

UDC 621.455:
621.435:
629.76.036.54
001.4.

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-203

固体ロケットの比推力測定の標準化

五代 富文・岡部裕二郎・清水昭紀

伊藤克弥・西村久男

1971 年 6 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲秀夫, 吉沢昭 松崎貴至
TM-161	燃料蒸発管に関する研究(Ⅱ) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(Ⅰ)	1969年9月	藤森義典, 山崎浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞試験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡遠一
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 大堀内正司, 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)	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JR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	FA-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 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	高橋伸
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, 湯沢克宣 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 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

固体ロケットの比推力測定の標準化*

五代 富文**・岡部裕二郎**・清水 昭紀**

伊藤 克弥**・西村 久男**

Standard Ballistic Test Evaluation System for Solid Rocket Propellants

by Tomifumi GODAI, Yujiro OKABE, Shoki SHIMIZU,
Katsuya ITO and Hisao NISHIMURA

An accurate and standard specific impulse measurement system with an overall error not exceeding 0.1% for solid rocket propellants is described. After investigating a conventional specific impulse measurement system existing at the National Aerospace Laboratory, some new design concepts, consideration of ballistic evaluation of a solid rocket motor, an accurate thrust stand, and electronic equipment and environmental conditions are discussed. The results of system tests, static calibration and motor firing tests are also described.

1. はじめに

ロケット・モータの性能を示すパラメータのうち、最も重要な比推力 (Specific Impulse) I_{sp} はプロペラントの単位流量当たりの発生推力で定義され、プロペラントの組成、燃焼室圧力 P 、環境圧力 P_a 、ノズル開き角 β 等の関数である。比推力は理論的に (1) 式で表わされる。

$$I_{sp} = \frac{1}{2(1+\cos\beta)} \sqrt{\frac{2J}{g_0}(H_c - H_e)} + (P_e - P_a) \frac{A_e}{\dot{W}_p} \quad (1)$$

ここで、 $\frac{1}{2(1+\cos\beta)}$ はノズルの開き角 β のための補正項、 H_c は燃焼室内でのエンタルピー、 H_e はノズル出口におけるエンタルピー、 P_e はノズル出口圧力、 A_e はノズル出口面積、 \dot{W}_p はプロペラントの流量である。比推力はこのように理論計算によっても求められるが、燃焼室内における燃焼効率、ノズル内における反応速度、ノズルの二相流内の気相と凝結相間の温度および速度遅れ、壁面への熱伝達による損失等があり、これらを正確に予測することは困難であるため実験的に比推力を高精度で測定することは非常に

重要である。

実験的に比推力を求めるに際して液体ロケット・エンジンの場合には、燃焼試験時に瞬間推力とプロペラント流量の瞬時値から (2) 式により、その時の燃焼室圧力、環境圧力、ノズル開口比 ϵ 等に対する比推力の値が求められる。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{W}_p} \quad (2)$$

ここで、 F は推力である。

これに反して固体ロケット・モータの場合においては、プロペラント流量の瞬時値は得られず全燃焼時間 t_b にわたっての積分値であるプロペラント全消費重量から (3) 式によって比推力を求める必要がある。

$$\bar{I}_{sp} = \frac{\int_0^{t_b} F dt}{W_p} \quad (3)$$

ここで、 W_p はプロペラント消費重量である。

すなわち、固体ロケット・モータの場合、あくまでも得られる比推力は平均比推力であり、真の意味での、ある燃焼室圧力に対する比推力の値は得られない。着火時も含めて全燃焼時間中一定の燃焼室圧力を保ち、燃焼終了時には燃焼室圧力が定常値から瞬間的に零に復帰するという厳密な中立燃焼を行なうようなグレイン形状のプロペラントを用いれば、平均燃焼室圧力における平均比推力はその燃焼室圧力における比推力を

* 昭和 46 年 3 月 23 日受付

** 宇宙研究グループ

表わすことになる。しかし、ここまで条件を一定化しても、燃焼室容積の常に一定な液体ロケット・エンジンとは異なって固体ロケット・モータの場合には、モータ内空胴体積が燃焼の進行にともって増加するための燃焼効率の変化はさけることができない。

このように固体ロケット・モータの比推力を正確に求める際に問題になることは、推力の全燃焼時間にわたっての積分値である全力積 (Total Impulse) $\int_0^t F dt$ と燃焼時間中に消費されたプロペラント重量を正確に求めることばかりでなく、前述のごとく全燃焼時間にわたって可能な限り燃焼室圧力を一定に保ち、また、いわゆるスライバ燃焼 (Sliver, 燃焼末期に残存するプロペラントが低い燃焼室圧力で燃焼するため、その瞬時の比推力の値は低下する。) を減らすことが必要である。さらに、プロペラント温度、環境圧力、ノズル開口比、ノズル開き角等を規定することも環境条件一定化のために必要である。

