

UDC 629.735.7.
063.6.001.4

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-214

フライングテストベッド燃料系統試験

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, 齋藤隆吉 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法—	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 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器 (低圧, 低温系) 試験設備 による航空計器の氷結 (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	F A-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, 河野長正文 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 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 俣
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 幸二
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 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) —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 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

フライングテストベッド燃料系統試験*

田辺 義一**・小暮 泰之***・川崎 純男***

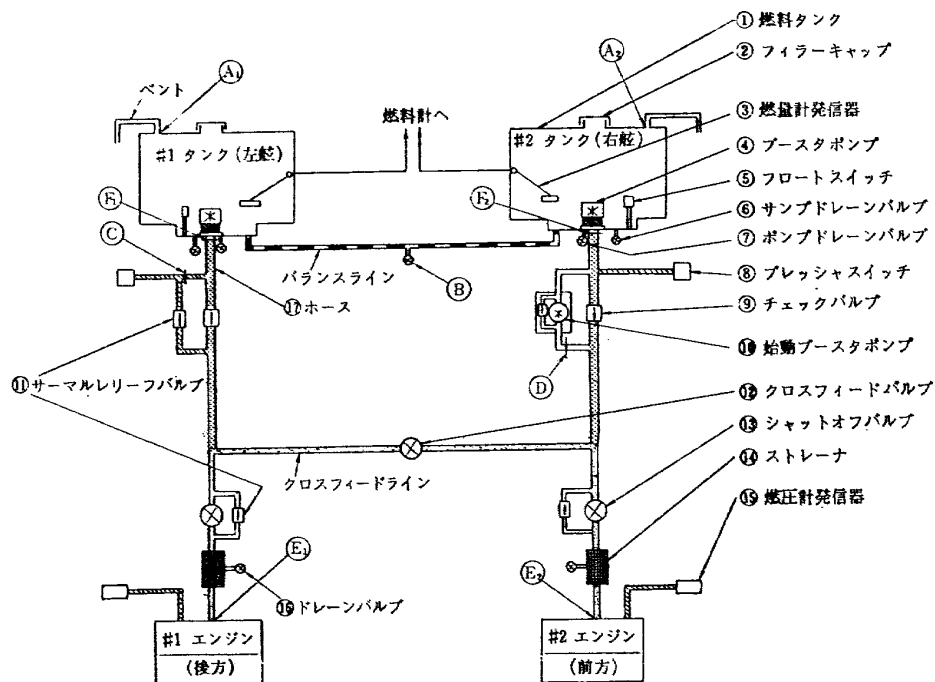
1. まえがき

航技研フライングテストベッド（以下 FTB と略記）が所期の飛行性能を発揮するためには、その燃料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。特に、エンジン始動時、正常運転時、緊急時（エンジン1基故障時、ブースタポンプ1個故障時）に制御作動が確実にこなわれ、それぞれ所定の燃料流量を所定の圧力で送ることが必須である。これら機能補償、燃料送り能力などについては、燃料系統を FTB に装着した正規の状態での試験し、確認し

ておかななければならない。ここには4項に記す試験項目について、富士重工業（株）宇都宮製作所航空機工場および当所において実施した試験について述べる。

2. FTB の燃料系統

FTB の燃料系統を図1に示す。本系統の概要は文献1に述べてあるとおり、通常 No. 1（左舷）タンクから No. 1（後方）エンジンへ燃料を供給する No. 1 ラインと、No. 2（右舷）タンクから No. 2（前方）エンジンへ燃料を供給する No. 2 ライン、および始動時と片舷ブースタポンプ故障時に開くクロスフィー



配管のサイズ(外径, in)

