンプの負荷変動

可変吐出量油圧ポンプを駆動するのに必要な動力はゼロ近くから定格 (2.5 ps) まで変動する⁴⁾。

(2) 発電機の負荷変動

発電機の負荷は主に燃料エンジン系統、ASE (Automatic Stabilization Equipment) であって、FTB の使用条件により 3.5~6.5 ps まで変動し得る⁵⁾。

(3) タービン入口抽気圧力の変動

空気タービン作動時のエンジン回転数は、アイドリングから FTB の離陸 (≒最高回転数) までの広い運転範囲にわたるので、抽気圧力 (≒タービン入口圧力) も 1.0~2.0 kg/cm² G の範囲で変化する⁶⁾。

* 昭和 47 年 2 月 8 日受付

** 新型航空機部

*** 富士重工業株式会社

**** 三菱重工業株式会社

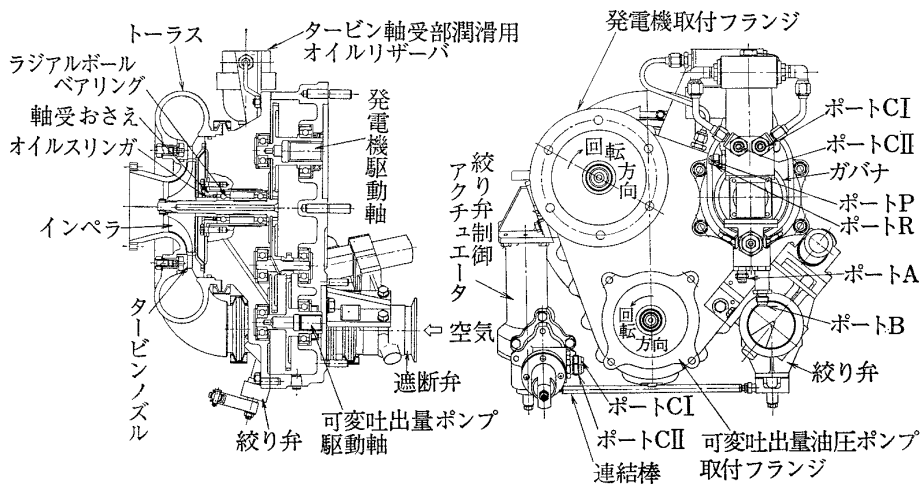


図 1 空気タービン主部

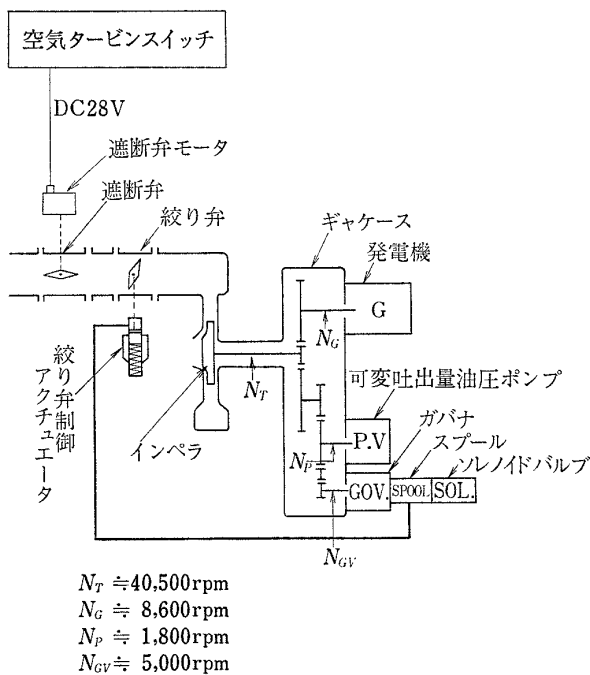


図 2 空気タービン機能構成図

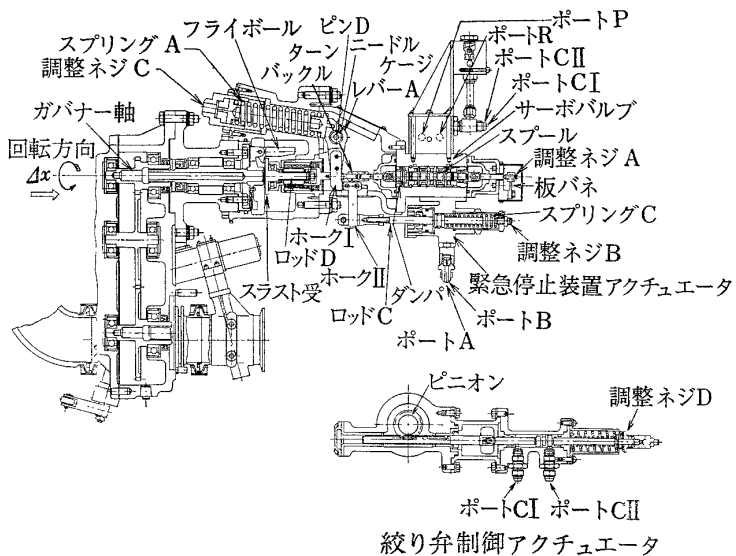
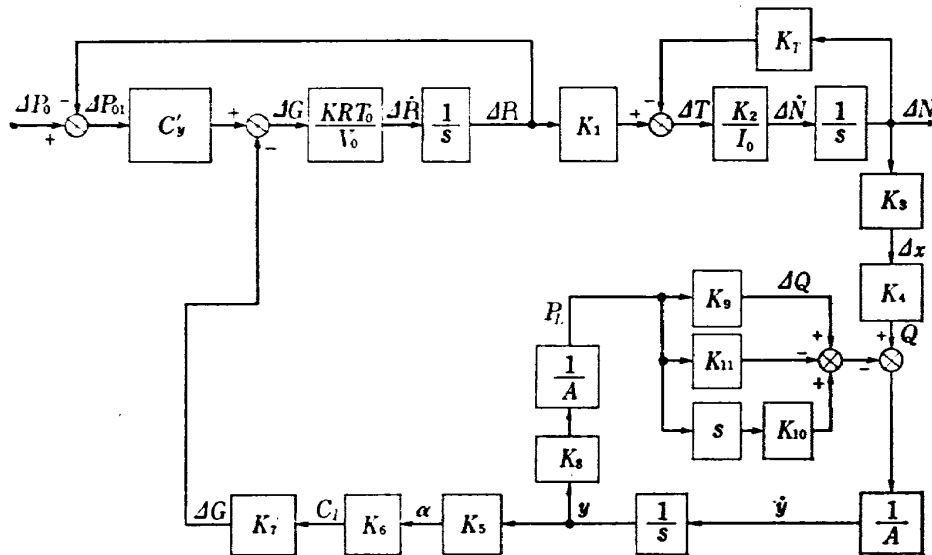