ところが、このように固体ロケット・プロペラントの比推力の測定に際して種々のパラメータがあるにもかかわらず、固体ロケット・モータの燃焼試験による比推力評価の方法は日本のみならず世界中で必ずしも標準化されておらず、このため統一的な標準ロケット・モータによる比推力の標準測定法が望まれている。しかし、実際には、試験研究機関および会社ごとに大きさ、構造、グレイン形状の異なった固体ロケット・モータを異なったテスト・スタンドおよび計測系で、さらに異なった条件下で試験し、さらに異なった解析法を行っており、プロペラント性能の相互比較はもとより、絶対的な測定にも大きな疑問があった。

本報告は、固体プロペラントの比推力の標準測定のための標準型固体ロケット・モータと、それ専用に航空宇宙技術研究所に設置した推力最大 450 kg の高精度テスト・スタンドと計測系の計画と誤差解析と試験、さらに実例として一連の燃焼試験の結果について記す。

2. 従来方式の固体ロケット用テスト・スタンドと計測系

従来わが国に設置されている固体ロケット用のテスト・スタンドと計測系の大半は、比推力を良い精度で求めることがかなり困難であると考えられる。これらは一般には、供試モータの寸法、推力の大きさ、燃焼時間の異なるものに対して汎用的に使用されることが多く、単能用テスト・スタンド系よりも測定精度は当然

低くなるが、汎用であるということは測定精度があまり高くないという理由の一つにしか過ぎず、大半のテスト・スタンド系は設計製作、操作に際して測定精度に対して十分な検討がなされていないためというのが現状であろう。このような従来方式のテスト・スタンドの一例として、当研究所に昭和37年度に建設した最大測定可能推力1トンの水平型テスト・スタンド系を取り上げることとする。このスタンド系をわれわれは推力測定にはほとんど用いていないのが現状であるが、この系の推力測定誤差の大きさとその原因を検討し、そして新たに昭和43、44年の2年間にわたって推力最大450 kg の高精度テスト・スタンド計測系の整備を完了した。したがって順序として、まず、推力の高精度測定のための問題点を調べるために従来型テスト・スタンド系について、構造、特性を述べる。従来型テスト・スタンドと従来型計測系を、それぞれ、図1および2に示す。外径70~160 mm、長さ300~1200 mm、推力最大1トンの固体ロケット・モータは上下3組のローラによって保持され、軸方向にのみ運動が自由であり他方向には拘束されている。ロケット・モータの鏡板はアーム板を介して、モータと同軸上にレールに対して固定されたロード・セルに推力を伝達する。ロード・セルは圧縮作動のストレン・ゲージ型である。推力較正は燃焼試験の前後に行なっているが、鏡板とボルト締めのアーム板を2本の剛な引張ボルトを介して油圧ジャッキで引張ることにより行なう。ジャッキと引張ボルトの間には環状ばね型力計を取り付けて較正荷重を読みとる。テスト・スタンドへのプリロードは、同一油圧ジャッキによりプリロード用ピストンを加圧して引張ボルトに引張力を与えることにより行なっている。なお、テスト・スタンドは防爆型実験棟内に設置されているため風雨の影響は受けないが、特に温度調整を行っていない。

計測系はアナログ方式であり、ロード・セルのストレンゲージに供給する周波数5 KHz、電圧3Vの搬送波を発振、印加し、ブリッジ・バランスをとり、ストレンゲージ出力電圧を増幅整流する動歪計の出力信号を、主として直視式電磁オシログラフに記録する。記録を読みとり、較正曲線と比較して推力の瞬時値が得られる。この推力の全燃焼時間にわたっての積分値である全力積を数値計算により求め、最終的な比推力はこの全力積を製造時のプロペラント重量で除すことにより求めている。そして、このような従来方式のテスト・スタンド系では十分に満足できる計測精度が得られず、抜本的対策を施さなければ推力測定精度

