

UDC 629.73.064.2:  
629.735.7

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-213

フライングテストベッド空気系統試験

田辺義一・小暮泰之・川崎純男

1972年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

|        |   |          |                                   |
|--------|---|----------|-----------------------------------|
| 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<br>堀内正司, 本間幸吉<br>宮坂 彰  |
| TM-167 | YS-11 A-300型輸送機の胴体疲労試験<br>—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<br>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)                          | 1970年2月  | 相波哲朗                              |
| TM-170 | J Rエンジンの燃焼器におきた振動燃焼                                 | 1970年2月  | 鈴木邦男, 石井浅五郎<br>山中国雅               |
| 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<br>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<br>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, 河野長正文<br>西 武徳, 宮沢政文        |
| TM-175 | NAL-16・31D型ロケットの研究試作                                | 1970年5月  | 五代富文, 近藤洋史<br>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 伸                              |
| TM-177 | 小型固体ロケットモータの振動燃焼実験<br>—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<br>西村久男, 湯沢克宜<br>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  | 広岡貫一, 遠藤 浩<br>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出口ガス流の乱れの測定 (II)<br>—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<br>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ばし試験                            | 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 | 榎崎哲二, 中野富雄<br>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 厳<br>戸田 勸                |
| TM-189 | 燃料蒸発管に関する研究 (III)<br>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<br>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<br>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<br>井上重雄, 三村富嗣雄         |

# フライングテストベッド空気系統試験\*

田 辺 義 一\*\*・小 暮 泰 之\*\*\*・川 崎 純 男\*\*\*

## 1. ま え が き

航技研フライングテストベッド<sup>1)</sup> (以下 FTB と略記) が所期の飛行性能を発揮するためには、その空気系統についても正常な作動および機能が保障されなければならない。例えば、エンジン始動時には未始動エンジンに、1基故障時には故障エンジンに抽気が逆流するのを防ぐために抽気管に取り付けられたチェックバルブの作動の確認、必要な姿勢制御モーメントを得るための空気ジェットノズルとその配管の性能の確認などが必要である。これらについては、一部単体試験のほか、空気系統を FTB に装着した正規の状態で試験し、確認しておかなければならない。本報告では FTB 完成までにおこなった試験の方法と結果について述べる。

これらの試験は、本文中に特記したもののはかは、富士重工業(株)宇都宮製作所航空機工場において実施したものである。

## 2. FTB の空気系統

FTB の空気系統を図1に示す。本系統の概要は文献1に述べてあるとおり、抽気管(チェックバルブを内蔵)、送気管、分岐管兼調圧槽(それぞれに可撓継手を含む)および空気ジェットノズルなどから構成されている。始動空気系統(地上空気源による)の艦装およびノズル換装などについては、それぞれの試験結果のところで触れる。

## 3. 試験装置および測定器材

空気系統の試験装置と試験状態の一例を図1および図2に示す。また、5.4.5項に述べる空気ジェットノズルの試験状態を図3に示す。これは、5.4.3項の摩擦作動試験、5.4.4項の作動試験とともに、航空宇宙技術研究所においておこなったものである。空気ジェットノズル試験装置は姿勢制御用空気ジェットノズルの

研究<sup>2)</sup>に用いたものを転用したものである。空気源は、1,200 PS 圧縮機、球形貯気槽から供給される乾燥空気を用いた。空気圧力の設定は、ジンプルジョイント上流側の給気配管に設けた圧力制御弁によりおこなった。垂直、水平方向の推力測定には、ロードセルと動歪計を用いた。

## 4. 試験項目

FTB の空気系統について必要と考えられ、順次実施した各試験の項目は、表1のとおりである。表1中の数字は、各部の完成あるいは換装時におこなった試験順序を示し、その内容はつぎのとおりである。

1. 本体完成時の主要部品および系統全体の試験
2. 追加部品完成試験および艦装完了時の系統全体試験
3. 始動空気系統試験
4. 空気ジェットノズル換装後の追加試験

なお、表中の外観構造検査とは、外観、構造、材料、寸法、重量、仕上表示などが各適用図面に合致していることを確認するものであり、すべて合格と判定したが、後述の5項においてはこれらを省略する。

## 5. 試験方法および試験結果

### 5.1 本体完成時の主要部品および系統全体の試験

#### 5.1.1 空気管漏洩耐圧(または保証圧力、以下同様)試験

空気管漏洩耐圧試験とは、次の二つのことである。(以下、他の供試体についても特記すること以外は同様である)。

a) 漏洩試験 該当部の開放部分の一個所以外を盲栓または盲蓋をして完全にシールした後、開口部分から常用圧以上、約  $3.5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  ( $50 \text{ lb/in}^2\text{G}$ ) の空気圧力を3分間加え、1分および3分経過後に外部漏洩その他の欠陥が無いことを確認するもの。

b) 保証圧力または耐圧試験 空気圧力を上記の150%、約  $5.3 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  ( $75 \text{ lb/in}^2\text{G}$ ) に上げて5分間加え、この間に過度な変形その他の欠陥が無いことを確認するもの。

