

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## TM-234

スピン燃焼試験設備による燃焼実験

石井進一・岡部祐二郎・山田 晃

新岡 嵩・三谷 徹

1972年10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	樋崎哲二, 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) 一管内の燃料・空気二相流への熱伝達一	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 一テレメータ実験局の電界強度測定一	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) 一地球の重力場による摂動一	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 一接着およびリベット継手一	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

# スピン燃焼試験設備による燃焼実験\*

石井進一\*\*・岡部祐二郎\*\*\*・山田 晃\*\*

新岡 嵩\*\*・三谷 徹\*\*

## 概 要

低圧環境下で回転する固体ロケットモータを試験するスピン燃焼試験設備を制作し、2ton×5sec 固体ロケットモータのスピン燃焼実験を行い、スピン燃焼による比推力の低下、さらにブレークダウン燃焼圧力、低圧室圧力等の予測値との差について、その傾向の概略を把握し、今後の実験計画に必要な基礎資料を得ることができた。

## 1. ま え が き

固体ロケットに回転をあたえる方式はロケットの軌道分散を抑制するために用いられるが、固体ロケットに回転をあたえると、静止燃焼時と燃焼機構が異なり、急激な燃焼速度の増加による燃焼圧力の増大、遠心力による金属添加物の燃焼室内への残留による全推力の減少等の現象を起す。また、上段用の固体ロケットに

対しては化学反応をとまなうノズル流れ、気相と凝結相からなる二相流、ノズル壁への熱損失等の問題があり、大気圧下での性能実験から真空状態下での性能を推定することは困難である。

これらのスピン燃焼特性および高空での固体ロケットの性能を明らかにするために、着火時約 0.15 torr、燃焼時約 40 torr の低圧環境下で、回転する固体ロケットモータの性能を測定するための設備を製作した。

本設備を用いて、2ton×5sec の固体ロケットモータの燃焼試験を行ない、その機能を十分に発揮することを確認し、また低圧環境下における回転する固体ロケットモータの性能について、その概要を把握できたので報告する。

## 2. 設備概要

スピン燃焼試験設備全体の構成は図1に、全体の写真は図2に示す通りであり、その概要は次の通りであ

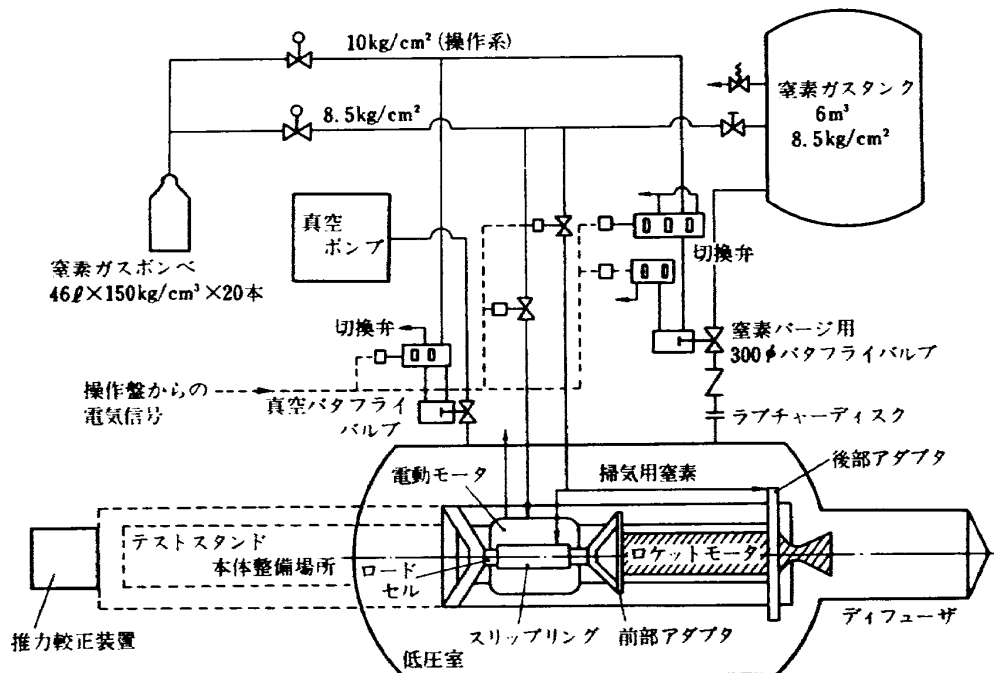


図1 設備全体構成図

\* 昭和47年9月2日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* 宇宙研究グループ

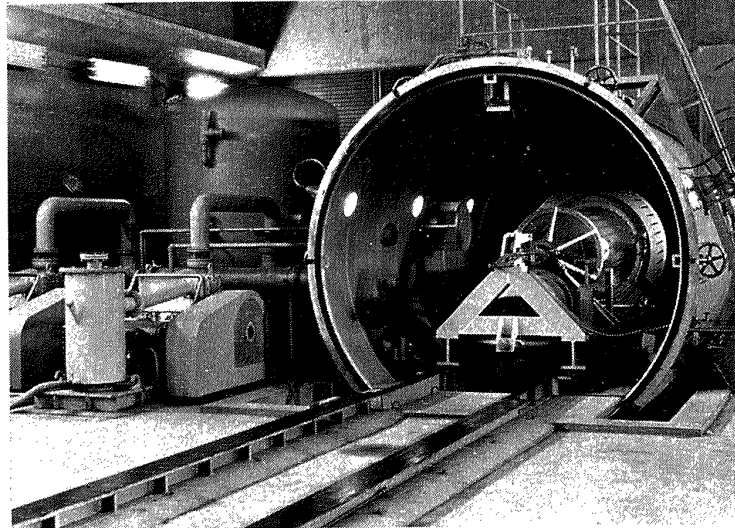


図 2 環境装置

る。

#### (1) テストスタンド

テストスタンド本体

供試ロケットモータの大きさ，直径 300～1000φ，最大重量 3000 kg，推力 2～5 ton，回転数 30～500 rpm

スリップリング 64 極

スピン駆動用電動モータ 7.5 kW

推力校正装置

#### (2) 環境装置

低圧室 直径 3 m，全長 6.5 m，点火前圧力 0.15 torr～，燃焼中圧力約 40 torr（推力 2 ton）

低圧室内シャワー装置

ディフューザ 直径 384φ，長さ 2600 mm

真空ポンプ 2 台 1 台の排気速度 15,000 l/min

パージ用窒素タンク 6.5 m<sup>3</sup>，作動前圧力 8.5～9 kg/cm<sup>2</sup>

#### (3) 操作装置

計測室操作盤

機側操作盤

#### (4) 計測装置

アナログ計測点数 30

デジタル計測点数 3

### 3. テストスタンド

#### 3.1 テストスタンド本体

テストスタンドは，ロケットモータの取付，整備調整の作業および推力校正を低圧室外の整備場所で行い，試験時には低圧室内に台車にて移動して設置でき

る構造となっている。図 3 に示す通り，テストスタンドは主推力測定のためのロードセル，スリップリング，スピン駆動装置および前後部軸受台よりなり，ロケットアダプタ，ディフューザ等を変えることによって推力 5 トンの固体ロケットモータに 500 rpm までの回転を与えながら高度約 20 km 相当の低圧環境下で燃焼実験できるに十分な性能を有するように設計されている。現在，ディフューザは推力約 2 トン用のものが取付いており，後述の燃焼実験はこれによって行われた。