図 3 空気タービン制御機構

これらの変動に備えて図4に示す様な機能を有する回転数制御機構を持っている。

図3に示す様にアンギュラ玉軸受2個によって支持されたガバナ軸(定格回転数約4960rpm)の回転により先端に取付けられているフライボールは、遠心力によってピンを回転中心として外側に開く力を生じ、その力はスラスト受に伝えられる。スラスト受には、

スラスト玉軸受およびラジアル玉軸受2個がついており、これらによって軸方向の力のみが軸受箱に伝達される。軸受箱の先端は、ニードルケージを介してピンDのまわりを回転し得るレバーAの球面部分に接触しており、軸受箱にスプリングAの反力が加えられるようになっている。スプリングAの反力は調整ネジCによって、0~200kgの間調整可能である。レバーAは



記号	名 称	単 位
C_{γ}	絞り弁の流量係数	$\frac{m^3}{s}$
V_0	絞り弁後、タービンノズル入口までの容積	m^3
K_1	タービンノズル入口圧力によるタービントルクの変化係数	m^3
K_2	rad/s → rpmの変換係数	$rpm \cdot s$
I_0	回転体の慣性モーメント	$kg \cdot m \cdot s^2$
K_7	タービントルク回転数係数	$kg \cdot m / rpm$
K_3	タービン回転数変化によるガバナ変化係数	mm / rpm
K_4	スプールの流量係数	$cm^3 / s / mm$
A	絞り弁用アクチュエータ受圧面積	cm^2
K_5	アクチュエータ変位によるバルブ開度の係数	deg / cm
K_6	バルブ開度に対するバルブの流量係数	$\frac{kg / s}{deg (kg / m^2)^{1/2}}$
K_7	バルブの流量係数に対する空気流量の係数	$(kg / m^2)^{1/2}$
K_8	バネ定数	kg / cm
K_9	スプールの負荷圧力に対する流量係数	$\frac{cm^3 / s}{kg / cm^2}$
K_{10}	作動油の圧縮係数	cm^5 / kg
K_{11}	バイパス流量係数	$\frac{cm^3 / s}{kg / cm^2}$