- 1.1/4
- 1
- 3/4
- 1/2
- 1/4

図1 燃料系統

* 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

ラインから構成されている。また、左右のタンクはバランスラインで結合して燃料の片減りを防いでいる。

燃料タンクにはそれぞれ、フィルターキャップ、プースタポンプ、フロート型燃量計発信器およびフロートスイッチを内蔵している。

それぞれのタンクからエンジンに燃料を送るラインには、プレッシャースイッチ、チェックバルブ、レリーフバルブ、シャットオフバルブ、ストレーナなどがあり、No. 2 ラインには始動プースタポンプを取り付けてある（ポンプ内にレリーフバルブを含む）。

この始動プースタポンプは、FTB の試験を通じて燃料系統内で小さな改修を施した唯一の個所である。それは、5.6 項で後述するように、始動時エンジン入口必要圧力値の設定変更によるものであり、その経過を示すと次のようになる。

(1) 当初、9,000 rpm (アイドリング) での燃料流量 0.2 kg/s ($\approx 4 \text{ gal/min}$) を、 $5 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($\approx 71 \text{ lb/in}^2\text{G}$) 以上で供給するような始動プースタポンプを選定したが、そのレリーフバルブは約 $8.4 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($120 \text{ lb/in}^2\text{G}$) で零流量（全流れバイパス）となるものであった。

(2) その後、エンジン側から零流量圧力を $7 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($100 \text{ lb/in}^2\text{G}$) 以下とするよう要求が生じたため、FTB 全機作動予備試験で流量を (1) の約 40%、圧力をほぼ $7 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ となるようレリーフバルブを調整した。

(3) 角田支所における FTB 第 2 次拘束試験で、レリーフバルブの調整では圧力の制御が不確実であることが判明したので、適当な固定オリフィスを始動プースタポンプに直列に設け最大圧力を $6 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($85 \text{ lb/in}^2\text{G}$) に応急改修、流量は (1) の約 30% とした。

(4) FTB 第 3 次拘束試験の前の始動プースタポンプ単体試験において、流量零のエンジン入口締切り圧が $6.4 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($\approx 91 \text{ lb/in}^2\text{G}$) になるように孔径 3.2 mm の固定オリフィスをポンプと並列に設け（改修）、ポンプ本体のレリーフバルブは復元した。

以上の経過を通じて、エンジンの始動（着火）状態は満足におこなわれた。

3. 試験装置および測定器材

燃料系統の試験装置および測定器材は、フローメータ、ポンプ、タンク、水銀マノメータ、圧力計などであり、それぞれ 5 項において後記する。

4. 試験項目

FTB の燃料系統について必要と考えられる試験項目はつぎのとおりであり、これらの試験を実施した。

- (1) 系統漏洩試験
- (2) 燃量計校正試験
- (3) 余積測定
- (4) 使用不能燃料容量測定
- (5) 制御作動試験
- (6) 燃料送り能力試験
- (7) 圧力損失測定

なお、(6)燃料送り能力試験については、上記 2 項に述べたように、本試験実施後始動時エンジン入口必要圧力値の設定変更に対応する追加試験をおこなった。

5. 試験方法および試験結果

5.1 系統漏洩試験

5.1.1 燃料タンクおよびバランスライン部

図 1 の A_1 、 A_2 部に盲蓋をし、2 個のシャットオフバルブおよびクロスフィードバルブを閉じて、B 部から約 $0.2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($2.5 \text{ lb/in}^2\text{G}$) の空気圧を 15 分間加えた。漏洩は認められなかった。

5.1.2 フィードライン部

図 1 の F_1 、 F_2 部を外し、 F_2 部に盲蓋をし、2 個のシャットオフバルブを閉じて、クロスフィードバルブを開にして、 F_1 部からプースタポンプ吐出圧力相当の約 $3.2 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($45 \text{ lb/in}^2\text{G}$) の空気圧を 1 分間加えた。漏洩および永久変形は認められなかった。

5.1.3 チェックバルブ、サーマルレリーフバルブからストレーナ出口部まで

図 1 の C 部を外して盲蓋をし、2 個のシャットオフバルブおよびクロスフィードバルブを開にして、 E_1 、 E_2 部は盲蓋とし、D 部を外してそこから始動プースタポンプ吐出圧力相当の約 $8.4 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($120 \text{ lb/in}^2\text{G}$) の空気圧を 1 分間加えた。漏洩および永久変形は認められなかった。