空気管を供試体とする両試験とも、いかなる欠陥も

\* 昭和46年12月20日受付

\*\* 新型航空機部

\*\*\* 富士重工業株式会社宇都宮製作所

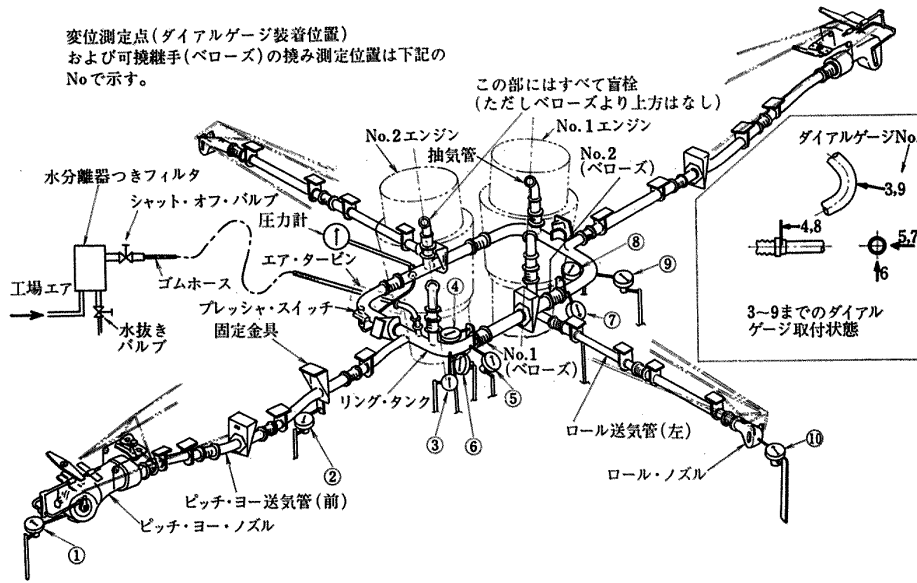


図 1 空気系統および試験装置

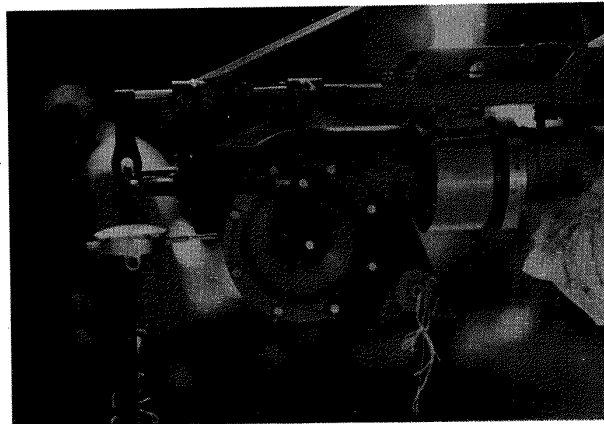


図 2 変位置の測定

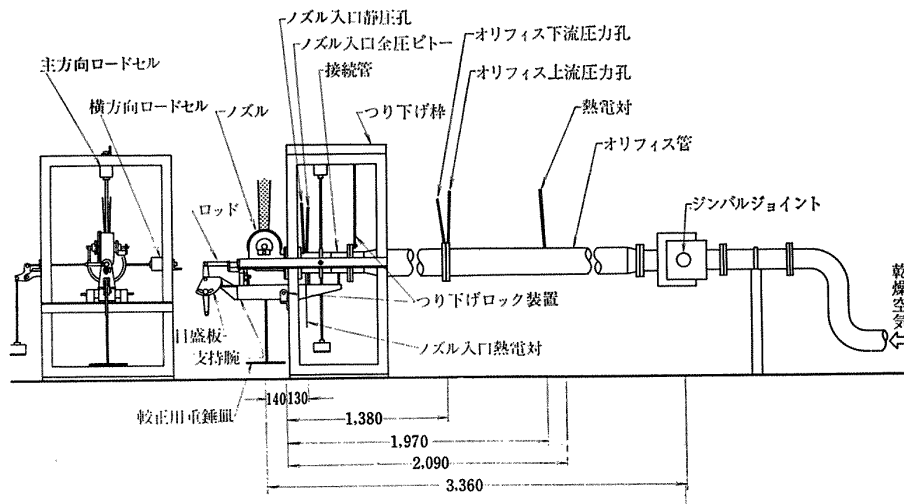


図 3 空気ジェットノズル試験状態

表 1 試験項目

| 試験項目<br>試験対象 | 外観構造検査  | 漏洩試験    | 保証圧力<br>または耐<br>圧試験 | 逆止作<br>動試験 | 開弁圧力<br>作動試験 | 圧力降<br>下試験 | 摩擦作<br>動試験 | 作動試験 | 効率測定 |
|--------------|---------|---------|---------------------|------------|--------------|------------|------------|------|------|
| 空気管単体        | 1, 3, 4 | 1, 4    | 1, 3, 4             |            |              |            |            |      |      |
| 可撓継手単体       | 1       | 1       | 1                   |            |              |            |            |      |      |
| 系統全体         |         | 1, 2, 3 | 1, 2, 3             |            |              |            |            |      |      |
| 抽気管単体        | 2       | 2       | 2                   |            |              |            |            |      |      |
| チェックバルブ      |         |         |                     | 2          | 2            | 2          |            |      |      |
| 空気ジェットノズル    | 4       | 4       | 4                   |            |              |            | 2, 4       | 4    | 4    |