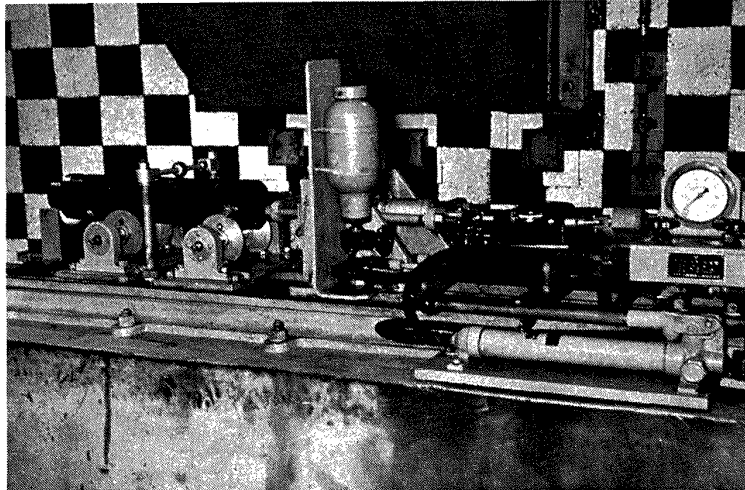


図 1 従来型テスト・スタンド

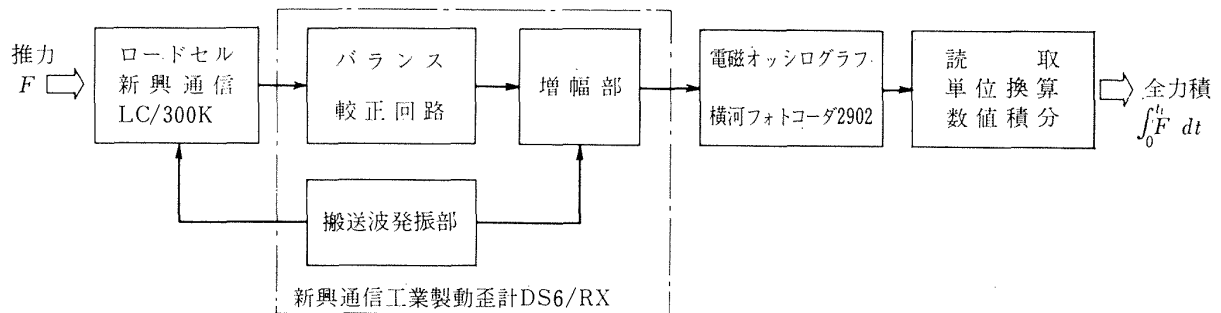


図 2 従来型計測系のブロック・ダイアグラム

の飛躍的向上は望めないのが実情であった。

従来型テスト・スタンド系において推力測定精度上問題となると思われた点は次の通りである。

(1) 推力校正用基準環状ばね型力計

推力校正の基準となるばね型力計は容量 500 kg の場合、計量研究所の検定によれば荷重を 0 から定格値まで増加させる場合（増加サイクル）、非直線性は、0.16%，荷重を定格値から 0 へ減少させる場合（減少サイクル）には、0.12%，ヒステリシスは読取り誤差範囲内であるので最小目盛の 1/10 まで読取れるので 0.02% 以下である。なお、非直線性、ヒステリシスは図 3 のごとくとり、フル・スケールに対する百分率で表わすものとする。すなわち、増加サイクルの非直線性は 0 点と定格における出力値 (A 点) を結ぶ直線からの増加サイクル時の出力の最大偏差 δ_+ を出力 OB で除したものの百分率、減少サイクルの非直線性についても同様のとり方とする。ヒステリシスは、増加、減少サイクル経過後の残存推力 OC を OB で除して百分率で表わす。

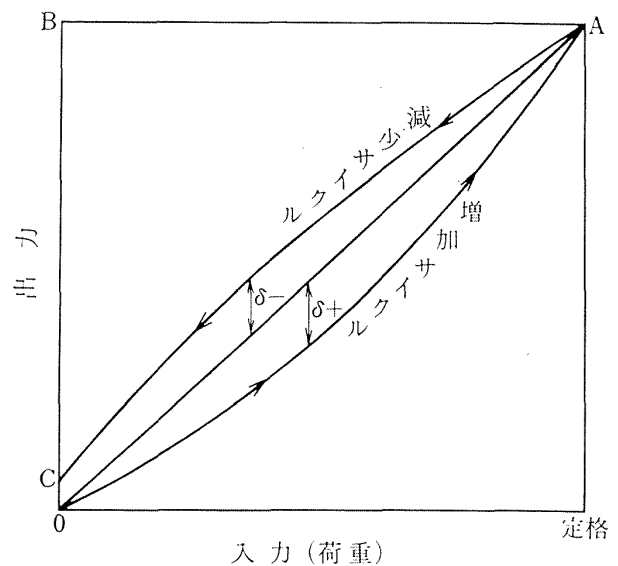


図 3 非直線性およびヒステリシスの定義
 増加サイクルの非直線性 $\equiv \delta_+ / \overline{OB}$
 減少サイクルの非直線性 $\equiv \delta_- / \overline{OB}$
 ヒステリシス $\equiv \overline{OC} / \overline{OB}$

(2) 較正用負荷装置の油洩れ

較正荷重をかけるための油圧ピストンは摩擦の影響を少なくするために、シリンダとの間にOリング、パッキングが組みこまれていないため若干の油洩れがあり、油圧アキュムレータの容量が有限のため較正中に油圧が低下し荷重が減るため、ばね型力計の読みが減少する。この減少量はばね型力計のダイヤル・ゲージの最小一目盛以内には手動で調節しているので、較正荷重のドリフトによる読みの誤差は定格値に対して0.2%下であるといえる。

(3) ロードセル

推力を電気信号に変換するロードセルには、一例として新興通信工業(株)製ストレン・ゲージ型ロードセルのLC/300Kを使用している。これは定格荷重300kgで製造会社の試験成績書によれば、非直線性は0.5%、ヒステリシスも同じく0.5%である。