2 個のロードセルへの推力の伝達はスラストベアリングを介してなされ，推力の伝達に悪影響のない構造となっている。また，後述する実験によって，推力が加わっても回転数が全く低下しないことが証明された。64 極のスリップリング（銀-グラファイト，接触抵抗 10 mΩ 以下，絶縁抵抗 500 MΩ 以上，耐圧 DC 50 V 以上）は，燃焼室圧力，歪温度の測定および点火用導火線の配線に用いられ，多少の燃焼ガス，振動がある場合でも充分にその機能を果たすようになっている。しかし，多量の燃焼ガス，あるいは燃焼生成物の蓄積を避けるためにも，後部軸受台と同時に窒素ガスを注入して掃気し，燃焼ガスの影響を極力受けにくくしてある。

スピン駆動は，ディスクブレーキ内蔵の電磁継手形 7.5 kW 電動モータによって連続的に変速できる。低圧室内では電動モータの空冷ができないので，電動モータ全体をケースに入れ，低圧室外から窒素を循環させることによって冷却が行われる。スタンド主軸とはタイミングベルトによって同期し，電磁式回転検出器によって歯車歯数を数えて回転数，位相を調べる。

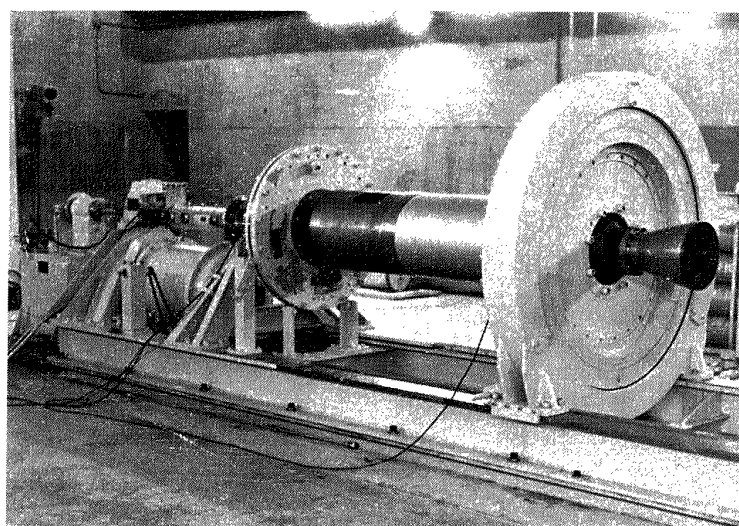


図3 テストスタンド本体

ロケットモータの前部をささえる前部軸受台には、回転中に軸方向の動きが自由になって推力伝達に支障のないようなローラベアリングが使用されている。ロケットモータ前部を取付ける前部アダプタ板厚は当初12mmであったが、推力変動を誘起するスタンドの固有振動数が35Hz前後であり、推力計測等の精度に問題が出たので、板厚を24mmとし、固有振動数を大きくして精度を上げることができた。今後は、後部アダプタの板厚等も吟味し、推力変動を更に小さくすることも検討する必要がある。ロケットモータの後部をささえる後部軸受台は、大形ボールベアリングを燃焼ガスから防ぐために、窒素ガスで掃気できるようになっている。供試ロケットモータの長さに応じて設定位置を移動でき、取付調整や供試ロケットモータの熱膨脹への対策、推力に対して自由ということ等を考慮し、ボールベアリングの外輪と軸受台との間にリニアベアリングを使用しており、作動範囲は25mm程度である。なお、前後部軸受台にはそれぞれ1個ずつ加速度計が取付けられ、スタンドの振動を計測する。そして前後部軸受台間の基準の連結金具（ダミーロケット）は供試ロケットモータとの振動特性の比較の対象にされる。

### 3.2 推力較正装置

推力較正装置は、最大較正実荷重が6100kgの油圧分銅式圧力計試験器で、低圧室外のテストスタンド整備場所に設置されており、供試ロケットモータをテストスタンド本体に取付け、しかも回転系駆動状態でロードセル較正を行うことができる。較正荷量はスリップリング前部のスラストベアリングを介して設けられた推力較正用引張棒により加えられる。また当部にはプリロード装置が併設されている。

## 4. 環境装置

本装置は図1に示すように大別して、低圧室、窒素ガスパージ装置、真空ポンプおよび、ディフューザからなっている。実験開始時にディフューザ末端に蓋をして真空ポンプにより低圧室を減圧して、ロケットモータに点火する。燃焼中はロケットの排気ジェット流により内部の気体は排気されるので、減圧下での燃焼を行なうことができる。また燃焼末期の排気ガスの低圧室への逆流を防ぐために窒素ガスパージ装置が設けられている。

### 4.1 低圧室および窒素ガスパージ装置

低圧室は直径3m、直線部4.3mの円筒形で、その両端に球面鏡板が取り付けられている。前部球面鏡板と円筒部には照明兼監視用テレビカメラのための窓があり、燃焼中も低圧室内部が計測室から監視できるようになっている。ロケットの燃焼圧力が、ディフューザ始動圧力以下になると、ディフューザはその性能を維持することができず、大気にまじって燃焼ガスが低圧室へ逆流し（ブレイクダウン）、低圧室内部および低圧室内の各機器が汚染される。燃焼ガスの逆流の直前までは、密封されていないスリップリング等の機器の内部も低圧室と同程度に減圧されるので、燃焼ガスが逆流すると機器の内部に進入し、腐蝕等を起すトラブルの原因となる。これらの現象を防ぐ目的で、前述したようにスリップリングおよび後部軸受台に窒素ガスを注入して掃気を行なっているが、さらに燃焼末期の燃焼圧力の低下による燃焼ガスの逆流を防ぐ目的で、 $9\text{kg/cm}^2$ 、 $6.5\text{m}^3$ の窒素タンクより多量の窒素ガスを低圧室に注入し、低圧室の圧力を急激に上昇させるようになっている。窒素ガスの注入はあらか