5.2 燃量計校正試験

サンブドレーンライン部にタンク液面高さが測定できるようなビニール管液面計を取り付け、フィルターキャップ部より燃料 (JP-4) を供給し、W.P. 3092* の液面高さを 0、燃量計指示容量を 0 とする。それから指示容量が FULL (163 gal) になるまで約 20 段階に分けて供給をおこない、各時の供給容量、液面高さ、

* 機体下部フレームの中心面を W.P. 3000 とする。

燃量計指示容量を読み取った。次に排出しながら同様の測定をおこなった。

較正試験の結果を図2および図3に示す。燃量計指示は、タンク内容量に対して少なく指示する。これは、ほぼ器差範囲(±8 gal)内において安全側である。

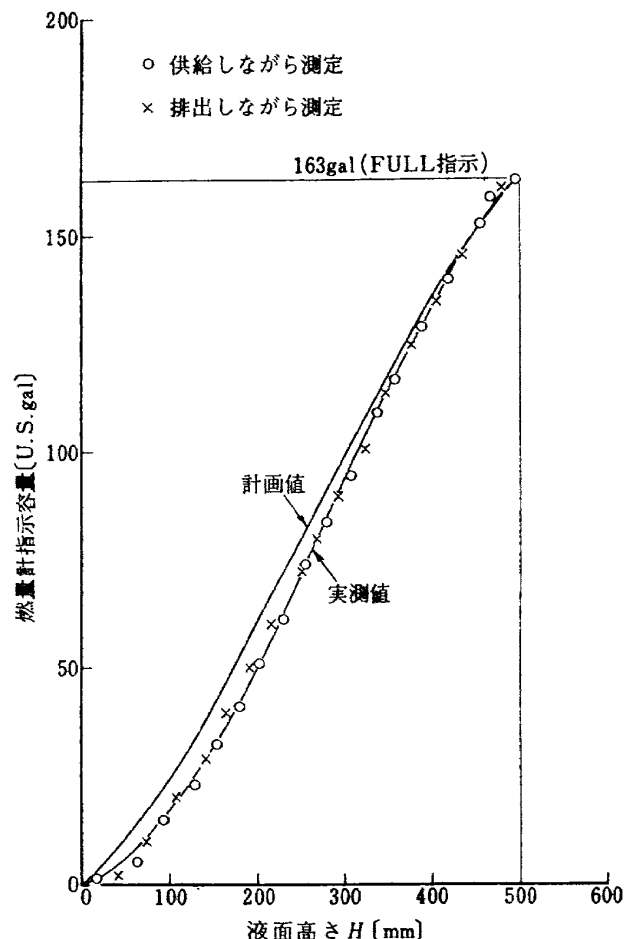


図2 燃料タンク(両側)容量

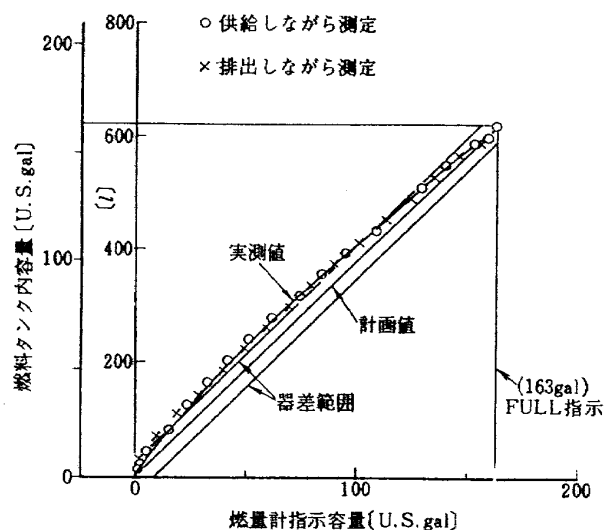


図3 燃量計較正

る。

5.3 余積測定

本燃料系統の余積とは、燃量計指示容量 FULL 指示位置における燃料タンク空間容積のことである。

フィルターキャップは通常の地上静止状態で給油したとき余積が必ず残るように配置されているので、あらかじめフィルターより燃料を供給し、燃量計指示容量が FULL を指示してからフィルターを閉じ、さらにベントより完全に余積がなくなるまで追加供給をおこなって、その追加燃料容量を計った。