(4) 較正装置リンクの不整合

ロケット・モータの鏡板、アーム板、引張ボルトの取り付けが機械的遊び、直角度の不正確さのために、モータと油圧ジャッキ軸心から、これら仲介のリンク装置が偏ることが経験されている。この偏角が最大1/100rad程度となるため、実推力と比べて較正荷重が0.01%低く現れることがありうる。

(5) テスト・スタンドのローラの摩擦力

ロケット・モータは、これを保持している3組のローラによって締められているため、モータの軸方向変位に対して摩擦による拘束力が働いている。ローラの回転開始以前の静すべり摩擦による機械的ヒステリシスの大きさは、モータ軸方向に0.25kgの荷重をかけた時にローラが動き出すことから、定格推力500kgの場合ヒステリシスは0.05%であるといえる。

(6) 動歪計

従来型計測系に使用している新興通信工業(株)製動歪計はDS6-RX型であるが、ロードセル内のブリッジへの印加電圧の安定性、零バランスの精度についてはデータが無いので誤差解析に入れられないが、増幅器の非直線性はカタログによれば1%である。

なお、燃焼実験の直前直後に電氣的に較正信号を記録紙に記録しているが、この値の再現性、ドリフトは分っていない。

(7) 電磁オッシログラフの記録誤差

最終的な記録器として、横河電機製の直視式電磁オッシログラフであるフォトコーダ2902型にガルバノメータとしてG-1000Aを用いている。ガルバノメータの非直線性は読取り誤差も含めて非直線性は0.25%

とかなりカタログ値よりは優れている。全力積の計算には時間の誤差も入ってくるが、フォトコーダ内蔵のタイミング・ランプの精度は、同期電動機を用いているから電源周波数の変動に依存する。航空宇宙技術研究所の場合、電源周波数の変動は $\pm 0.2\%$ である。

(8) 読取り誤差等

電磁オッシログラフの記録紙からトレースの読取誤差は個入差にもよるが0.2mm程度であるので、約0.5%づつ推力のデータおよび較正值に誤差が入りえよう。なお、全力積を求める際の数値積分にもその方法、時間間隔のとり方によって誤差が入るが、その誤差は小さいものと考えられる。

これらの考えられる誤差の構成要素として未だ足りないものも、また、重複しているもあるであろうが一応これらの誤差が均等に起こりうるものとして全ての要素から自乗平均誤差の平方根(RMS誤差)をとると表1のごとくなる。

表1 従来型テスト・スタンドおよび計測系の推力測定誤差

ばね型力計	非直線性	0.16%
"	ヒステリシス	0.02
較正装置	ドリフト(油洩れ)	0.2
"	誤差(機械的不整合)	0.01
ロードセル	非直線性	0.5
"	ヒステリシス	0.5
テスト・スタンド	ヒステリシス	0.05
動歪計	非直線性(カタログ値)	1
電磁オッシログラフ	非直線性	0.25
"	タイミング誤差	0.2
"	読取り誤差	0.5
合計	RMS誤差	1.39%

すなわち、従来のテスト・スタンドと計測系を用いている限り、熟練によって多少精度の向上は望めるとしても、やはり、総合的に約1%の推力測定精度以上は望めそうもない。これを飛躍的に0.1%以下にまで向上させるためには、テスト・スタンドおよび計測系を根本的に改める必要があることがわかる。

3. テスト・スタンドおよび計測系と標準型固体ロケット・モータの計画

2章で示したごとく、従来型のテスト・スタンドおよび計測系と一般の固体ロケット・モータは精度の高い比推力計測という点において、かなり基本的な問題が存在している。試験に供される固体ロケット・モータ

タまで含めて理想的な推力の較正および計測系は次のようなものであろう。

- (1) 較正荷重に全く誤差がない。
- (2) ロードセルは負荷によって変形を起こさず軸方向荷重にのみ感じる。
- (3) ロケット・モータ保持装置はヒステリシスがなく、また、設定時はもちろんのこと荷重がかかった場合においても、ロケット・モータ、ロードセル、較正装置の軸心のずれが起きない。
- (4) テスト・スタンド系に動特性誤差が入らない。
- (5) ロードセル出力は荷重に正確に比例し、信号伝送中に誤差が入らない。
- (6) データ解析の際に人的誤差、数値解析誤差が含まれない。
- (7) 環境温度は常に一定で温度差による固体ロケット・モータの性能やロードセルの特性の変化、およびテスト・スタンド機械系の熱膨張がない。
- (8) 供試ロケット・モータはスライバがなく、燃焼面積、プロペラント重量が一定で、全燃焼時間にわたって燃焼室圧力が変化しない。
- (9) 高空をシミュレートした状態における燃焼試験に際しては、真空度は一定で、テスト・スタンドおよび計測系は真空の影響を受けない。

われわれは標準型固体ロケット・モータの比推力を0.1%よりも高い目標精度で測定するための最大推力450 kg用テスト・スタンドおよび計測系を対象として取り上げ、上記各項目について検討を加え、理想系に近ずけるための具体策を示すこととする。