じめ予想されるスライバ期、ディフューザ最小始動圧力、推力等をもとに選定されるインターロックを解除して行なう。しかしスピン効果によりあらかじめスライバ期を予測することが困難で、かつディフューザ最小始動燃焼圧力が定常燃焼圧力に近い場合には、スライバ期の燃焼圧力、推力を検知してパージ信号により窒素パージを行なうと、パージ信号から窒素パージまで時間おくれがあるために低圧室に窒素ガスが供給される前に逆流が起るので、燃焼時間の経過信号のみで早めに窒素パージを行なう必要があり、パージ用の窒素ガスの不足が考えられる。またスライバ期が長い場合も同様に窒素ガスの不足が考えられる。それで本装置は、窒素パージによる低圧室の圧力上昇で低圧室上部に設けられている安全蓋を開き、それを開いた状態で保持し、続いて外部の空気を低圧室へ連続して導入し、窒素タンクの容量により制限されることなしに低圧室圧力を大気圧近くに保ち、燃焼末期の逆流を防ぐように考慮されている。

#### 4.2 真空ポンプ

ロケットモータをセットしたスタンドを低圧室に設置し、着火直前に低圧室内を低圧環境にするために、15,000 l/min の排気速度をもつ油回転真空ポンプが2基設置されている。真空ポンプは始動後約20分で低圧室を大気圧から0.15 torrまで減圧することができるので、この間ロケットモータの温度はほとんど変化せず調温された指定の温度で燃焼ができる。

#### 4.3 ディフューザ

低圧室には最大内径900φまでのディフューザの取付が可能であるが、現在推力2 ton用の内径384φ、長さ2600mmのディフューザが取付けられている。ノズル～ディフューザ間は断熱自由流動、一次元等エントロピ流、完全ガスと仮定したときのディフューザの排気性能を実験値とともに図13に示す。燃焼圧が下って、垂直衝撃波がディフューザ入口に達した状態で、ディフューザがその性能を持続できる燃焼室の最小圧力を図12に示す。またディフューザには燃焼ガスによる焼損を防ぐために、ディフューザの外周に沿ったスパイラル状の冷却通路が設けられ約3.5 ton/minの冷却水が流される。

### 5. 操作装置

本試験設備の操作系は、計測室操作盤と、機器の単体調整時に用いる機側操作盤とから成っており、いずれで操作されるかは、機側操作盤側で指定される。

これらの操作信号は、ノイズを避けるために、直流

信号を用い、機側操作盤内のリレーで、動力信号に変換されている。

#### 5.1 計測室操作盤

計測室操作盤は、作業性質をもとに次のブロックに分けられている。

##### (1) タイマ盤

デジタルデータ集録装置より供給されるパルスによって駆動されるデジタルタイマを用い、電磁オシログラフ、テープ穿孔機の発停、窒素ガスパージ等のための信号を出し、実験のプログラムを決める。

##### (2) 表示盤、監視盤

各機器の運転状況を指示する記名式インジケータと、推力、燃焼圧力等を監視する広角度メータから成っており、実験室の状態が集中的に表示される。この部分のインジケータは、タイマによる自動シーケンスを開始する時には、すべて、緑にならなければならない。

又、ブルドン管圧力計、指示温度計により、低圧室等の状態を監視する。

##### (3) 電源、通信盤

##### (4) 操作盤

実験室内の機器を運転操作する部分で、スピン駆動操作部、真空ポンプ、バルブ制御部、窒素ガスパージ操作部、及び、インターロック部より構成される。

スピン駆動操作部は、速度設定回路による電圧と、継手部に内蔵されている速度発電機の起電圧を検出、比較して、渦電流式継手電流を制御し、ロケットモータを、30～500 rpmの範囲の任意の速度に設定するものである。回転数は、表示盤上に、メータ指針表示で2点、デジタルデータ集録装置に、数字表示で1点が表示され、電磁オシログラフ、デジタルプリンタで記録される。

又、緊急停止用にブレーキを備えている。

真空ポンプ、バルブ制御部は、真空ポンプ2台の発停、及び、真空バタフライバルブの開閉を行うものである。真空バタフライバルブは、真空ポンプ回転中のみ、開閉出来、真空ポンプ停止中は常に閉じている。

窒素ガスパージ制御部は、その安全を図るため並びに、タイミングを正しく捉えるため、図4に示す様に、着火確認スイッチ、パージインターロック、パージロックピン等よりなっている。この制御部は、タイマの設定時間以後の燃焼圧力、推力の低下、ディフューザ圧力の変動等を検出し、ブレークダウンが生じる直前に窒素ガスパージを行うものである。なお、異常燃焼に対して手動による窒素ガスパージも可能であ

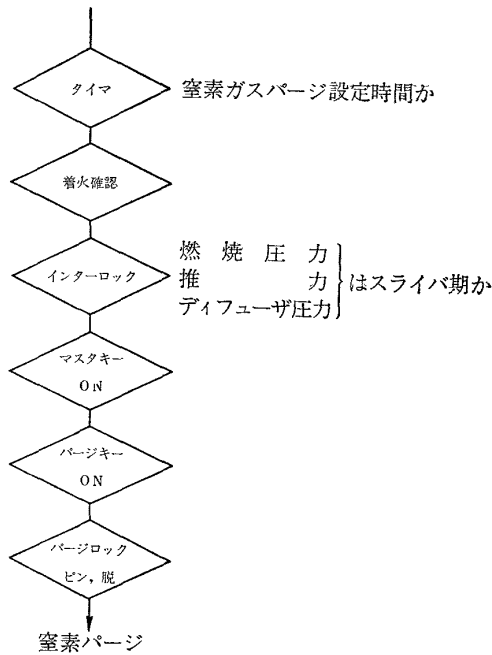


図 4 自動シーケンス時の窒素ガスパージ機構

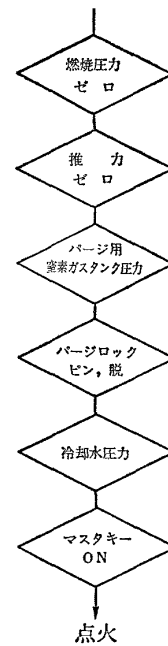


図 5 イグナイタインターロック

り、又、窒素パージを行う場合には、必ず、スリップリングと軸受の掃気が行われる様になっている。

インターロックは、図5に示すイグナイタインターロック、及び、窒素ガスパージインターロックから成っており、燃焼圧力、推力、窒素タンク圧、パージロックピン、ディフューザ冷却水、ディフューザ圧、計測系電源、計測室ジャンクションボックスの状態を監視し、点火準備の確認、及び、窒素ガスパージの時期を決定する。

(5) イグナイタ盤

イグナイタ電源盤と導通チェック盤から構成される。

イグナイタ電源盤は、最大 50A の電流をタイマリレーによって、0~1 秒間（連続可変）通電する。

導通チェック盤は、ベークライト板に配線され外部から完全に独立して、操作盤からの電流混入のない構造になっている。又、導通抵抗測定電流は、10mA 以上流し得ない回路となっている。

イグナイタ装着等の作業の安全を図るために、スリップリングとイグナイタの間に短絡栓が設けられており、真空作業後、スピン駆動作業前に計測室より遠隔操作で、その解除が行われる様になっている。