認められなかった。

5.1.2 可撓継手漏洩耐圧試験

本試験は、横浜ゴム(株)航空部品品質管理課において実施したものである。

漏洩試験では、空気源の都合で空気圧力を使用できなかったため窒素圧力を用いた。

漏洩、耐圧試験とも、いかなる欠陥も認められなかった。

5.1.3 抽気管を除く系統全体の漏洩耐圧試験

本試験では加圧空気をエアタービン入口部より加えた。ノズル部以外には外部漏洩なく、管、可撓継手、ノズル、取付金具などといかなる欠陥も認められな

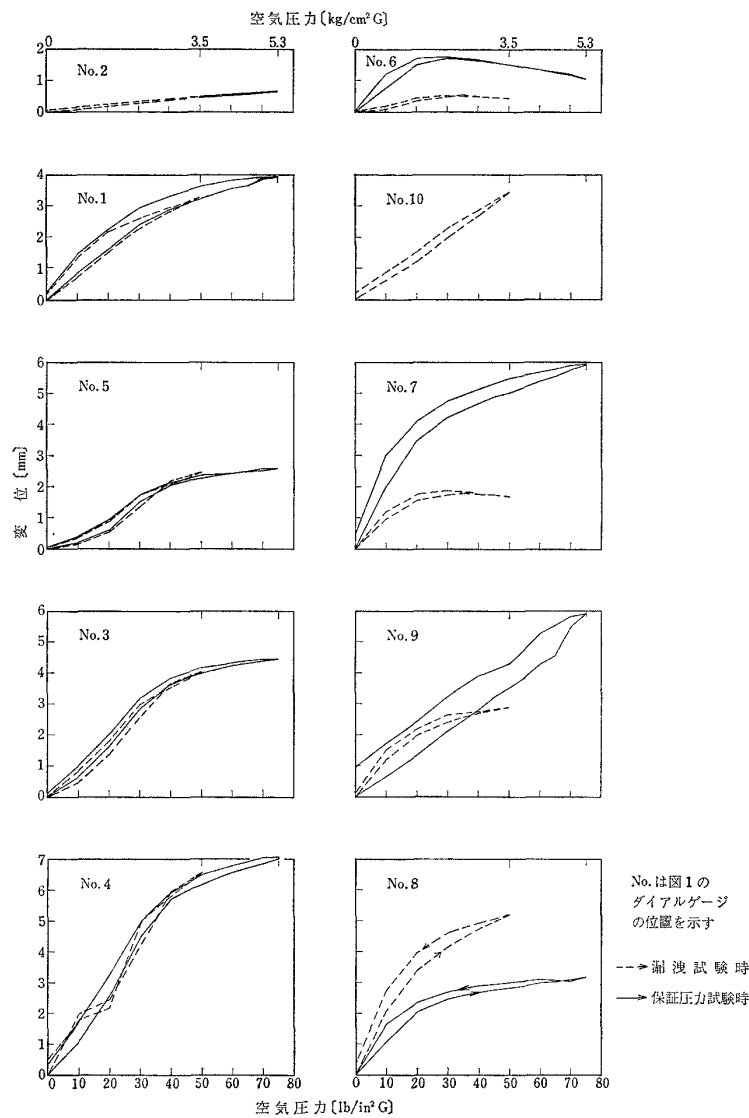


図 4 各部の変位

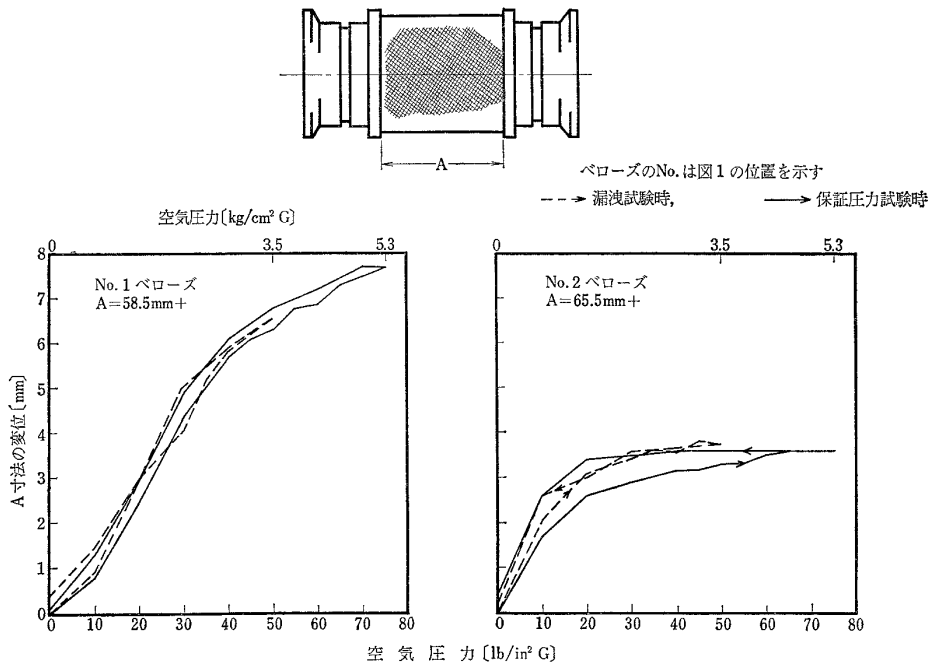
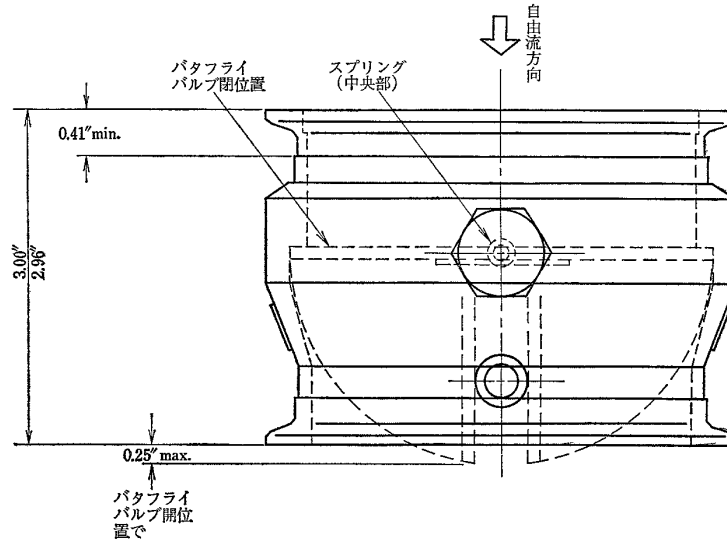