測定結果は、両タンクで 22.9 l であり、設計余積 18.5 l (総容量の 3%) 以上あれば良いという要求条件を満足した。

5.4 使用不能燃料容量測定

両タンクに燃料供給後、ブースタポンプを作動させ排出をおこない、排出燃料中に空気が混るようになった時ブースタポンプを停止し、サンプドレーンバルブ、システムドレーンバルブ、ポンプドレーンバルブを開いてドレーンをおこない、ドレーン量を測定した。

測定結果は、9.6 l (このうちライン残量は 3.0 l) であり、これは予想値 18.5 l (総容量の 3%) 以下であれば良いという要求条件を満足した。

5.5 制御作動試験

5.5.1 始動時制御作動試験

No. 1 エンジンを開始した後、No. 2 エンジンを始動することを想定した正常時制御作動試験の操作と結果を、表1に示す。

いずれも設定どおりであった。

5.5.2 緊急時制御作動試験

エンジン1基故障 (No. 1, No. 2 エンジンのいずれか)、ブースタポンプ1個故障を想定した緊急時制御作動試験の操作と結果を、表2に示す。

いずれも設定どおりであった。

5.6 燃料送り能力試験

図1の E₁, E₂ を外して、図4の右に示したように圧力計およびフローメータ、ポンプ (ジェット練習機 T-1 A/B の燃量計較正用)、タンクを取り付けて、燃量計指示容量 FULL まで燃料を供給する。両ブースタポンプ正常作動時、片ブースタポンプ故障時および始動時の条件を考慮して、所定の燃料流量に対するエンジン入口圧力を測定した。表3に、燃料送り能力試験手順を示す。

結果を図5および図6に示す。いずれも、エンジン入口に所定の燃料流量を所定の圧力で送れることを示

表 1 始動時制御作動試験

想定	制御作動試験操作	制御作動結果 (点検事項)
No. 1 エンジン 始動	No. 1 エンジンマスタースイッチ ON	No. 1 シャットオフバルブ 閉
	No. 1 ブースタポンプスイッチ ON	No. 1 ブースタポンプ 作動
	No. 1 始動点火スイッチ ON	クロスフィードバルブ 閉 No. 2 ブースタポンプ 作動 始動ブースタポンプ 作動
	No. 1 始動点火スイッチ OFF	クロスフィードバルブ 閉 No. 2 ブースタポンプ 停止 始動ブースタポンプ 停止
No. 2 エンジン 始動	No. 2 エンジンマスタースイッチ ON	No. 2 シャットオフバルブ 閉
	No. 2 ブースタポンプスイッチ ON	No. 2 ブースタポンプ 作動
	No. 2 始動点火スイッチ ON	始動ブースタポンプ 作動
	No. 2 始動点火スイッチ OFF	始動ブースタポンプ 停止

表 2 緊急時制御作動試験

想定	制御作動試験操作	制御作動結果 (点検事項)
エンジン 1基故障	C.D.P.* スイッチ ON (F.E.C.** ON-OFF スイッチ ON)	シャットオフバルブ 閉 ブースタポンプ 停止
ブースタ ポンプ 1個故障	圧力スイッチのプラグを取り外し、端子を短絡させる。 (F.E.C.** ON-OFF スイッチ ON)	燃料圧力スイッチ ON ブースタポンプスイッチ (故障想定側) OFF クロスフィードバルブ 閉 エンジン入口燃圧が回復 (故障想定ポンプ側 エンジン入口に圧力計を取り付けて読み取る。)