図4 タービン回転数制御ブロック図

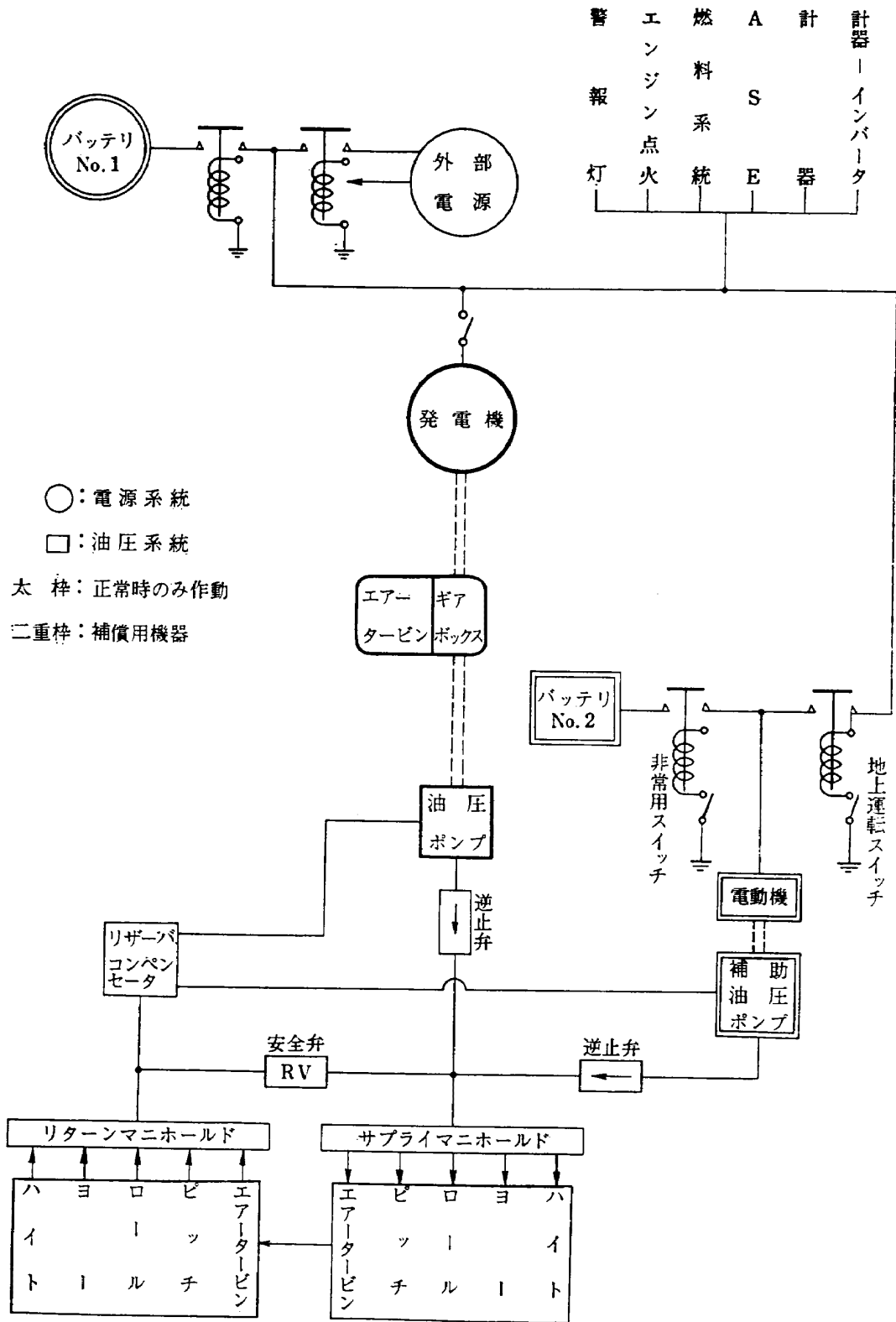


図 5 FTB 空気タービン機能補償ブロック図

ターンバックルを経てサーボバルブのスプールに結合されている。スプールの他端は、スプールの中立位置近傍で調整ネジAに接触するようになっており、調整ネジAは板バネに固定されている。これを微小調整することにより、ガバナの設定回転数を約 300 rpm 変えることが出来る。サーボバルブのポートPはプレッシャ側、ポートRはリターン側の油圧源に接続され、スプールが $4x$ の方向に動かされた場合、供給圧力をポートC IIに伝え、逆の場合はポートC Iに伝える。作動油の流量は、ほぼスプールの変位 $4x$ に比例し $4x=1\text{mm}$ で約 2 gal/min である。スプールにはダンパーが組込まれており、スプールの急激な動きに対してダンパー効果を持たせてある(約 0.1 kg/mm/s)。なお、レバーAにはピン2個によってホークIが結合され、ホークIにはピン2個によってホークIIが結合されている。これらは、非常の場合に緊急停止装置アクチュエータによってサーボバルブのスプールを動かし、絞り弁を全閉にする為のものである。

FTB ではエンジンが一基故障すると、抽気量の減少による制御モーメントの低下を生じる。これを補償する為の一つの手段として、空気タービンを自動的に停止して、これに要する抽気量を制御モーメントに振替える方法を探った。この時、電気系統は非常用バッテリー No. 1 に、油圧系統は非常用バッテリー No. 2 で駆動されるモーターポンプ(補助油圧ポンプ)に切り換えられる(図5)。

エンジンが故障すると、圧縮機出口圧力が低下するが、これを検出してプレッシャスイッチが作動し、ソレノイドバルブ、緊急停止装置アクチュエータによりガバナのスプールは絞り弁を全閉にする方向に動かされる。緊急停止装置アクチュエータは、サーボバルブ本体に取り付けられている。このアクチュエータのアルミ合金棒から削り出されたシリンダの中には、ロッドCがあり、このロッドCはスプリングCによって常時シリンダの左端面に押し付けられている。シリンダにはA, B 2個の油圧ポートがあり、ポートBはリターン側である。

ソレノイドバルブを通してポートAに 70kg/cm^2 の油圧がかかると、ロッドCはスプリングA, Cによる初期荷重に打勝って、調整ネジBに接触するまで変位する。この時サーボバルブのスプールは中立位置から $0.2\sim 0.3\text{mm}$ $4x$ 方向に引き上げられて、サーボバルブの供給油圧はポートC IIに通じ、ガバナの回転数とは無関係に絞り弁を全閉にする。

絞り弁制御アクチュエータのポートC I, C II はサ

ーボバルブのポートC I, C II に各々接続され、その油圧はピストンに作用し、ラック、ピニオンによって回転運動に変換され、絞り弁の開閉を行なう。ピストンの他端にはスプリングが調整ネジDによってセットされ、絞り弁制御アクチュエータのバネ負荷になっている。ピストンのストロークは調整ネジDによって全ストロークでピニオンは 90deg 回転するように調整されている。ピニオンの他端は、連結棒につながり絞り弁を駆動する。

2.3 設計基準値

空気タービンはFTBで使用される電気および油圧を供給する為に十分な出力特性を持つ必要がある。この空気タービン各部の設計基準値を表1に示す。

3. 製作時単体試験

空気タービンを構成する主要部分の単体試験について述べる。試験は、昭和41年12月から昭和42年1月にかけていずれも三菱重工業(株)名古屋航空機製作所で実施したものである。但し3.9項の潤滑試験は潤滑システムの改修後昭和44年12月実施した。