3.1 較正装置

較正装置は理想的には、燃焼試験と同一状態に設置されたロケット・モータに対して、燃焼した際に発生する推力がかかると同じように推力と同一の荷重をかけること、また、燃焼試験の直前直後に較正を行なうことによって環境条件による誤差を最小にすることが重要である。このため、推力較正装置はテスト・スタンド系内に組みこまれており(In-place)、別個の装置、場所、計測系を用いたのでは単体の較正には意味があるが、系全体の較正としては不適當である。推力較正装置としては各種の方法が考えられ、あるいは、用いられているが、要求精度、装置の大きさおよび複雑さ、荷重の大きさ、所要経費によって使用する較正装置を決めなければならない。(a)基準環状ばね型力計は、負荷装置としてのウォーム・ギアあるいは油圧ジャッキと組み合わせて、安価、軽便なため広く使用されているが、2章で示したごとく、われわれの従来型テス

ト・スタンドに使用している場合には非直線性が0.16%であるため、総合測定精度0.1%を目標とすると採用は不可能である。(b)荷重較正装置として重錘はそれ自体十分に高い精度で重量の検定が可能であるが、大荷重の場合に装置が大きくなること、供試ロケット・モータ軸方向(一般に水平方向)と重錘負荷方向(鉛直方向)が一致しないため、および、重錘荷重を減らすためにレバーで縮小すると、ベアリング、フレキシャ、レバー・アーム、ピボット等を介して力を伝達することにより、その部分から誤差が入ることが問題である。(c)基準ロードセルは(a)と同様負荷装置としてのウォーム・ギアあるいは油圧ジャッキと組み合わせて使用され、低費用、簡便である割に高い精度が得られるので近時広く使われている。しかし、較正時に静的にのみ使われるとはいえ、基準ロードセルとして推力測定用ロードセルと同一種類のものを用いているから、測定用ロードセルと比較して基準ロードセルがより高精度というわけにはいかない。したがって、この方式はかなり高い精度を要求している新型テスト・スタンドの場合には最も適当な較正方法であるとはいえない。(d)基準油圧/基準ピストン方式は、検定された重錘が正確な寸法のピストンに作用して発生した基準油圧を較正荷重発生用の正確な寸法のピストンにかけることによって正しい荷重を生じさせるものである。この場合、小型の荷重で用が足りるため装置は小型となり、油圧を介しているため荷重の方向を変換するに際してレバー、ピボット等を全く使用せずこれに関連した誤差が入ってこない。また、比較的安価であり、取扱いも容易であるため、われわれはこの方式を新型テスト・スタンドの較正装置に採用することに決めた。なお、重錘の昇降を自動遠隔操作で行なうと実験の直前直後に速やかに較正ができ、これが理想ではあるが、構造が複雑になるため手動方式とした。

3.2 ロードセル

ロードセルは軸方向の機械的変位を感知して信号をとり出すものであるから、本質的に軸方向のコンプライアンスを有している。また、軸方向以外に軸と直角方向の荷重や曲げモーメントにもある程度感度を有している。これらは前記の理想的なロードセルと異なる点で、構造によってその大きさには差はあるが現実のロードセルでは避けることができない。しかし、その影響が可能な限り小さいロードセルを選ぶことによって理想的なロードセルに近ずけることができる。また、ロードセルは環境の影響を受けないよう密封されている必要があろう。これは、裸のロードセルの場合、燃

焼ガスによる対流、火炎からの放射、ロケット・モータからの伝導等の熱流による温度差が原因となって、熱電対として用いられるコンスタンタンに組成が近いストレン・ゲージ素線とリード線の銅線間で熱起電力が発生するおそれがあり、また、湿気によるリークも考えられるので、低電圧レベル計測の場合には特に問題となりうるからである。当然のことではあるが高精度の推力較正、測定系に対しては前 3.1 項の推力較正装置とともにロードセルが非常に重要であり、国産品ではわれわれの要求に合致した仕様のものが見あたらないため上記の点も考慮に入れて、米国ボールドウィン・リマ・ハミルトン社 (BLH) ロードセルを新型高精度テスト・スタンドに用いることとした。

3.3 ロケット・モータ保持装置

ロケット・モータを保持する機構として各種の方法が用いられてきた。そのおもなものは、(a) ローラ、(b) リンク型揺動台、(c) ワイヤ吊り、および (d) フレキシア支持揺動台であろう。(a) のローラは従来型テスト・スタンドに用いられており、前述のごとく摩擦による不感帯が原因のヒステリシスの存在、同じ原因による直線性の劣化が問題である。(b) のリンク型揺動台は、揺動台と基礎の間に組みこまれるリンクの可動部に多数のベアリング類を用いるため、摩擦の影響はローラによるものよりも大きく、さらに、負荷時のロードセルの変位分によりモータ軸心の高さが変化することにも問題がある。(c) のワイヤ吊りは摩擦とモータ軸心高さの変化がほとんど無く、負荷時のロードセル変位分に相当する反力も無視できるほど小さいのでかなり理想系に近いが、供試ロケット・モータの組付け、アラインメントの調整等は非常に困難で、あまり実際的な方法とはいえない。(d) のフレキシア支持揺動台は、摩擦によるヒステリシスはなく軸心合わせ、組立、調整は容易であるが、リンク型揺動台と同じく、推力がかかった場合のロードセル変位によるロケット・モータ、ロードセル、較正装置間の軸心のずれは避けることができない。われわれは、ヒステリシスを無くすことと優れた直線性を期待し、また、作業性を重視して、(d) のフレキシア支持揺動台を新型テスト・スタンドに採用することとしたが、この際、フレキシアの軸方向荷重に対する反力とロードセル変位による軸心のずれの影響を最小にするために、フレキシアの長さを大きくすることとした。