5.2 機側操作盤

機側操作盤は、真空ポンプ、スピンモータ、シャワポンプ、スピンモータブレーキ電源等の機器の点検のために用いられる。

6. 計測装置

実験室で検出したアナログ信号を、そのまま計測室に導き、直流増幅し、電磁オシログラフに記録する。特に精度を要する推力、低圧室圧力、全力積は、PFM 信号に変換して、デジタルデータ集録装置に送り、紙テープに穿孔し、回転数はプリンタで印字される。

装置は、アナログデータ処理部、電源部、及び、デジタル処理部の3系統に分ける事により、電源部からの交流ノイズ、温度ドリフト、又デジタル処理部からのノイズ発生の問題をなくしている。

アナログ処理部は、アナログ信号を、PFM 信号として、デジタル処理部に送り出す電圧周波数変換器 2チャンネル、アナログ信号として、電磁オシログラフに送り出す直流増幅器 30 チャンネルから構成される。

電源部は、計測系に必要なすべての電源を集めたもので、直流増幅器用電源、同較正電源、及び、トランスデューサ印加用電源から成っている。

トランスデューサ印加用電源は、電源と検出器との間の配線抵抗、スリップリング接触抵抗等の影響を補償するために、出力電圧を検出器近くでフィードバックし、正しく設定電圧になる様、制御されている。

デジタル処理部は、符号付 PFM 信号 2 チャンネルを受け、サンプリングレート 60 msec、ゲートオンタイム 50 msec のマルチプレクサにて切替えた

後、フリケンシカウンタでコード化し、そのデータを、100 キャラクタ/秒 の高速穿孔機で紙テープに穿孔する。それと共に、推力をトータルカウンタで計数し、その結果と回転数をデジタルプリンタで印字するものである。

紙テープ穿孔データと電磁オシログラフ記録データとの時間座標の照合をするために、サンプリングマークを、電磁オシログラフに記録する事が出来る。

又、デジタル処理部は、内蔵する水晶発振器の出力を分周してクロックパルスを送り出し、操作盤タイマを駆動している。

### 6.1 測定項目、測定点数

本設備の測定項目、点数を以下に示す。

#### (1) デジタル記録

推力 (全力積を含む)	1 点
低圧室圧力	1
回転数	1

#### (2) アナログ記録

推力	1
燃焼圧力	5
歪	5
温度	10
低圧室圧力	3
ディフューザ圧力	4
振動	2

#### (3) その他の記録

点火マーク	5
時刻信号 (1sec, 100 msec, 10 msec)	各 5
サンプリングマーク	2
パーシマーク	2
回転数	1
位相	1

### 6.2 計測系総合精度

暖機時間を一時間としたときのドリフト、直線性、総合精度は表1の通りである。

表 1

	推力・全力積 (デジタル)	推力・圧力・ 歪・温度 (アナログ)
ドリフト/時間	0.05%	0.5%
直線性	5.1% FS	2% FS
総合精度 (RMS)	0.3%	5%

### 6.3 最大測定値および応答周波数

表 2

	最大測定値	応答周波数
推 力	5 ton	0~1000 Hz
燃 焼 圧 力	100 kg/cm <sup>2</sup>	0~ 500
ディフューザ圧力	-1~3 kg/cm <sup>2</sup> G	0~ 20
低 圧 室 圧 力	-1~1 kg/cm <sup>2</sup> G	0~ 20
歪	5000×10 <sup>-6</sup>	0~ 500
温 度	800°C	0~ 20

## 7. 燃焼実験

以上述べてきた設備を使用し、低圧環境下における回転する固ロケットモータの性能を調べる目的で以下の燃焼実験を行った。これらの実験を通して設備の機能が十分に働くことを確認し、あわせて本設備による実験の操作シーケンスの確立を試みたものである。

表3に示すように、昭和45年に本設備の領収実験のための総合試験が行われ、続いて推進薬径290φ、推力約2トンの4基の試験を行った。初めの1基はスピン状態での推進薬の安全性確認、窒素ガスパーシ時期の設定予測等の目的のため、大気圧状態にて予備試験を行い、3基を本設備にて試験した。以下、領収実験は表3に結果を述べるにとどめ、後の4基について報告する。

#### 7.1 供試ロケットモータチャンバ

供試ロケットモータの概略図は図6に示す通りで、チャンバ外径336φ、全長約1200mmのクロモリ材ロケットモータに外径432φ、長さ約1200mmのスタンドへの取付金具を備え付けたものである。

チャンバは、スピン燃焼効果で燃焼内圧が増大すること、ならびに再使用可能ということを考えて厚肉とし、設計圧力を200 kg/cm<sup>2</sup>とした。200 kg/cm<sup>2</sup>の水圧試験を行い、その強度を確認した。また、回転するロケットモータであるため、モータの不釣合量をできるだけ小さくするように配慮した。前述のスタンドに取付いている加速度計の他に可変インダクタンス型振動計によって、推進薬を充填する前と後にスタンドに取付けて回転させ、振動特性をバランスのとれたダミーロケットと比較検討した。振動計はスタンドの回転しない部分に固定し、前部アダプタの半径方向変動距離を測定した。それによると、推進薬の重量(約50kg)に比してロケットモータ金具の重量(約370kg)が大きいので、推進薬を充填する前後では差は認められなかった。ダミーロケットと比較すると、振動数は



表 3 実験結果

実験番号	0-420 SP-1	1-290 SP-1	2-290 SP-2	3-290 SP-3	4-290 SP-4
薬幹番号		290 CD 03-1	290 CD 03-2	290 CD 03-3	290 CD 08-1
推進薬種 (7.2 参照)	コンポジット	CMDB (CD 03)	CMDB (CD 03)	CMDB (CD 03)	CMDB (CD 08)
推進薬長 (mm)	(1000)	625	625	625	568
推進薬径 (φ)	416	288	288	288	288
推進薬重量 (kg)	218.7	51.59	51.36	51.38	46.82
ノズルスロート径 (φ)	67.0	60.4	60.4	60.4	60.4
外部制約係数		172	172	172	155
開口比	19.3	6.4	23.7	23.7	23.7
$A_D/A_t$	32.8	—	40.4	40.4	40.4
環境 回転数 (rpm)	低 圧 60	大 気 圧 414	低 圧 0	低 圧 415	低 圧 415
最大推力 (kg)	2860	2715	2930	3231	2680
有効平均推力 (kg)	2820	2175	2520	2604	2213
全推力 (kg·s)	56380	11668	13920	13400	12030
比推力 (s)	257	226	271	260	256
最大圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	46.4	56.2	50.7	56.5	47.5
有効平均圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	45.4	46.6	44.1	48.7	41.1
全燃焼時間 (s)	26.0	7.23	7.70	7.20	7.45
有効燃焼時間 (s)	17.6	4.64	4.94	4.55	4.77
燃焼速度 (mm/s)		11.5	10.8	11.7	11.2
実験後ノズル径 (φ)		63.2	64.1	64.0	63.5
着火前低圧室圧力 (torr)	56	—	31	30	30
燃焼中平均低圧室圧力 (torr)	63	—	41	40	39
窒素ガスパージ信号 (s)	18.0	—	5.0	4.5	4.2
窒素ガスパージ作動 (s)	18.4	—	5.3	4.8	4.5
スライバ期初時間 (s)	17.2	4.6	5.0	4.6	4.7
備 考	設備領収実験				