3.1 遮断弁作動試験

【試験方法】 この試験は、遮断弁を全開にして、タービン入口圧 $2\text{kg/cm}^2(\text{G})$ 、タービン出口圧力大気圧の状態空気タービンに 0.22kg/s の空気を流す。

この時、遮断弁モータに直流電圧 28V 、 0.6A の電源を使用して入力信号を与え、その全開より全閉およびその逆の場合の作動時間とそれに要した電圧、電流を測定する。

【試験結果】 遮断弁は全開から全閉まで、およびその逆の場合の作動時間はいずれも 6.5 秒であった。これは表1の設計基準値内である。また直流電圧 25V 電流 0.29A が計測され、設計基準値内であることが判った。

3.2 緊急停止装置ソレノイドバルブ機能試験

試験は、耐圧試験と作動試験を行なった。

【試験方法】 耐圧試験は、油圧入口部に 140kg/cm^2 の油圧(作動油 MIL-H-5606)を5分間加え、出口側で漏れの程度を確認する。作動試験は、入口部に 70kg/cm^2 の油圧を加え出口部に絞り弁をつけ絞りを適当に設定してソレノイドスイッチを入れ作動油の流れを確認してからスイッチを切り、漏れの有無を確認する。

【試験結果】 耐圧試験、作動試験とも、漏れは認められなかった。

表 1 空気タービン設計基準値

遮断弁	寸法; 内径 5.1cm (蝶型) 最高保証温度; 175°C 保証圧力; 6.3 kg/cm ² 最大作用圧力; 3.2 kg/cm ² 破壊圧力; 12.7 kg/cm ² 洩れ(最大); 内部 0.045 kg/min 外部 0.0045 kg/min } 於 175°C, 3.2 kg/cm ²
遮断弁モータ	電圧; 28 V DC 電流; 0.6 A 全作動時間; 7.3~7.4 sec 以下
ソレノイドバルブ	作動電圧; 18~32 V DC コイル抵抗; 18.3±0.5Ω 作動時間; 0.025 s(30 V) 0.045 s(20 V) } P=140 kg/cm ² 空気 洩れ; 10 cc/min (P=140 kg/cm ² 空気)
サーボバルブ	油圧; 70 kg/cm ² 油流量; 2 GPM/mm
緊急停止装置	油圧; 70 kg/cm ² 最大出力; 70 kg 変位; 約 10 mm (調節可能) 作動瞬時
絞り弁	寸法; 内径 5.1cm (蝶型) 最高保証温度; 175°C 保証圧力; 6.3 kg/cm ² 最大作用圧力; 3.2 kg/cm ² 破壊圧力; 12.7 kg/cm ² 洩れ(最大); 内部; 0.045 kg/min 外部; 0.0045 kg/min } 於 175°C 3.2 kg/cm ²
絞り弁アクチュエータ	油圧; 70 kg/cm ² 最大出力; 70 kg 回転角度; 0~90° (調節可能)
ガバナ	回転数; 約 4960 rpm 感度; 1.5×10 ⁻³ kg/rpm 以上
タービン	入力空気 圧力; 1.0 kg/cm ² G 以上 温度; 98.5°C 以上 最大流量; 0.214 kg/s 回転数 タービン; 40500 rpm±5% 発電機軸; 8570 rpm±5% 可変吐出量ポンプ軸; 1820 rpm±5% 出力 発電機軸; 6.5 ps 可変吐出量ポンプ軸; 2.5 ps

3.3 回転数制御機構サーボバルブ機能試験

試験は、耐圧試験、ダンパー試験、流量試験を行なった。

【試験方法】 耐圧試験は、図3に示すポートP、C I、C IIに 105 kg/cm²、ポート R に 5 kg/cm² の油圧（作動油 MIL-H-6083 B）を5分間かけて、破損、永久変形、油漏れの有無を確認する。ダンパー試験は、スプール中立位置より、+0.653～-0.653 mmの間を、 $F=0.75\text{ kg}$ の一定力で動かす場合にその移動時間を測定する。流量試験は、ポートPを 70 kg/cm² の油圧源に、ポートRは流量計を径てリターン側に、ポート C I はポート C II と結合してスプール変位に対する作動油の流量の関係を求める。又、スプールの最大変位（±1.5 mm）させる為に要する力が±1.5 kg 以内であることを確認する。

【試験結果】 耐圧試験では、漏れは認められなかった。ダンパー試験の結果移動時間は、0.14～0.18 秒であった。スプール最大変位に要する力は、作動油流量 1 gal/min の場合、正側 0.43 kg、負側 0.43 kg、流量 2 gal/min の場合、正側 0.5 kg、負側 0.59 kg であった。流量特性を図6に示す。