3.4 動特性誤差

機械的振動を考えるに際しては、テスト・スタンドは基礎コンクリート、ロードセル、揺動台と供試モ

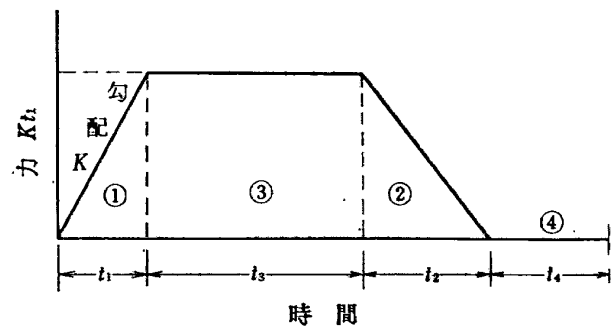


図 4 テスト・スタンドの動特性誤差

ータに大別される。この際、基礎コンクリートは無限の質量を有し、また剛体であると考えてよいであろう。ロードセルはあるばね定数と減衰係数をもっており、揺動台は、それを支持しているフレキシアのばね定数がロードセルのそれに比して十分に小さいので無視すると質量のみ考えればよからう。また、供試モータはある質量を有している。そして、これらが一自由度の振動系を形成している。この測定系の動特性に関連して測定誤差が生じるが、これを評価するにはその系の微分方程式を解けばよい。

文献 1) によれば、図 4 のごとく時間に対して梯形の力、すなわち、互に異なる力の立ち上り勾配と下り勾配を有し、その間には一定推力を出すロケット・モータがテスト・スタンド振動系に作用した場合の動特性誤差 E は次式で表わされる。

$$E = \frac{K}{\omega^3} \left[\frac{h(3-4h^2)}{\sqrt{1-h^2}} (e^{-\omega h t_1} \sin \omega t_3 \sqrt{1-h^2} - e^{-\omega h (t_1+t_3)} \sin \omega (t_1+t_3) \sqrt{1-h^2}) - (4h^2-1) (e^{-\omega h t_1} \cos \omega t_3 \sqrt{1-h^2} - e^{-\omega h (t_1+t_3)} \cos \omega (t_1+t_3) \sqrt{1-h^2}) \right] \quad (4)$$

ここで、 K は推力の立ち上り勾配、 ω は固有振動数、 $h=c/c_{crit}$ は臨界減衰係数と減衰係数の比であり、 t_1, t_3 は図 4 で規定されている時間である。

われわれの対象となるロケット・モータとして、推力が 250 kg へ立ち上るのに 50 msec 要し、燃焼時間が 2 sec で立ち下り時間が 0.1 sec のものと考え、また、テスト・スタンド揺動台とモータの合計重量が 40 kg、ロードセルのばね定数を 3.6×10^4 kg/cm、減衰係数を臨界値の 0.02 倍として動特性誤差を求めると、系の固有振動数は 150 Hz で、全力積誤差 $E = 1.8 \times 10^{-20}$ kg·sec となる。これは全力積の計画値 500 kg·sec と比較すると完全に無視できる量である。このように動特性誤差が小さいのは減衰係数が非常に低いことと、ロケット・モータの推力立ち上りが比較的

遅いためである。

3.5 計測装置

従来型計測系の検討でも明らかなように、信号をアナログ処理しては、目標の測定精度 0.1% には到底到達しえない。そこでデジタル処理を行なうとしても、ロードセルのブリッジへの印加する直流電圧を正確に与え、荷重に正確に比例した出力電圧をできることなら低電圧レベルのままでデジタル処理することを考えた。高電圧レベルの方が処理が容易であるが、増幅器を通すことによって計測系の非直線性、ヒステリシス、零点ドリフトが増大して、総合精度がこの部分で規制されてしまうおそれがある。逆に低電圧レベル処理では、高電圧レベルの場合には無視できる接触抵抗、リークおよび熱起電力誤差に考慮を払う必要がある。しかしながら、これらは主として計測系の環境条件を良い状態で一定に保ち、優秀な部品を使用し維持を十分に行なうことによって低くおさえることができる。われわれの新型テスト・スタンド、計測系においては、計測系は当然、空調室内に置かれるし、テスト・スタンド自体も空調はないが実験室内に設置され風雨にさらされることがないため、これらの問題は少ないものと考えられる。また一般に、複雑な系は誤差を生じやすいので計測装置についても単能とし、融通性には欠けるが主として全力積を 1 チャンネルだけ正確に測定することを目的とした。ロードセル出力を電圧周波数変換器へ入れて、その連続したパルス列をデジタル・カウンタで計数表示する。この方式を用いれば、全力積を測定するに際しての記録、読取および数値解析誤差は全く含まれない。