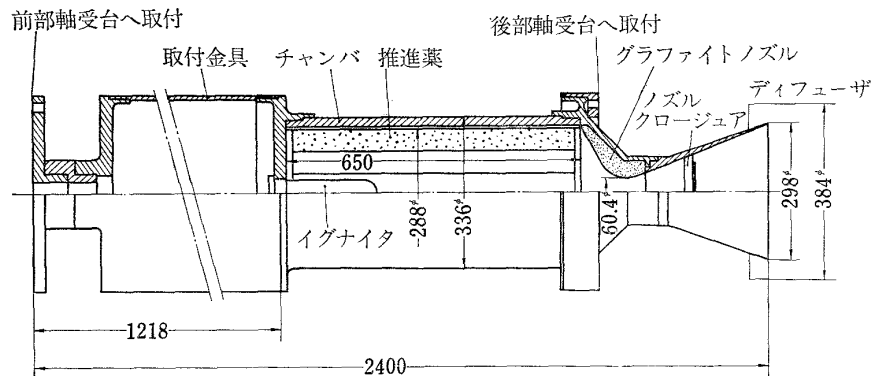
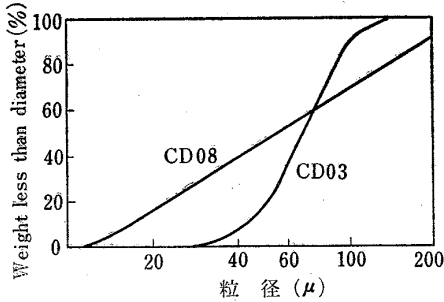


図 6 供試ロケットモータ



薬種名	重重割合(外割)	平均粒径
CD 03	10%	68 μ
CD 08	10	56

図 7 供試推進薬のアルミニウム

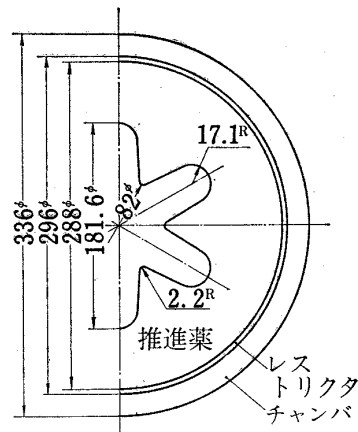


図 8 供試推進薬の内孔形状

ほとんど等しく、波形が若干乱れる。振幅も若干大きくなるが、振動測定試験を通して回転時におけるスタンドに異常は観察されず、安全であることを確認した。

ノズルスロート径はすべて 60.4φ として、薬種による燃焼圧力の調整は次の節で更に述べるように、推進薬長を変えることによって行った。スカート出口径は 298φ (開口比 24.3) で、ディフューザとの間隔は 43mm である (ディフューザ径基準の開口比 40.4)。高密度グラファイトのノズルおよびスカートには、0.5mm 厚のジルコニアコーティングを施行した。また、塩化ビニール製のノズルクロージャを取付け、実験前にイグナイタ取付部を利用して気密テスト (1.5kg/cm<sup>2</sup> を 10 分間) を行い、着火の確実性を配慮した。

### 7.2 推進薬

供試した推進薬は、CMDB 推進薬 (Composite Modified Double-Base, 日本油脂KK製 通称 NOP) でこれはニトログリセリン 33.6%, ニトロセルロース 28%, 可塑剤 8.4%, 過塩酸アンモニウム 30% の基本組成からなる注型可能なダブルベースである。これにアルミニウムを外割で 10% 加えたもので、その粒度分布は図 7 に示す CD 03 および CD 08 の 2 種について実験を行った。CMDB 推進薬の燃焼性能<sup>1)</sup>あるいは平板状推進薬についてのスピン燃焼効果の細かいデータ<sup>2)</sup>についてはそれぞれ報告されているのでここでは省略するが、推進薬組成の変化に対する比推力の変化が小さいというのが最も大きな特徴になっている。

内孔形状は図 8 に示す通り、本実験と平行して燃焼実験を進めていた 140φ スピンモータと相似で、外

径 288φ、ウェッジ厚 53.2mm である。前述したように、薬種によって推進薬長を変えたが、前後部端面のレストリクタ (SBR 製) でその長さの調整を行った。図 7 の CD 08 という推進薬を用いた 4-290SP-4 号機は、他の 3 基と同じ推進薬長にするとかなり高い燃焼圧力が予想された。いくつかの実験を通して、供試推進薬は、ロケットモータをスケールアップすると一定圧力を得る外部制約係数が小さくなること、さらに、スピン燃焼効果はこの推進薬の方が CD 03 より若干大きいことがあらかじめ基礎実験を通してわかっていたので、スピンを与えない状態で有効燃焼圧力が 40 kg/cm<sup>2</sup> になるように設計された。

### 7.3 実験結果および検討

CMDB 推進薬の平板状推進薬テストピースおよび 140φ モータについては実験を行ってきたが、300φ 級モータの資料が乏しいことと、スピンを与えたときの燃焼速度の増加割合がこのクラスのロケットモータはどの程度であるかなどの資料はないので、設備を使用して行う前に 1-290SP-1 号機は 415 rpm の回転を与えて大気圧で行ったのであるが、これによってスピンモータとしてのチャンバおよび推進薬の安全性を確認し、かつ窒素ガスパーズ時期等の資料を得ることができた。平板状のテストピースあるいは 140φ スピンモータの燃焼実験を通して得た加速度に対する燃焼速度のデータから予測したものより若干燃焼速度の増加割合は大きかったが、特にスピンを与えたことによる異常性など観察されなかったので以下の実験を進行させることになった。