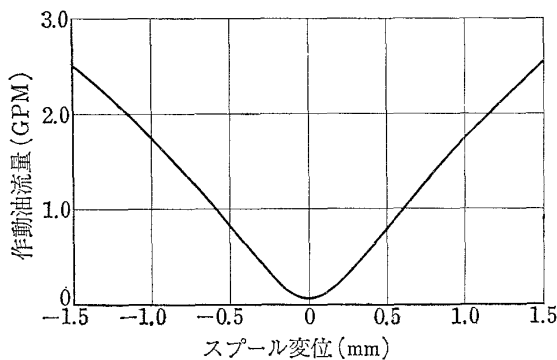


図6 流量特性

3.4 緊急停止装置アクチュエータ機能試験

試験は、耐圧試験と作動試験を行なった。

【試験方法】 耐圧試験は図3に示すポートAをプレッシャ側、ポートBをリターン側の油圧源に接続して、空気を充分ぬいてからプレッシャ側に 105 kg/cm² の油圧（作動油 MIL-H-5606）をかけて漏れの程度を確認する。作動試験は、ポートAに 70 kg/cm²～大気圧の油圧を繰り返しかけてロッドCを全ストローク 100 往復させて漏れの程度を確認する。また緊急停止装置のソレノイドバルブに通電して緊急停止装置アクチュエータの作動する状態をみる。

【試験結果】 耐圧試験、作動試験とも漏れは認めら

れず、緊急停止装置アクチュエータは、ソレノイドバルブのスイッチ ON から瞬時で作動することを確認した。

3.5 絞り弁制御アクチュエータ機能試験

この試験では、耐圧試験とピニオンの回転角度試験を行なった。

【試験方法】 耐圧試験は、図3に示すポート C I、及びC IIに 105 kg/cm² の油圧（作動油 MIL-H-6083 B）を5分間加え漏れの程度を確認する。またポート C I、C IIに 70 kg/cm² の油圧を交互にかけてピストンを全ストローク 100 往復させて漏れの程度を確認する。回転角度試験は、ポートC IIから 70 kg/cm² の油圧をかけピストンを全ストローク動かし、ピニオンの回転角度が、90° になるように調整ネジ D を調整する。

【試験結果】 耐圧試験では、漏れは認められず、ピニオンの回転角度は設計基準値を満足した。

3.6 回転数制御機構調整試験

【試験方法】 スプリングA調整試験は、ガバナ軸回転数 $N_{GV}=4500\text{ rpm}$ 付近で $\Delta N_{GV} < \pm 100\text{ rpm}$ の回転数変化で、図3に示すロッドDの最大変位が 2mm 以上であることを確認する。ターンバックルの調整は、サーボバルブと絞り弁制御アクチュエータを結合し、サーボバルブに 70 kg/cm² の油圧を供給した状態でスプールの 0.5 mm 変位させた時、絞り弁制御アクチュエータが最大変位するような初期位置にセットする。板バネ調整は、調整ネジAを調整して、定格回転数でガバナが作動するようにする。緊急停止装置の調整は、緊急停止アクチュエータに 70 kg/cm² の油圧をかけて絞り弁制御のアクチュエータが最大変位するまで調整ネジBを緩め、ロックする。

【試験結果】

スプリング A 圧縮量 mm	ロッド D 変位 mm	ガバナ回転数 rpm
12.0	2.4	4590
12.0	0	4420

3.7 タービン出力試験

【試験方法】 絞り弁を全開にして、工場空気でタービン入口圧力を 0～3 kg/cm²[ab] に変化させてそのときの出力を9馬力用ムリネで発電機軸から吸収してタービンの出力限界を測定する。