図5 4inφペローズの変位

図6 3 $\frac{1}{2}$ inφチェックバルブ

った。図1および図2の要領でダイヤルゲージで測定した各部の変位を図4に示す。また、図1中の No. 1 および No. 2 ペローズ (4inφ 不銹鋼ペローズ) の変位を図5に示す。

## 5.2 追加部品完成試験および機装完了時の系統全体試験

本試験は、FTB 空気系統において、エンジンとリングタンク間の抽気管 (図1 参照) およびチェックバルブなどの装着をおこなったので、必要な項目を追加実施したものである。

### 5.2.1 抽気管漏洩耐圧試験

本試験に於ては、いかなる欠陥も認められなかった。

### 5.2.2 系統全体の漏洩耐圧試験

本試験では、エアタービンの接続管を外し、そこから加圧空気を加えた。ノズル部以外には外部漏洩なく、管、可撓継手、ノズル、取付金具などいかなる

欠陥も認められなかった。

### 5.2.3 チェックバルブの試験

FTB に搭載している2基のエンジンは、必ず1基ずつ始動するので、まず1基のエンジンのタービンに始動用加圧空気を噴きつけて始動するが、この場合他方のエンジンに圧縮機からの抽気が流れ込むのを防ぐために、またエンジン1基故障時にも故障エンジンに抽気が流れ込まないように、抽気管にはチェックバルブを付けてある。このチェックバルブはエアリサーチ社製の 3(1/2)inφ のものであり、その概要を図6に示す。本試験は、バタフライバルブにスプリング付きのもの (スプリングの線径 1.0 mm, 巻数29, コイル径 9 mm, トルク 0.288 kg cm) と、スプリングが無いものについておこなった。その作動試験は、島津製作所(株)航空機器事業部航空機工場および航空宇宙技術研究所において実施したものである。

【逆止作動試験】 自由流方向および逆流方向側に差圧を与え、フラップが閉止するときの差圧を測定した。自由流方向とは、エンジンの圧縮機から抽気が流れる方向のことであり、逆流方向とは、その逆の方向のことである。スプリング無し、20°Cの空気流入量が約0.07 kg/sの場合、差圧は約0.002 kg/cm<sup>2</sup>で、自由流方向側が低かった。フラップの閉止作動時間は、0.1秒のオーダーよりはるかに小さい。スプリング付きの場合は実測しなかったが、チェックバルブを垂直にしたときバタフライバルブが1g状態で軽く閉止できるスプリングを装着すれば、一方のエンジンが始動または作動中に他方エンジンに空気が逆流するのを防止する点で安全側にあるものと考えられる。

【弁開圧力作動試験】 上記と同要領にて、フラップが開くときの差圧を測定した。スプリング無し、空気温度20°Cの場合、差圧は約0.003 kg/cm<sup>2</sup>で、自由流方向側が低かった。スプリング付き、空気温度20°Cの場合、差圧は約0.002 kg/cm<sup>2</sup>で、自由流方向側が