表 3 の各項目の定義は図 9 に示す通りで、窒素ガスパーズ信号は計測室操作盤から作動指令信号が出される時期のことで、窒素パーズ時期に実際に作動が開始

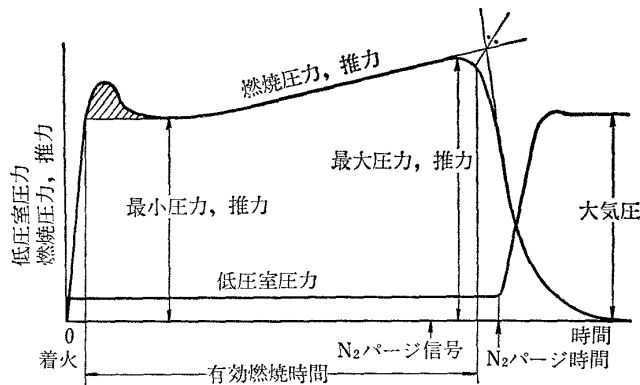


図 9 本実験ロケットモータ性能の定義

される時期を表わす。表 1 あるいは図 11 をみればわかるように、窒素ガスパージの信号を送ってから作動開始まで約 0.3 秒、また、低圧室が大気圧に復活するのに 1 秒弱かかる。領収実験に使用したロケットモータのように燃焼時間が長く、スライバ期も数秒間あればスライバ期に入ってからでも燃焼圧力および推力を検知して窒素ガスパージのためのインターロックを解除させることが時間的に可能であるが、本実験に供試したロケットモータのようにスライバ期が短かく、しかもスピンを与えているため、スライバ期に入る時期を正確に予測することは現段階では困難であることなどから、窒素ガスパージのための燃焼圧力および推力等のインターロックはあらかじめ解除し、タイマーのみで作動するシーケンスを採った。

有効燃焼時間は図 9 に示すように定義され、有効燃焼圧力を算出するときには斜線部は除いた。イグナイタを除いた推進薬のみのスピン燃焼効果を調べるために定義した方式で、イグナイタに再現性があればこれを含めてロケットモータ全体のスピン燃焼効果として定義しても良いが、平行して実験を進めていた平板状

推進薬あるいは 140φ モータとの比較の上で、イグナイタの影響と考えられる圧力上昇分を除いて算出することが望ましいと考えたのである。もちろん厳密にイグナイタの影響分を除くことはできないが、この定義で十分の精度を期待できると考えられる。

回転数は 0 および 415 rpm で、このときの最大加速度は 27.8g である。なお、すべてのモータは調温され、約 20°C にて行った。

結果は図 10 に燃焼圧力の比較、図 11 に例として 3-290 SP-3 号機の推力、低圧室圧力およびディフューザ圧力等の変化を示す。図 10 において、2-290 SP-2 号機および 3-290 SP-3 号機は薬種が同じで、それぞれ 0 および 415 rpm であるから燃焼圧力の相違は全くスピン燃焼効果によるものである。スピンを与えると燃焼圧力が高く、従って燃焼時間が短くなることがわかる。時間が経過するにつれて燃焼圧力の上昇割合が高くなっているが、ロケットモータ中心軸から半径方向に距離が大きい程加速度が大きいことに起因すると考えられるが、スピン燃焼効果の過渡現象を詳細に調べてさらに検討を加える必要がある。140φ モー

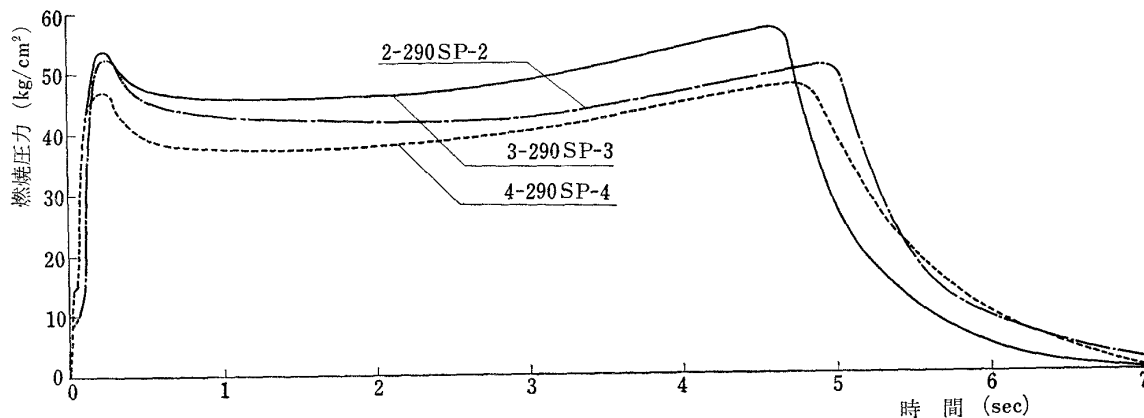


図 10 燃焼圧力の比較

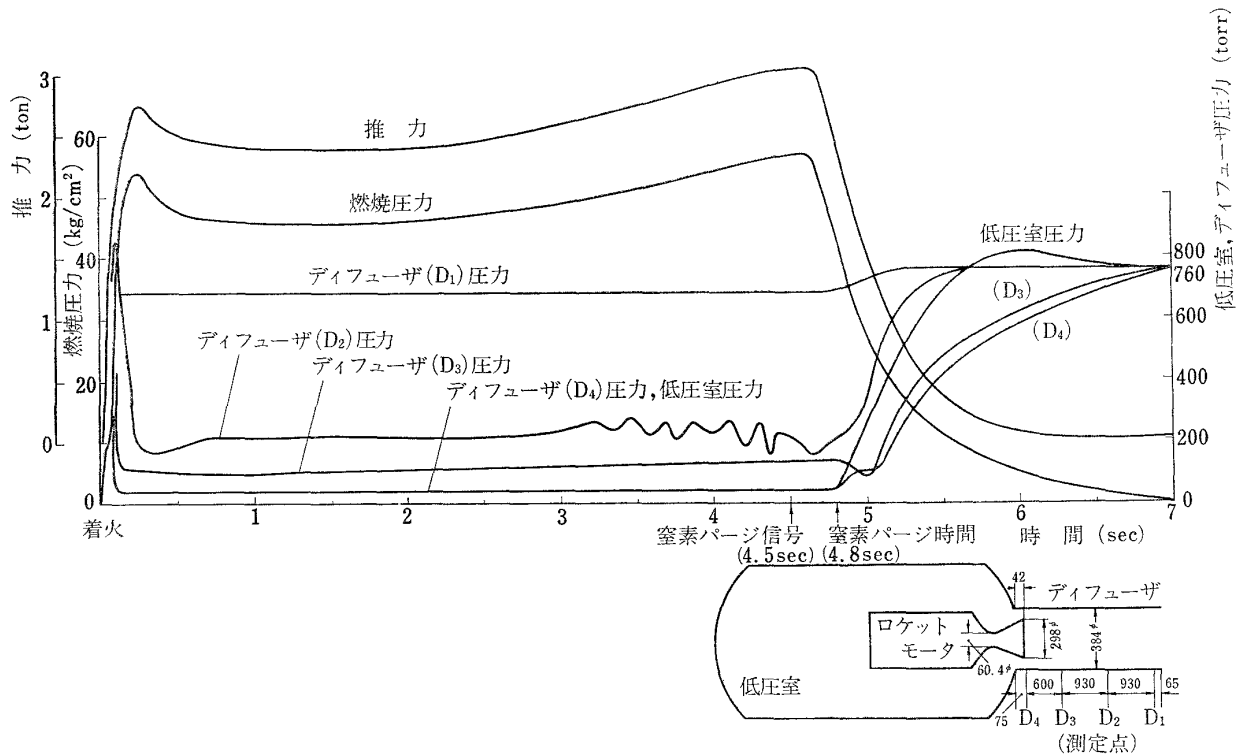


図 11 実験結果の一例 (3-290 SP-3 号機)  
(回転数 415 rpm, 低圧室圧力 40 torr)