* 圧縮機抽気圧力

** 燃料緊急回路

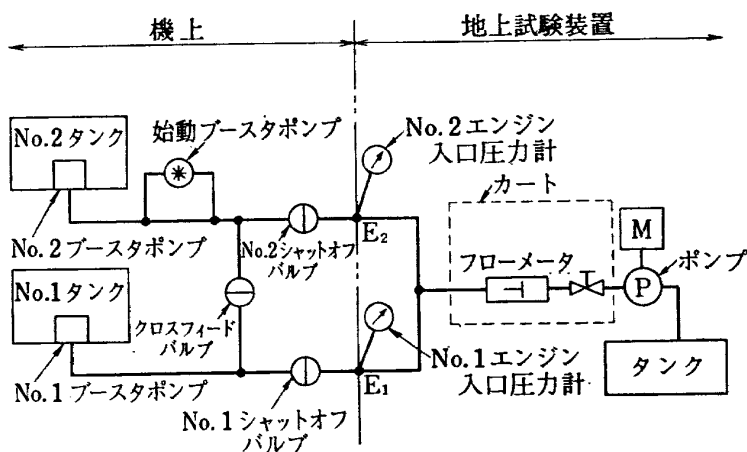


図 4 燃料送り能力試験装置系統図

表 3 燃料送り能力試験手順および圧力損失測定手順

想定	操作						圧力測定位置 (エンジン入口)	圧力損失測定区間	
	No. 2 ブースタ ポンプ	No. 1 ブースタ ポンプ	始動 ブースタ ポンプ	クロス フィールド バルブ	No. 2 シャット オフバルブ	No. 1 シャット オフバルブ		ブースタ ポンプ 出口	エンジン 入口
両ブースタ ポンプ 正常作動	OFF	ON	OFF	閉	閉	開	No. 1	No. 1	No. 1
	ON	OFF	OFF	閉	開	閉	No. 2	No. 2	No. 2
片ブースタ ポンプ 故障	OFF	ON	OFF	開	開	開	No. 1	No. 1	No. 1
							No. 2	No. 1	No. 2
	ON	OFF	OFF	開	開	開	No. 1	No. 2	No. 2
							No. 2	No. 2	No. 1
始動時	ON	OFF	ON	開	閉	開	No. 1		
	ON	OFF	ON	閉	開	閉	No. 2		