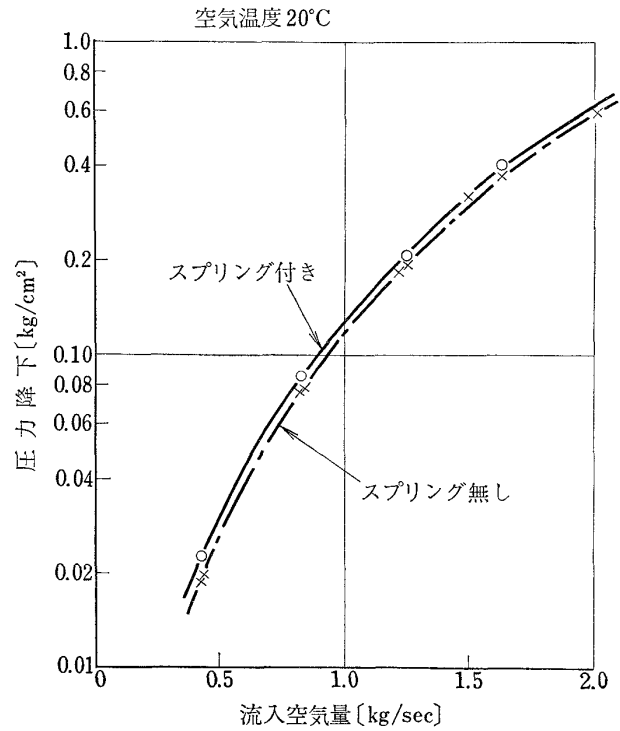


図7 チェックバルブの圧力降下

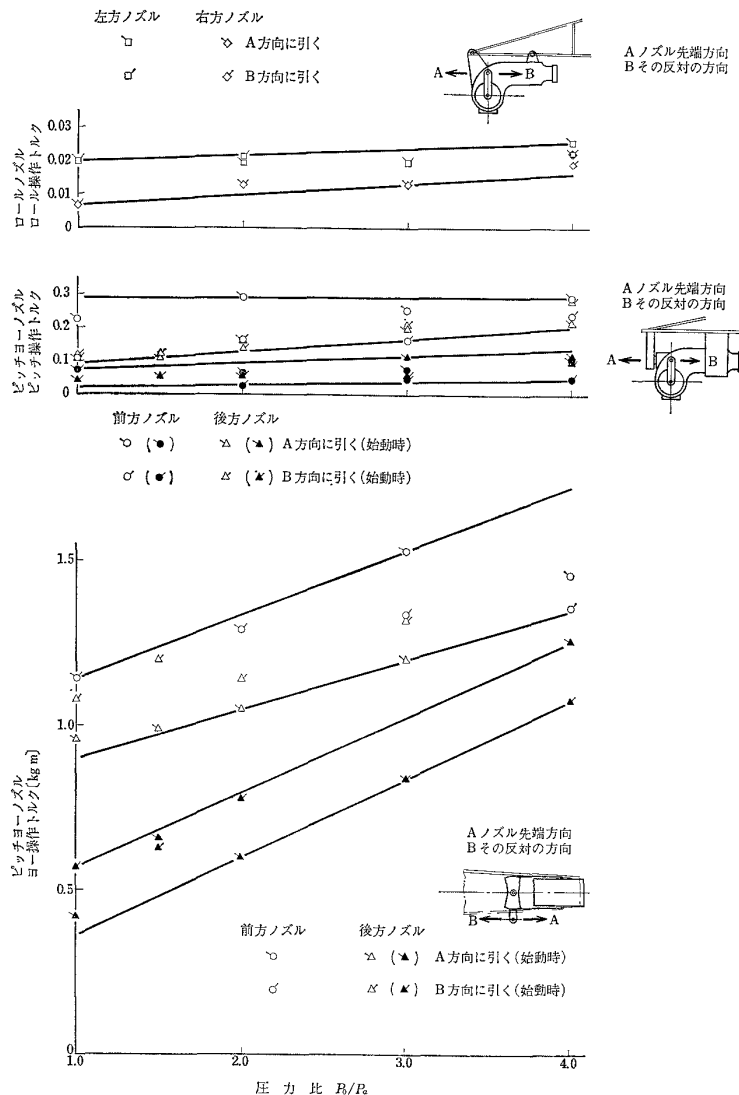


図8 空気ジェットノズルの操作トルク

高かった。

【圧力降下試験】 自由流方向より空気を流し、チェックバルブを通過するときの圧力降下を測定した。結果を図7に示す。

#### 5.2.4 空気ジェットノズルの摩擦作動試験

空気ジェットノズルをFTBに装着し、ノズルの噴出口部には盲蓋をして、ノズル入口部より空気圧をかけ、ピッチ操作アームのみ作動させた場合、ヨー操作アームのみを作動させた場合およびロール操作アームのみを作動させた場合の操作トルクを測定した。その結果を図8に示す。図でピッチ操作時の操作トルクは、最大(操舵トルク)約0.3kgm、始動時(保舵トルク)約0.1kgmである。また、ヨー操作時の操作トルクは、圧力比3.0において最大約1.5kgmである。このヨー操作時の操作トルクは予想以上に大きかったが、ノズル換装後の試験では、5.4.3項に後述のように改善され、圧力比3.0にて1kgm以下になった。圧力比 $P_0/P_a$ は、ノズル前全圧と大気圧の比である。ロール操作時の操作トルクは0.03kgm以下である。

#### 5.3 始動空気系統試験

本試験は、FTB 始動空気系統(地上空気供給装置接続部とエンジン間)の装着をおこなったので、これを確認するために実施したものである。

##### 5.3.1 始動空気管耐圧試験

本試験では、約 $10.5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  ( $150 \text{ lb/in}^2\text{G}$ )の空気圧力を5分間加えた。外部漏洩、過度な変形その他の欠陥は認められなかった。

##### 5.3.2 全体漏洩耐圧試験

漏洩試験では、リングタンクの1個所から約 $6.5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  ( $92 \text{ lb/in}^2\text{G}$ )までの空気圧力を加えた。外部漏洩による圧力降下の経過を図9に示す。漏洩箇所は、始動空気供給装置と機体との接続部である。漏洩箇所、漏洩量とも、エンジン始動時に全く支障ないものである。