タの実験 (680 rpm, 最大加速度 35.7 g) では, 有効圧力 (約 40 kg/cm<sup>2</sup>) の上昇が約 5.6%, 燃焼速度の上昇が約 5.3% であるから, 本実験の場合の圧力上昇 10.4%, 燃焼速度上昇 8.3% は予想より大きいことがわかった。

推進薬長を変えて燃焼圧力を調整した 4-290 SP-4 号機については, 薬種を変えたことによる (本実験ではアルミニウム分布のみ異なる) 比較は図 10 から行うことが困難であるけれども, 次のようなことが理解される。スピンを与えないときは二種の薬種はほとんど同じ燃焼速度であるから, 表 3 からわかるように, 4-290 SP-4 号機のスピンを与えない時の燃焼速度は 2-290 SP-2 号機と同程度か, 圧力の差を考慮すれば 10.8 mm/s よりさらに小さくなるはずであり, かなりのスピン燃焼効果がでている。そして, 3-290 SP-3 号機との圧力差を考えれば, この薬種の方の燃焼速度の増加割合が大きくなり, 予想された通り CD 08 推進薬の方がスピン燃焼効果が大きいことが理解される。

あらかじめディフューザ径を基準とした計算によって最小始動燃焼圧力 (ブレイクダウン時の燃焼圧力) を求めて窒素ガスパージ時期が適当であることを確かめ, さらに低圧室圧力を予測した。図 12 に理論的

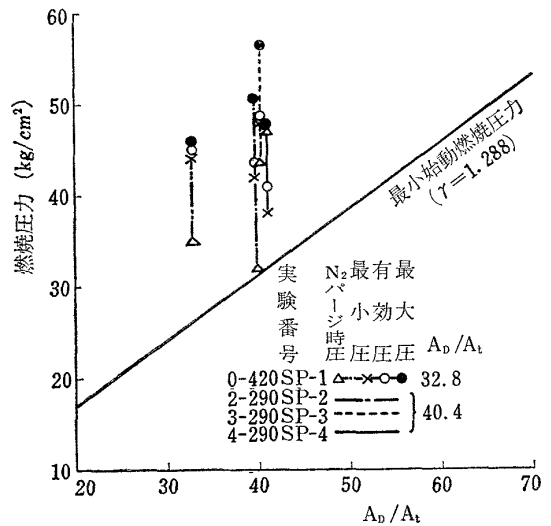


図 12 最小始動燃焼圧力と実験範囲

に求めた最小始動燃焼圧力 ( $\gamma=1.288$ )<sup>4)</sup>と実験範囲を示す。2-290 SP-2 号機の窒素ガスパージ時圧力はブレイクダウン寸前であり, 実際に後部軸受台のディフューザ側は他の実験と比べてかなりのすすで汚れた。3-290 SP-3 号機については図 11 に例として示してあるが, これはまだブレイクダウンまで余裕がある。しかし, 特にスライバ期以前のデータに着目するような場合であれば設備も全く汚染されず, ほぼ標準的な

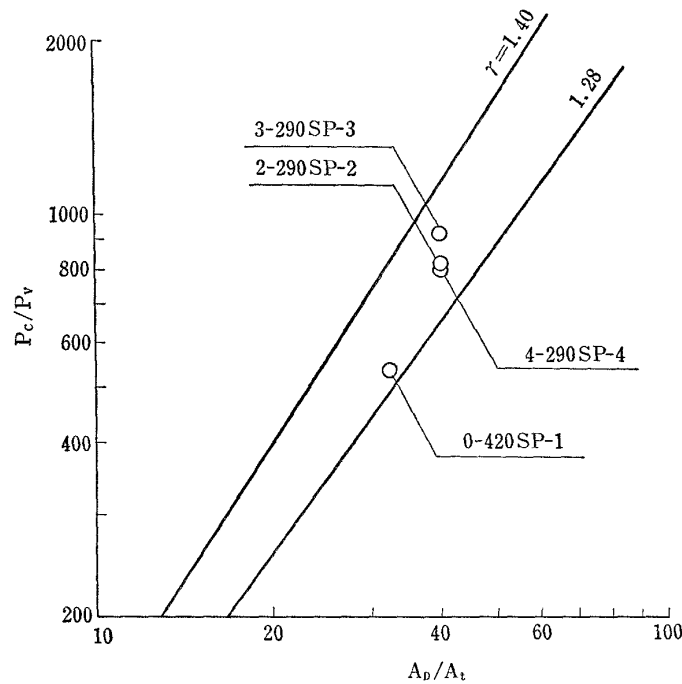


図 13 燃焼圧力と低圧室圧力の比

窒素パージであると考えられる。4-290 SP-4 号機は推進薬が異なるにもかかわらず大気圧環境下で実験しておらず、しかも前述の通りスピン燃焼効果も大きいことがわかっていたので、予想された適当な窒素パージ時期より安全を期して 0.3 秒早く窒素パージを行った。そのため、実験結果はスライバ期に入る以前に窒素パージがなされた。この実験条件の差が比推力の比較に難点を残している。図 13 に理論的に算出した  $A_D/A_i$  に対する燃焼圧力と低圧室力の比を示す<sup>3)</sup>。実験点は丸印で示してあるが、2-290 SP-2 号機の窒素パージ時燃焼圧力が  $\gamma=1.288$  の最小始動燃焼圧力とほぼ一致したことからわかったように、 $\gamma=1.29 \sim 1.3$  付近に実験点がばらついている。図 11 にてわかるように、ディフューザ圧力の 4 番は低圧室圧力とほとんど一致する。その他のディフューザ圧力もすべての実験について、図 11 の例に示すものと同様の変化を示す。低圧室に取付けたピックアップの機械的振動のためであると考えられるが、燃焼中の低圧室圧力の振動が大きく計測され、この実験の燃焼圧力の範囲では燃焼圧力による低圧室圧力の変化をはっきりとは捉えることはできず、ほぼ一定であった。今後は低域濾波等の配慮をして低圧力の変化を調べていく必要がある。