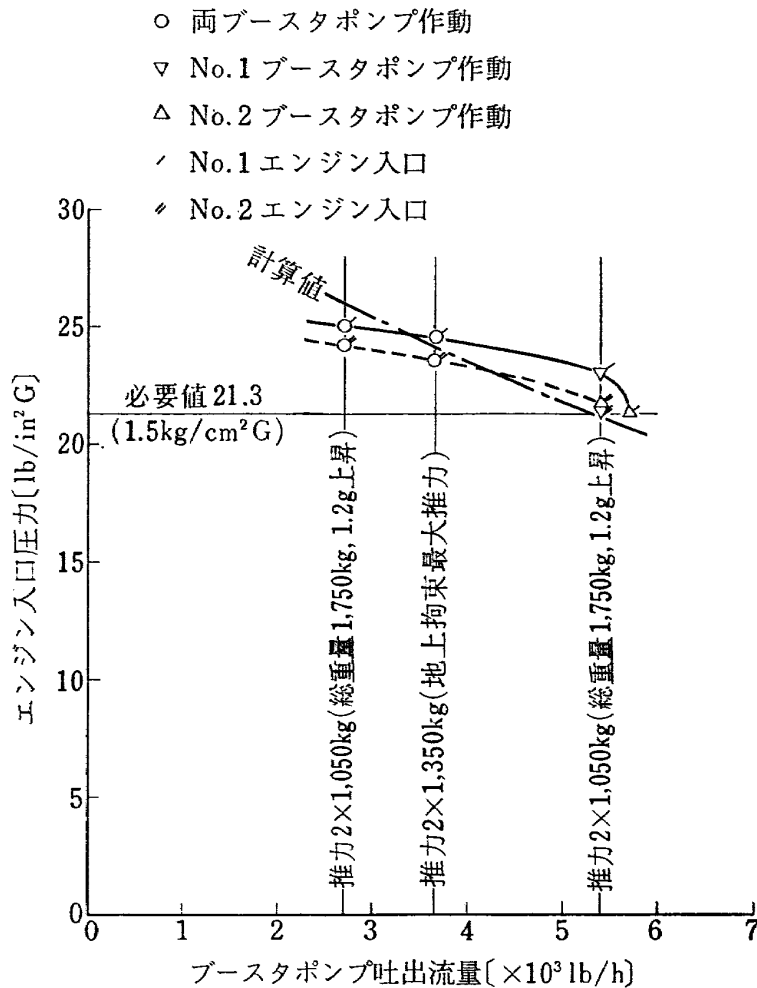


図 5 燃料送り能力

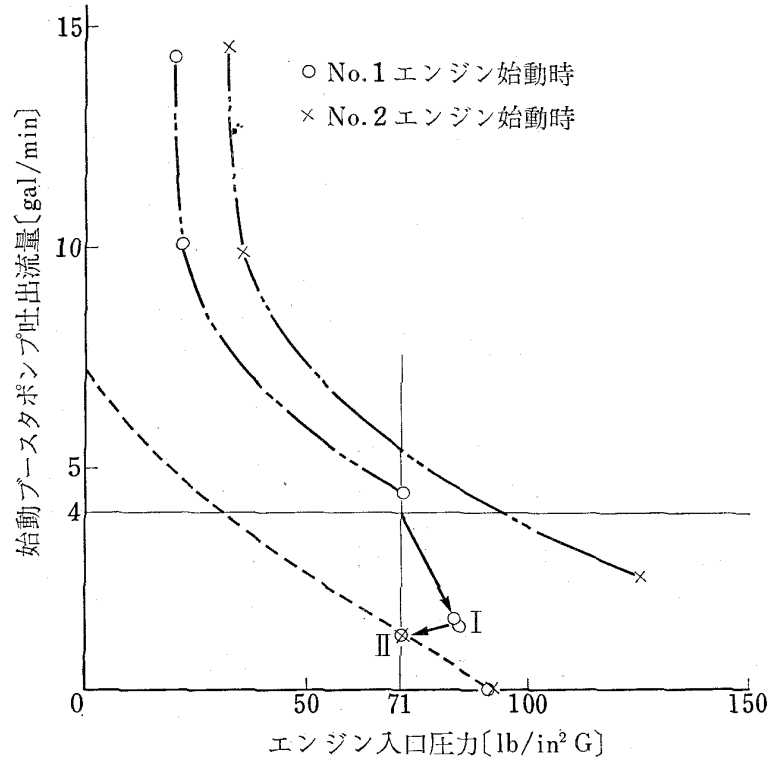


図 6 始動時エンジン入口燃料圧力

している。

図 6 中の二点鎖線は、当初の始動ブースタポンプによって得られる流量圧力特性を示すものである。

破線は、FTB 第 3 次拘束試験の前の始動ブースタポンプ単体試験において、流量零のエンジン入口締切り圧が $6.4 \text{ kg/cm}^2\text{G}$ ($\approx 91 \text{ lb/in}^2\text{G}$) になるように口径 3.2 mm の固定オリフィスをポンプと並列に設け(改修)、レリーフバルブを復元したものである。

なお、同図中の I は、機装完了時の FTB 全機作動予備試験の燃料放出モータリングにおけるスロットル

レバー始動位置の測定値(改修前)であり、流量を当初設定値の約 40% に変更し、レリーフバルブを調整したものである。

II は、角田支所における FTB 第 2 次拘束試験で、適当な固定オリフィスを始動ブースタポンプに直列に設け(応急改修)、流量を当初設定値の約 30% に変更したものである。