耐圧試験では、約 $7.5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  ( $107 \text{ lb/in}^2\text{G}$ )の空気圧力を5分間加えた。管、取付金具などに過度な変形その他の欠陥は認められなかった。

#### 5.4 空気ジェットノズル換装後の追加試験

本試験は、FTBの機体重量および慣性モーメント増加により必要制御モーメントが増大したため、ノズル噴出口面積を増大したノズルを新製<sup>\*</sup>、送気管を改

<sup>\*</sup> ピッチ・ヨーノズル面積  $46.7 \text{ cm}^2$ 、ロールノズル面積  $23.3 \text{ cm}^2$  を決定した経緯とノズルの概要図は、文献1参照

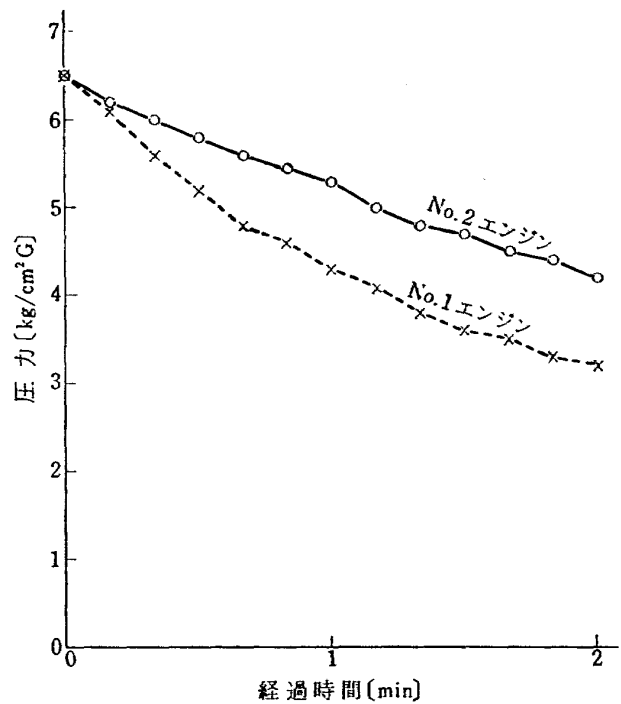


図9 始動空気系統の漏洩

修したので、これらの作動、効率などを確認するために実施したものである。

##### 5.4.1 改修空気管漏洩耐圧試験

本試験においては、いかなる欠陥も認められなかった。

##### 5.4.2 換装空気ジェットノズル漏洩耐圧試験

空気ジェットノズルの噴出口部に盲蓋をし、約 $3.5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$  ( $50 \text{ lb/in}^2\text{G}$ )の空気圧力を加えた後の3分間の経過を図10に示す。前後ピッチ・ヨーノズルの漏洩は、左右ロールノズルより少し大きいですが、これは側面カバー部と回転バルブの軸部のほか、ヨー用バルブシール部からの漏洩が少々あるためである。しかしながら、この程度の漏洩量は実用上支障のないものである。

耐圧試験においては、いかなる欠陥も認められなかった。

##### 5.4.3 換装空気ジェットノズル摩擦作動試験

ピッチ・ヨーノズルおよびロールノズルに空気圧を加え、各操作系アームを作動させ、操作トルクを測定した。ピッチ操作系、ヨー操作系、およびロール操作系の結果を図11に示す。面積変更板なしの場合、ピッチ・ヨーノズルの噴出口は $46.15 \text{ mm}$  (全開時)  $\times$   $101.27 \text{ mm}$ 、ロールノズルは $41.05 \text{ mm}$  (全開時)  $\times$   $56.85 \text{ mm}$ の矩形状であるが、これらの噴出口を相似の矩形状のまま面積縮小するため、噴出口部に付けるアタッチメントが面積変更板である。図11で、圧力比