【試験結果】 図7, 8, 9 にタービン特性を示す。

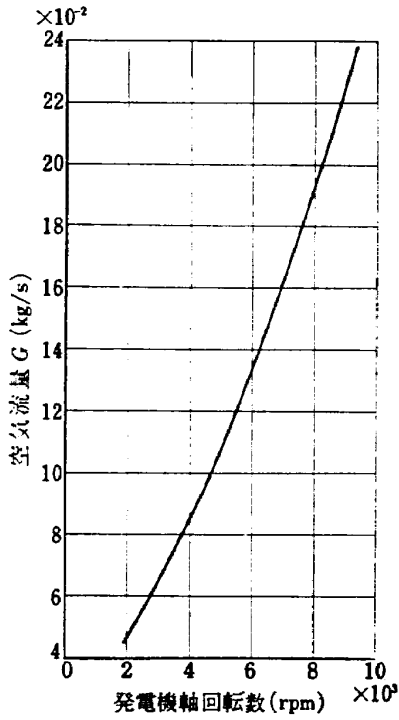


図 7 発電機軸回転数～空気流量

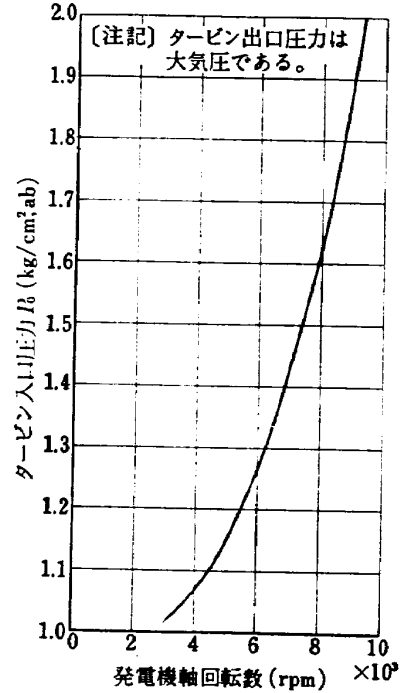


図 8 発電機軸回転数～タービン入口圧力

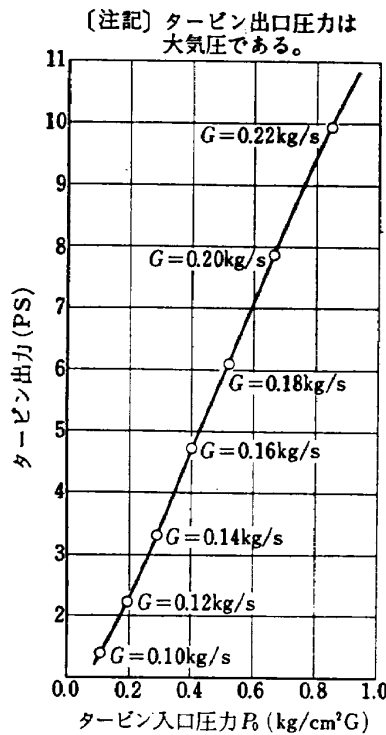


図 9 タービン出力特性

3.8 回転数制御試験

空気タービンの回転数制御の実験としてタービン入口圧力変動試験と可変吐出量ポンプ負荷変動試験を行ない回転数の定常偏差が 3% 以内であることを確認した。

[試験方法] 試験は工場に既設の空気源を用いて空

気タービンを駆動して可変吐出量油圧ポンプを駆動する。発電機軸には、6.5 馬力用ムリネを取り付けてここで回転数を計測する。タービン入口圧力変動試験では蝶型弁をステップ状に開閉してタービン入口圧力を表 2 に示すように約 1 kg/cm² 変動させる。可変吐出量ポンプ負荷変動試験では、タービン入口圧力を一定

表 2 タービン入口圧力変動試験

入口圧力 kg/cm ² (ab)	タービン回転数 rpm	ポンプ吐出圧力 kg/cm ²	空気流量 kg/s	油 量 gpm
4~3	41100	63	0.217	2.85
3~4	41400	63	0.217	2.90
4~3	41200	63	0.217	2.90
3~4	41200	61	0.217	2.90

表 3 可変吐出量ポンプ負荷変動試験

負荷状態	タービン回転数 rpm	ポンプ吐出圧力 kg/cm ²	空気流量 kg/s	油 量 gpm
有	41300	65	0.219	0.285
無	41500	73	—	0
有	41400	65	0.218	0.290
無	41400	73	0.194	0
有	41200	64	0.217	0.290

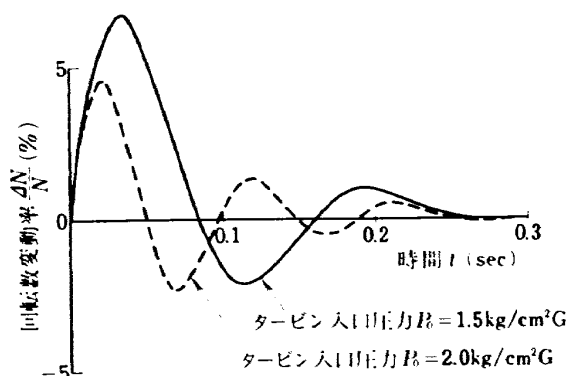


図 10 タービン入口圧力をステップ状 ($\Delta P_0 = 1 \text{ kg/cm}^2$) に上げた場合のタービン回転数変動

に保ち、油圧回路中のソレノイドバルブを ON, OFF して可変吐出量油圧ポンプに全負荷変動を与える。

【試験結果】 表 2, 表 3 に結果を示す。図 10 は、入口圧力変化に対する回転数変化の計算値である。

3.9 潤滑試験

空気タービンは、昭和 44 年 7 月富士重工 (株) 宇都宮製作所において調整運転中に回転不具合を生じたので (回転数の脈動が生じた) 分解点検の結果、図 1 に示すインペラシャフト支持ラジアルボールベアリング、軸受おさえ内径部等に損傷が認められた。

分解検査の結果から、タービンの過回転により軸受押え部から削られたホワイトメタルが徐々にベアリングリテーナに推積し、その累積によりリテーナがロッ

クシ内輪のすべりから焼付が生じたものと推定されたので改修を行なった。改修は、長期休止後のタービン始動時におけるベアリングの潤滑を確実にする為に、軸受押え油孔の拡大、オイルスリングみぞ深さを 1.0 mm から 2.5 mm に増大、スリング上の直線ラビリンスをネジラビリンスとした 3 項目である。潤滑システムの改修後、タービン出力部回転数 39000~40000 rpm に於て 10 分間運転して分解点検を行ない潤滑状態の確認を行なったが結果は良好であった。

4. 組立時作動試験

昭和 42 年 2 月、富士重工 (株) 宇都宮製作所において空気タービンを組立てて FTB に取付けた状態で油圧システムと一緒に作動試験を実施した (図 11)。

実験に使用した器材は、次のとおりである。

ストロボ回転計	0~20000 rpm
ロードバンク	350A, 28~30V
空気圧力計	0~21 kg/cm ²
油圧計	0~176 kg/cm ²

4.1 遮断弁作動試験

【試験方法】 空気タービンが作動していない時、FTB 操縦席の空気タービンスイッチを ON としたとき空気タービン入口の遮断弁が開となり、OFF とした時、閉となることを確認するとともに作動時間を測定する。