3.6 恒温槽

固体プロペラントの燃焼速度はプロペラントの温度によって変化する。この燃焼速度の変化によって燃焼室圧力ひいては比推力も標準値から偏よることになり、固体ロケットの比推力測定の標準化に対して、はなはだ具合が悪い。すなわち、標準化のためには例えば固体プロペラントの温度が 20℃ 一定の状態下において燃焼試験を行なわなければならないが、このためには試験前にプロペラントを調温しておくことは当然として、さらに、プロペラントの充てんされるロケット燃焼室まわりの金物も同一温度に調温することによって、プロペラントの温度変化を最小にすることができる。さらにテスト・スタンドについても、常に同一温度にあることが望ましい。これは温度変化によるロードセル出力の変化や、フレキシアおよびプリロード用ばねの温度による特性変化が考えられるからであ

る。われわれの新型テスト・スタンドにはこれらのことを考慮して、プロペラント用の恒温槽とテスト・スタンド用恒温槽の両者を整備することによって、プロペラントの比推力の偏差と測定系の誤差を最小にするよう試みた。

3.7 標準型固体ロケット・モータ

ある燃焼室圧力の状態での固体ロケット・モータの比推力を正確に求めるために、テスト・スタンドおよび計測系のみ充実させるだけでは不十分であって、前記のごとく、比推力算出のための理想的な固体ロケット・モータでなければならない。実際問題としてはスライバが完全に無く、燃焼室圧力が一定な固体ロケット・モータは実現不可能ではあるが、グレインの幾何学的形状についてはこのような要求も満足できる。すなわち、グレインの燃焼距離変化に対して燃焼面積を一定に保ち、ある燃焼距離のところで瞬間的に燃焼面が消滅する形状としては、いわゆるマカロニ型の全面燃焼方式と煙草型の端面燃焼方式がある。しかし、実際に燃焼させた場合に、この種のグレイン形状でも燃焼室圧力一定でスライバを無くすことは、燃焼の他の因子のため困難である。さらに、前者は燃焼室への熱損失が特に大きく、一方、後者は燃焼面積が小さく、このため小推力、長燃焼秒時となり、断熱材の焼損によるプロペラント消費重量の不正確さ、熱損失の増大、さらにノズル・スロートの焼損による寸法変化等により標準型固体ロケット・モータとしてはあまり適当でない。したがって、熱損失が少なく、測定に適当な推力レベルと、ノズル・スロートの焼損に問題がない程度の長さの燃焼時間とが選択できる内面燃焼方式を標準型固体ロケット・モータとして使用することが望ましいのであるが、この場合、いわゆる星型あるいは車輪型断面等の内面燃焼方式では一定燃焼面積とスライバ無しということが実現不可能である。

さらに、標準型固体ロケット・モータ設計の際に考慮せねばならない事項は、プロペラント重量、直径、燃焼距離および長さ・直径比であろう。重量および直径については、推力と燃焼時間のとれる範囲、取扱・製造のしやすさ等従来の経験と価格から 2~3 kg、および 100 mm 程度とし、燃焼距離は燃焼時間が数秒間になるよう選ぶ。長さ・直径比は面積充てん率にもよるが侵蝕燃焼を避けるために 2 ないし 3 程度とする。これらの事項を考慮し、さらに前記の無スライバと極小の燃焼面積変化を目標として、われわれはスロット付き内面丸孔グレイン形状を採用し、その内で最適なグレイン形状と寸法を計算によって求めることとした。

プロペラントばかりでなく、ノズルについても標準型モータについては形状、寸法、材料等を規定しておく必要がある。スロート径の寸法誤差は燃焼室圧力の偏差を生じるため、特に厳密に規定することが必要である。さらに、比推力に直接関係のあるノズル開口比（ノズル出口面積とスロート面積の比）は大気圧下での燃焼試験の際には最適膨脹比をとることが望ましい。ノズル材料については、燃焼前後にスロート面積変化が起きにくいよう高密度のグラファイトを使用し、その表面は摩擦損失を少なくするため十分に平滑にする必要がある。

着火装置についても、粉末式イグナイタでは着火遅れと圧力立ち上り特性にばらつきが大きいので、小型ロケット型イグナイタを使用し得る限りイグナイタ薬量も一定のものを使用し、イグナイタの有する比推力の影響を除くことにする。