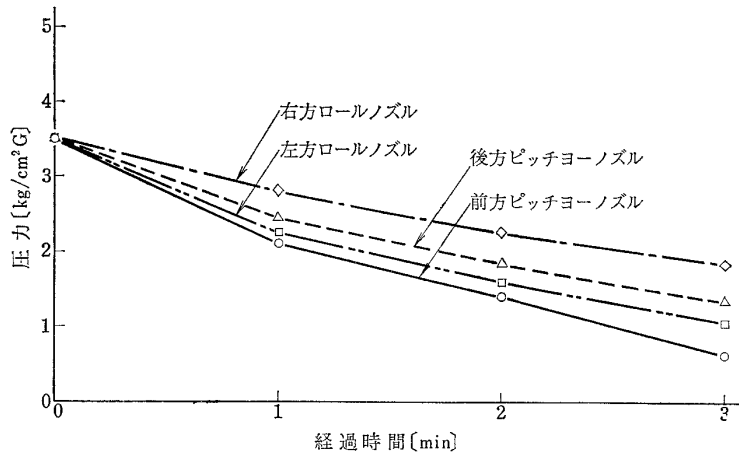


図 10 空気ジェットノズルの漏洩

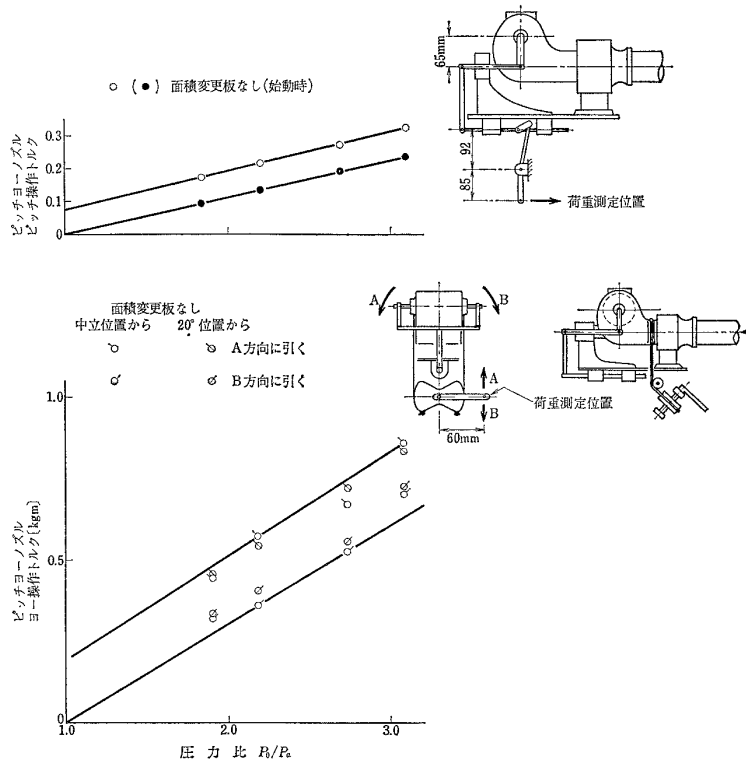
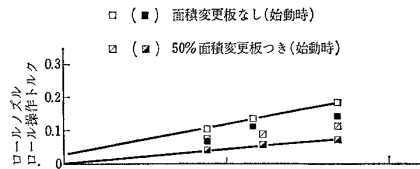