【試験結果】

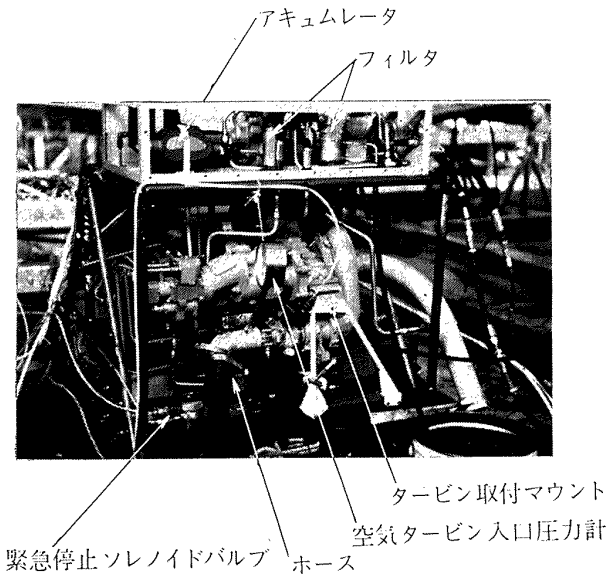


図 10 空気タービン試験装置

ON で 閉→開 5.4s
 OFF で 開→閉 5.0s

4.2 タービン回転試験

【試験方法】 タービン出口圧力が大気圧のとき、空気タービンスイッチを ON としておいて、工場空気の絞り弁を徐々に開き、タービンを全力回転させる。この時、空気タービン入口圧が $3.5 \text{ kg/cm}^2(\text{ab})$ 以上のときに、系統油圧は約 70 kg/cm^2 、戻り油圧は $2.0 \sim 2.5 \text{ kg/cm}^2$ であることを確認する。

【試験結果】 回転及び调速状態は正常であり、発電機軸回転数 8750 rpm 、発電機電圧 28.5 V 、タービン入口圧 $3.5 \text{ kg/cm}^2(\text{ab})$ 、系統油圧 70 kg/cm^2 、戻り油圧は 2.4 kg/cm^2 であった。

4.3 緊急停止試験

【試験方法】 空気タービンスイッチを ON としておいて工場空気の絞り弁を徐々に開きタービンを全力回転させる。回転が安定した後、FTB 操縦席の #1 又は #2 のエンジンマスタースイッチを ON とした後、フュエルエマージェンシーサーキットスイッチ(これを ON にするとエンジン故障時の緊急切換回路が働く)を ON とした時、空気タービンが停止し、緊急時用のモーターポンプが自動的に作動を開始することを確認する。

【試験結果】 空気タービン停止後モーターポンプは自動的に作動を開始し、系統油圧の変化は、空気タービン ON の時、 74 kg/cm^2 、空気タービンが停止してモーターポンプが作動するまで 63 kg/cm^2 、モーターポンプ作動後 77 kg/cm^2 であった。

5. 回転数制御実験

回転数制御試験は、機体総合実験時に実施した後、空気タービンの潤滑系統を昭和 44 年 7 月～12 月に亘って改修した後、昭和 45 年 1 月、3 月(第 4 次実験前)、昭和 45 年 12 月(第 5 次実験前)、および昭和 46 年 6 月(第 6 次実験前)と、角田支所で実施した。

5.1 タービン调速機構の調整

潤滑系統改修後、调速機構の調整を行なった。タービン入口空気圧、負荷の変動等に対する回転数のオフセットが過大であったので点検の結果、ガバナ軸方向摩擦が過大となっていた(サーボバルブのスプール中立付近でヒステリシスが約 7.8 kg でこれは、タービン軸回転数約 4700 rpm に相当)。この為、部品改修、

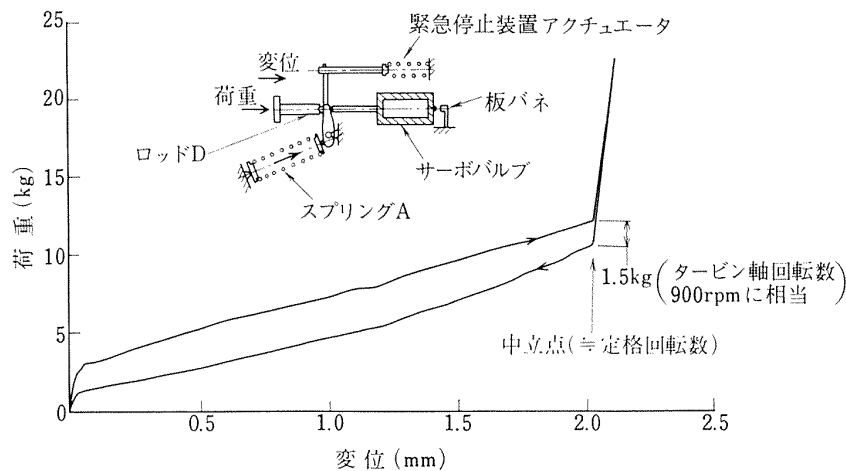


図 12 ガバナ軸方向荷重と変位との関係

再組立調整により図 12 に示すように軸方向摩擦を減少させ（サーボバルブ中立付近でヒステリシスは約 1.5kg～タービン軸回転数約 900rpm）、またガバナ負荷の過渡的变化に対して、より安定な調速特性が得られる様にガバナ軸端部板バネの調整を実施した。