5.7 圧力損失測定

図 1 の E_1 , E_2 と F_1 , F_2 の間の差圧が計れるように圧力タップをとり、図 7 のように水銀マン

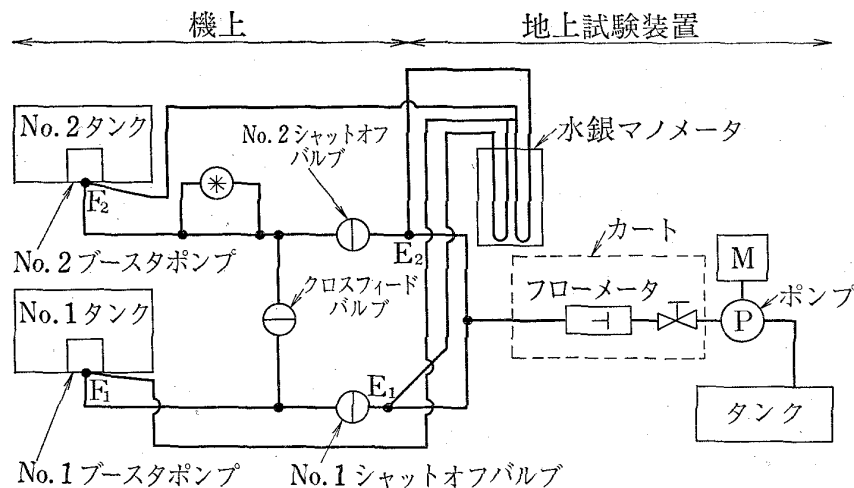


図 7 圧力損失測定装置系統図

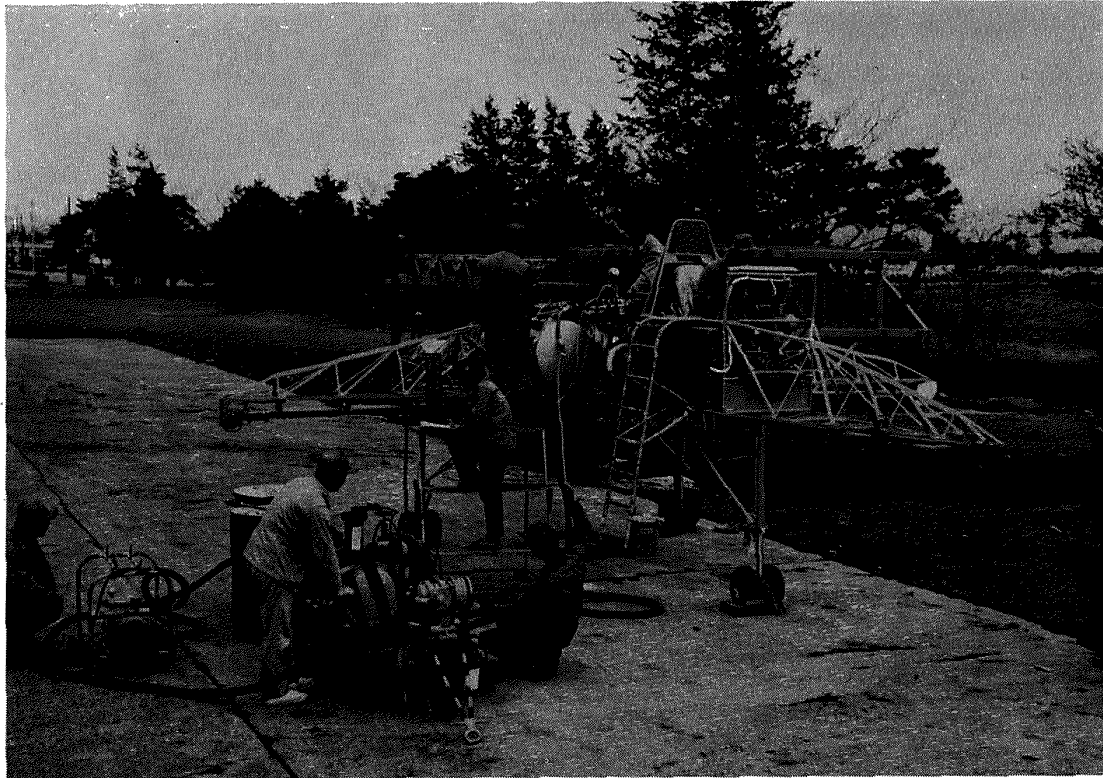


図8 圧力損失の測定

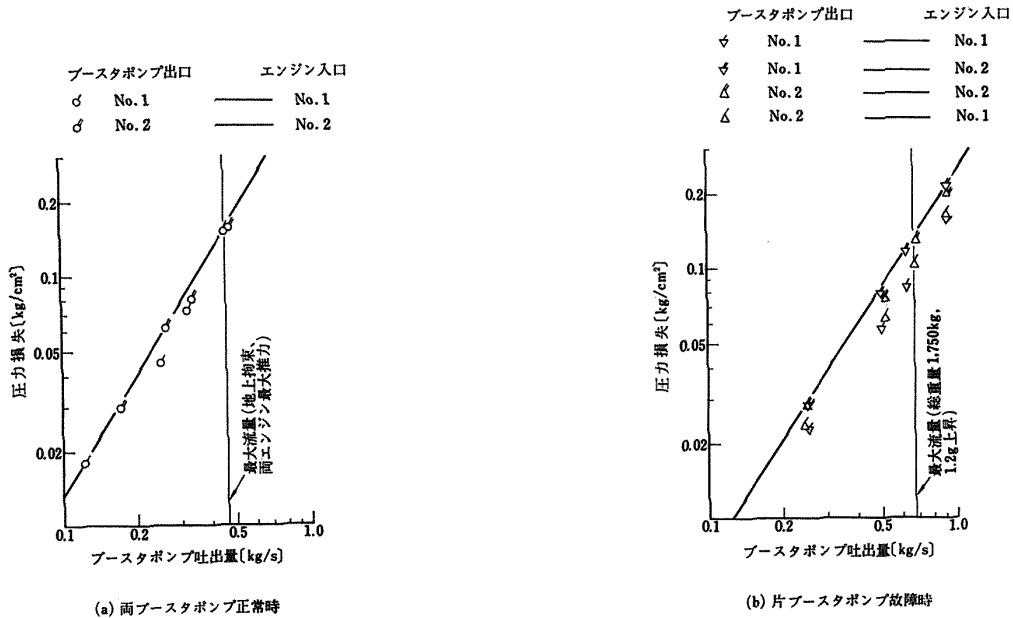


図9 圧力損失

タを取り付ける。E₁, E₂ にカート, ポンプ, タンクを連結し, 燃料タンクに燃料を供給する。両ブースタポンプ正常作動時, 片ブースタポンプ故障時の条件を考慮して, 数種の所定燃料流量を設定し, 圧力損失を水銀マンオメータで読み取った。前出の表3に, 圧力損

失測定手順を, 図8に測定中の様子を示す。圧力損失の測定結果を図9に示す。

最大流量時の圧力損失はいずれも約 0.15 kg/cm² 以下であった。これは予期した程度であり, FTB の実験には支障がないものである。

6. あとがき

以上、実施した FTB の燃料系統試験について述べた。これらは FTB の燃料系統について必要と考えられた試験であるが、いずれも満足な結果を得た。これにより、FTB の燃料系統が保証されたものと判断した。

本試験の実施に当っては、富士重工業（株）航空機

技術本部の方々に御協力をいただいた。ここに謝意を表す。

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）

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用改善用デジタル 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	対称スピニング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

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214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(042)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