図 11 換装空気ジェットノズルの操作トルク

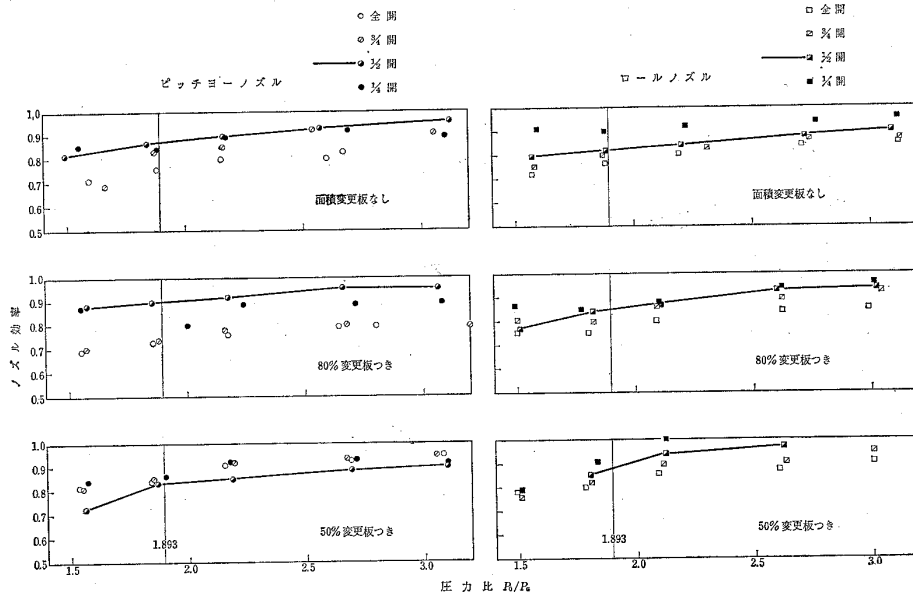


図 12 換装空気ジェットノズルの効率—圧力比

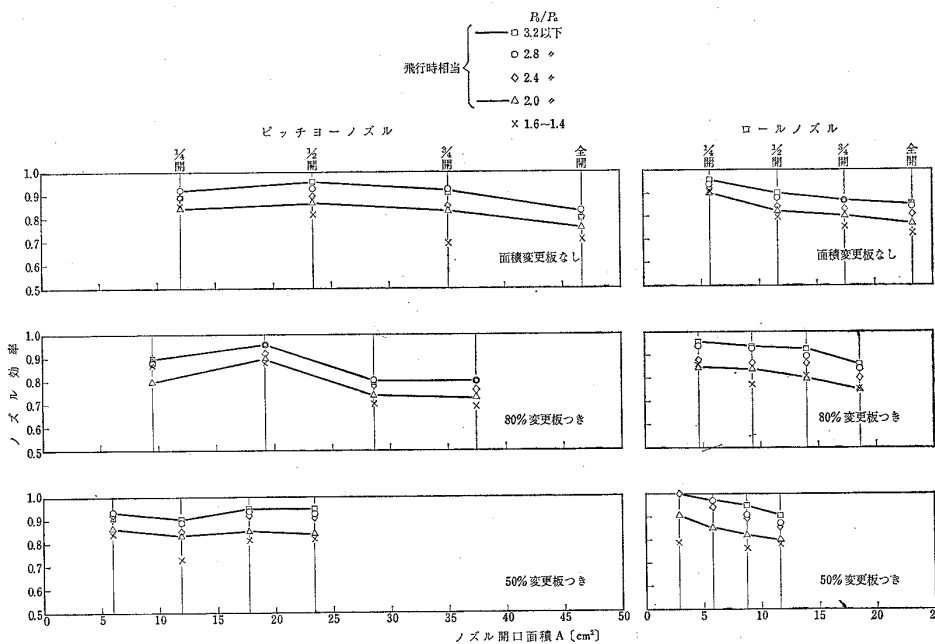


図 13 換装空気ジェットノズル効率—ノズル開度

3.0 において、トルクはそれぞれ約 0.3 kgm, 0.9 kgm, 0.2 kgm 以下であり、これらの値は実用上支障のないものである。圧力設定は、ピッチ操作系、ヨー操作系ではノズル噴出口面積 6.06 cm<sup>2</sup> においておこない、ロール操作系ではノズル噴出口面積 5.8 cm<sup>2</sup> (面積変更板なしの場合、ノズル開度 1/4) においておこなった。ロール操作系では、回転バルブの回転中心より 6.5 cm (結合アーム長さ) の位置で操作トルクを測定したが、ピッチ操作系では図11中に示したように、さらにレバー比 1.082 の位置で測定した。ヨー操作系では、同図中に示したように、レバー長さ

6.0 cm の位置でノズル本体の操作トルクを測定した。同図で、A方向に引いた場合は、ノズル取付枠に当たり、アームに対し直角方向に引けなかったため、B方向に引いた場合よりも大きな見かけのトルクを示している。

#### 5.4.4 換装空気ジェットノズル作動試験

ピッチ・ヨーノズルおよびロールノズルに約 3 kg/cm<sup>2</sup>G までの空気圧を加え、各操作系アームを作動させた。各操作系とも、次の規定値まで機構的な干渉その他の欠陥は認められなかった。

ピッチ操作角 ± 28°

ヨー操作角 ±37.5°

ロール操作角 ±32°

#### 5.4.5 換装空気ジェットノズル効率測定

ピッチ・ヨーノズルおよびロールノズルに空気圧力を加え、3項で述べたように、ロードセルと動歪計を用いて、ノズル推力を測定し、それと計算値\*との比をとり、ノズル効率を求めた。試験は、ピッチ・ヨーノズルおよびロールノズルとも、ノズル噴出口面積を50%および80%に制限するための変更板を付けた場合と、付けない場合のそれぞれ3つの条件についておこなった。ノズル推力の最大実測値は、ピッチ・ヨーノズルの面積変更板なしで  $(P_0/P_a) \approx 3$  の場合、約 100 kg であり、ロールノズルでは同様条件で約 60 kg であり、これはほぼ予期した程度であった。

図12に、ノズル効率の圧力比に対する特性を、図13にノズル開度に対する特性を示す。ピッチ・ヨーノズルおよびロールノズルとも、全試験範囲でノズル効率は約 0.70 以上であり、換装前の旧ノズルと同程度で

ある。また、実際に使用される範囲でノズル効率は約 0.80 以上であり、FTB の実験には支障がないものと判断した。

## 6. あとがき

FTB の空気系統について、表1に示した試験をおこなったことを述べた。試験結果には、十分満足とはいいがたいものもあるが、FTB の飛行実験には支障ないものと総合的に判断した。

本試験の実施にあたっては、富士重工業(株)航空機技術本部の方々に御協力をいただいた。ここに謝意を表する。

## 文 献

- 1) 新型航空機部; フライングテストベッドの計画—本体のシステムデザイン, 航技研報告, TR-154(昭和43/5)
- 2) 滝沢直人ほか; 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究, 航技研報告, TR-123 (昭和41/12)

\* 推力の計算値  $F$  は、文献2の(3), (4)式を用い、つぎの式で  $K$  (空気の比熱比)=1.4 として求めた。ただし  $A$  はノズル開口面積 ( $\text{cm}^2$ ) である。  
 $(P_0/P_a) < 1.893$  (亜音速) においては、

$$F = P_a A \frac{2K}{K-1} \left\{ \left( \frac{P_0}{P_a} \right)^{(K-1)/K} - 1 \right\}$$

$(P_0/P_a) \geq 1.893$  (音速) においては、

$$F = P_a A \left\{ \left( \frac{2}{K+1} \right)^{K/(K-1)} (K+1) \right\} - P_a A$$

|        |   |          |  |
|--------|---|----------|--|
| 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<br>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<br>矢 萩 恵一                 |
| TM-202 | 単発 STOL 実験機に関する研究<br>—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<br>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<br>清水 昭紀, 伊藤 克弥<br>西村 久男 |
| TM-204 | サーボ機構の過渡応用改善用デジタル<br>コントローラについて                   | 1971年7月  | 小川 敏一, 島村 正人                           |
| TM-205 | 自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の<br>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<br>ステムの構成 (I)<br>—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<br>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<br>—接着およびリベット継手—                 | 1971年11月 | 池田 為治, 熊倉 郁夫<br>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<br>野口 義男                  |
| TM-210 | 小型加速度計による風洞模型姿勢角の測<br>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<br>試験                          | 1972年1月  | 鳥崎 忠雄, 小林 実                            |

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213号

昭和47年2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

---