比推力は表 3 に示す通り 2-290 SP-2 号機が最も大きく、スピンを与えた 3-290 SP-3 号機および 4-290

SP-4 号機は小さい。スピンを与えると、推進薬に含まれるアルミニウムが遠心力のためチャンバ壁に残って燃焼せず、比推力が低下することが知られているが、表 3 に示す比推力の低下はすべてこの影響であるとするのは早計である。窒素ガスパージ時期が 2-290 SP-2 号機が特に遅く、ブレークダウンぎりぎりであることを考えると、他と比較して長い間低圧環境下で燃焼したことになり、このため比推力が他のものより高いともいえるからである。4-290 SP-4 号機は逆に最も早く窒素パージがなされているので比推力が小さくなり得る。3-290 SP-3 号機と 4-290 SP-4 号機の窒素ガスパージ時期がスライバ期始まりの時間をそれぞれ前後しているにもかかわらず二者の比推力の差は、2-290 SP-2 号機より特に小さいことから、比推力に対するスピンの影響はかなり出ていることが考えられるが、これだけの実験から定量的に見積ることはできない。すべての実験が一定の低圧室圧力であり、スライバ期も含めて低圧環境下でなされていれば、スピン燃焼効果による比推力の低下等の結果を明確な形で述べる事が可能になるであろう。今回の実験の有効燃焼時間内では低圧室圧力はほぼ一定であるが、燃焼圧力の差もあるので、推力係数  $C_F$  を実験値から算出して、最適膨脹したときの実線の理論値<sup>3)</sup>と共に図 14 に示す。回転を与えない 2-290 SP-2 号機が特に他と異った傾向にあることがわかる。

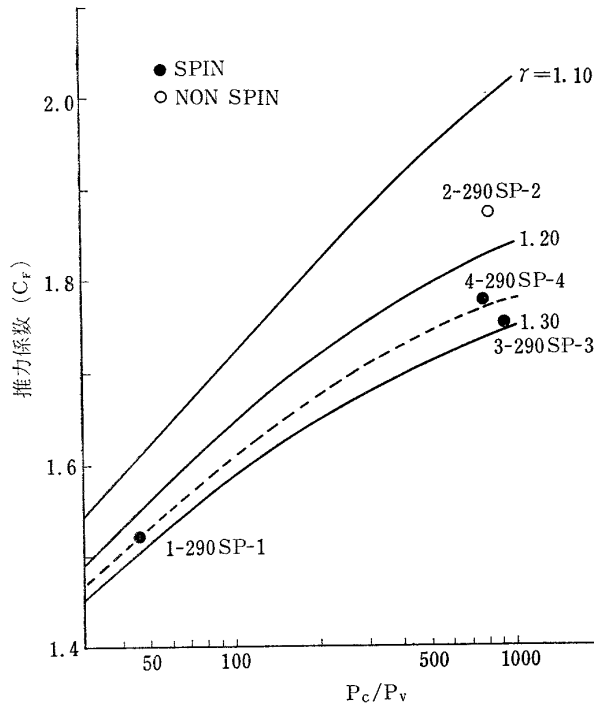


図 14 推力係数

理論実線は文献 3), 実験点は次式による。

$$C_F = (\text{有効平均推力}) / (\text{スロート面}) / (\text{有効平均圧})$$

## 8. む す び

スピン燃焼試験設備の概要を紹介し、本設備によるいくつかの実験結果を報告した。以上述べてきたように、実験を通して本設備の諸機器はその機能を十分に発揮することが明らかにされ、それらの有機的な連動も有効に行われることがわかった。特に、スライバ期に入ってから燃焼室の窒素ガスパーシ及び低圧室の安全蓋浮上後の空気の導入等の作動は、低圧室圧力の変化、時間等の再現性が良く、試験終了後の低圧室の汚染はほとんどない。以上合計5基の燃焼実験を通して300φ級の回転する固体ロケットモータの低圧環境下における性能についてその概要を把握でき、今後の実験計画に貴重な資料を得ることができた。数少ない実験であるため、数量的に明確な形で表わすことはできないが、基礎実験からスケールアップしたことによる影響、比推力の低下、さらに、最小始動燃焼圧力、低圧室圧力、ディフューザ圧力等の予測値との差についておおまかな傾向を知ることができた。

ロケットモータの排気エネルギーを利用して高空環境下をシミュレートするいわゆる簡易高空性能試験設備としてはほぼ完成された設備と考えられる。

現在、当角田支所には、燃焼ガスを吸引、排出するための排気設備を有する液体および固体ロケットエンジン高空性能試験設備 (HATS) を建設中で、スピ

ン燃焼試験設備にも連結される計画である。現在の384φのディフューザが780φに拡大されて低圧室に連結される。これによって、約5トン級の回転する固体ロケットモータの燃焼試験が可能になり、蒸気エゼクタ装置を有するため、低圧室圧力も現在よりさらに低くでき、しかもスライバ期に入ってからでも燃焼終了寸前までの低圧環境下の実験が可能になる。回転する固体ロケットモータはスライバ期が長くなる傾向にあることを考えれば、極めて有用な一連の設備となり、待望される。

本スピン燃焼試験設備は、その計画から製作、領収に至るまで長洲秀夫空力第一部長、当時の田畑浄治計測研究室長 (現在宇宙開発事業団)、宇宙研究グループの五代富文リーダー、山中龍夫リーダーその他の宇宙研究グループの方々、並びに角田支所各位の終始変らぬご指導、ご検討とよって完成したものであります。主製作は石川島播磨重工業KKが担当し、その多大なる努力によって計画の達成をみるに至りました。関係各位のご協力を得たことを付記し感謝の意を表します。

本実験は昭和46年度科学技術庁特別研究費によってなされ、大塚貞吉角田支所長には、実験計画から遂行まで終始変らぬご鞭撻、ご助言を賜りました。実験の際には、高橋守、泉川宗男両技官の協力を得ました。また、ロケットモータの製作に当っては日本油脂KK武豊工場、日産自動車KKのご協力を得たのでここに感謝致します。

## 記 号

- $A_D$ : ディフューザ断面積
- $A_t$ : ノズルスロート面積
- $C_F$ : 推力係数
- $P_c$ : 燃焼圧力
- $P_v$ : 低圧室圧力
- $\gamma$ : 比熱比

## 文 献

- 1) 五代富文, 岡部祐二郎, 清水昭紀, 伊藤克弥, 西村久男; 固体ロケットの比推力測定の標準化, 航空宇宙技術研究所資料 TM-203, 1971
- 2) 石井進一, 新岡 嵩, 三谷 徹; 加速度場における CMDDB 推進薬の燃焼, 第15回宇宙科学技術講演会予稿集, p. 105, 1972
- 3) G.P. Sutton; Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, Inc. p. 37, 1967
- 4) A.H. Shapiro; The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, The Ronald Press Company, p. 159, 1953

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 喬, 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, 斎藤秀夫 橋武敏, 多田保 林洋一, 戸田勸 日下和夫, 越出慎一 築地恒夫, 中井映一 森田甫之, 菊地孝年 高橋 実, 東久保正
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	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
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

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234号

昭和47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