5.2 試験方法

実験は、FTB 用地上空気源を用いて空気タービンを作動させ、タービンにより発電機、油圧ポンプを駆

動した状態で発電機に結合した負荷（ロードバンク）の ON, OFF を行なった場合の空気タービンの作動状況を計測した。

5.3 試験結果

図 13～図 15 は、発電機負荷変動試験の結果であり、負荷の変動に対して安定した調速特性が得られている。

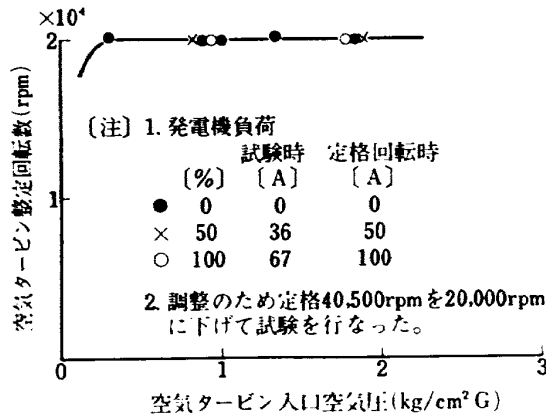


図 13 静特性

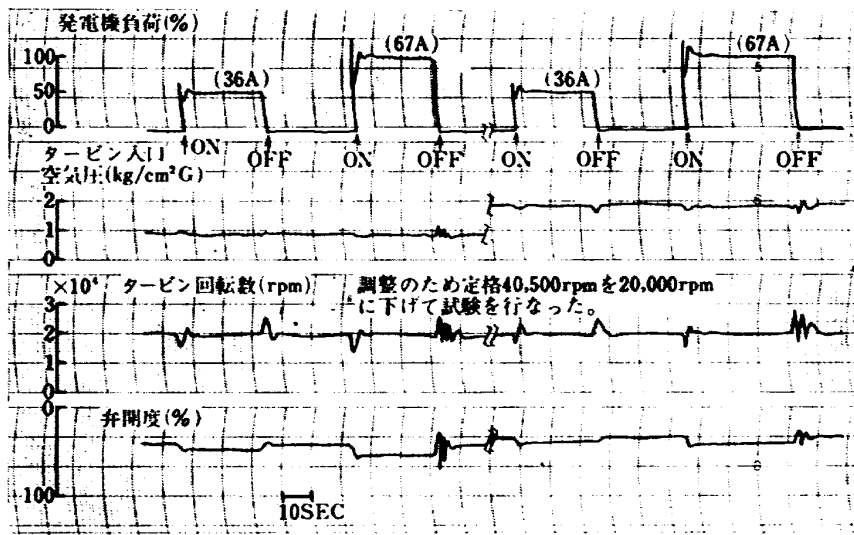


図 14 動特性 (1)

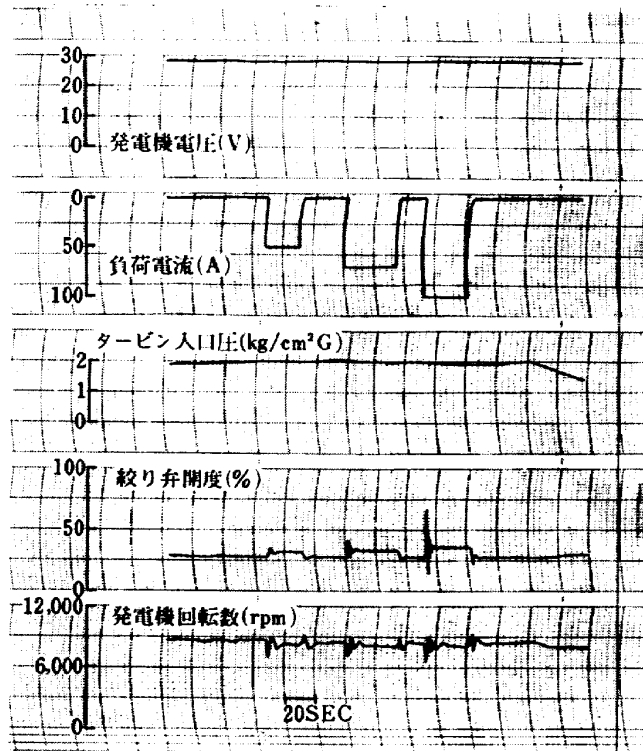


図 15 動 特 性 (2)

6. む す び

FTB 空気タービン試験について報告した。この試験により、空気タービンは、所要の性能を有することが示され、その成果は、FTB 総合実験に反映された。本試験の実施に当っては、富士重工業（株）宇都宮製作所、三菱重工（株）名古屋航空機製作所の方々の御協力を頂いたので厚く御礼申上げる。

参 考 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) 滝沢直人，田辺義一，渋谷昭義，小川敏雄，藤枝郭俊，甲斐忠夫，西村博史，小野幸一，後藤芳夫；フライングテストベッド機体総合実験，航技研報告，TR-276 (1972/2)
- 3) 松木正勝，鳥崎忠雄；リフトジェットエンジン JR 100 の概要，日本機械学会誌，70 巻 581 号 p. 918 (1967/6)
- 4) 藤枝郭俊，十河弘，川崎純男，中村公昭；フライングテストベッド油圧系統試験，航技研資料，TM-224 (1972/5)
- 5) 甲斐忠夫，十河 弘；フライングテストベッド電気系統試験，航技研資料，TM-232 (1972/9)
- 6) 田辺義一，小暮泰之，川崎純男；フライングテストベッド空気系統試験，航技研資料，TM-213 (1972/2)

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 堀武敏, 戸田保夫 林洋一, 越出慎一 日下和夫, 中井暎一 築地恒夫, 菊地孝男 森田甫之, 東久保正年 高橋実
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
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	齋藤隆, 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

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233号

昭和47年11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