比推力は推力の積分値である全力積をプロペラント消費重量で除して求められるが、プロペラント消費重量にも高精度比推力測定の際にはかなり問題がある。すなわち、プロペラントの種類によってはレストリクタが焼損してプロペラント重量以上の重量が燃焼中に消費されることが多く、また逆に、レストリクタに燃え残りのプロペラントが付着することもあり、プロペラント消費重量として何をとるか問題である。大気圧燃焼試験の際には特にレストリクタが燃焼終了後長時間にわたってくすぶり、あるいは燃え続けるため、燃焼試験後のロケット・モータ重量は信ぴょう性が低くなる。これを避けるためにわれわれの新型テスト・スタンドにおいては、燃焼終了直後にノズルから燃焼室内へ不活性な窒素ガスを急速注入して、その瞬間に消火し後も之を除くこととした。この方法によって、後も之による燃焼室まわりの温度上昇も防げるため、テスト・スタンド、計測系の温度上昇による誤差も最小にすることができよう。

推力は燃焼室圧力ばかりでなく環境圧力によっても変化し、この変化の大きさは次項のごとく、高空状態をシミュレートした燃焼試験の場合には非常に大きく、20%にも達する。大気圧燃焼の場合も程度の差はあれこの影響があり、高気圧と低気圧の状態では当然推力ひいては比推力は異なる。このため標準型ロケット・モータの比推力については、試験場所の標高も考慮して、海面上での標準大気状態に換算する必要がある。

3.8 真空燃焼試験装置

完全真空状態における比推力を求めることは標準大

気圧状態下における比推力を求めることと同様に重要なことであり、大気圧下での比推力の実験値から真空状態下の比推力を推定することは精度的に困難である。その理由としては、ロケット・モータのノズル内流れは完全ガスの流れとは異なり化学反応速度は有限で、かつ、気相と凝結相からなる二相流であり、この解析は定量的には確立されておらず、さらに、ノズル壁への熱損失も補正する必要があるからである。真空状態下の比推力は、大きな真空タンクあるいは、エジェクタを用いた真空吸引設備内でロケット・モータを燃焼させその推力を測定することによって求められるが、この場合、環境圧力は完全な真空ではなく減圧状態にしかすぎない。しかし、減圧状態で得られた比推力を完全真空状態下の比推力に補正する場合にはその補正量が小さいから、完全真空状態下の比推力の値としてはかなりの精度で求めることができる。

われわれの新型テスト・スタンドにおいてこの高空シミュレーション燃焼試験が可能のように、テスト・スタンドを真空槽で覆い、ロケットのノズルへはデیفューザを連結し、さらにそのデیفューザ出口は既設の大容量真空タンクへつなげることにした。デیفューザをつけることにより燃焼中もかなり真空度を一定に保つことができる。また、燃焼終了時にもデیفューザが大容量真空タンクへつながっているため、真空度があまり悪化することはなく、一応高空状態下における比推力の測定を行なうことが可能と考えられる。一方、テスト・スタンドおよび計測系が真空の影響を受けるおそれもあるが、これらの構成部品の中で最も問題となりうるのはロードセルであり、3.2 項記載のロードセルは密封型のため環境圧力の影響が出力に現われるので、通気孔つきでグリースを密封してあるような真空用ロードセルを用いる必要がある。

4. テスト・スタンドおよび計測系と標準型固体ロケット・モータの詳細

3 章に示した概念にもとづいて、公称推力 450 kg の、高精度で比推力を測定することを目的としたテスト・スタンド、計測系および付帯装置を昭和 43, 44 年度に航空宇宙技術研究所宇宙研究グループの固体ロケット燃焼実験室に整備した。計画・建設に際しては、当時のロケット研究グループのザブグループである設備グループの長洲秀夫（現空気力学第一部長）、田畑浄治（現宇宙開発事業団）、木村 茂（現宇宙開発事業団）の諸氏の検討によるところが大きく、設計・製作は石川島播磨重工業（株）が担当した。以下にその構

造、回路その他の詳細について記す。

4.1 テスト・スタンド

固体ロケット燃焼実験室の実験棟内に設置されているテスト・スタンドを図5および図6に示す。重量約2トンのコンクリート基礎に水平にセットされた架台上に、板ばね型フレキシアによって支持された揺動台、較正装置付推力受け台およびストッパがボルト締めされている。揺動台上のロケット・モータ取付金具にはロードセルとロケット・モータが固定されており、これらが一体となって前後2枚の板ばね型フレキシアで支持され前後方向への運動が自由になっている。揺動台はコイルばねによって前方（ロケット・モータの鏡板側を前方、ノズル側を後方とする。）に引張られプリロードがロードセルに与えられる。プリロ

ードの大きさはコイルばねの締付の程度によるが、一般に 5 kg 程度である。板ばね型フレキシアは高さが 170 mm とかなり背が高く、このため座屈防止用に板ばね中央部には、ばねを両側からはさむように補強板が取り付けられている。板ばね型フレキシアの形状・寸法を図7に示す。ロケット・モータ取付金具はロケット・モータにつく圧力ピックアップと着火装置を取りつけるために孔が3個あけられている。ロケット・モータは図8に示すように鏡板、燃焼室、ノズルに分けられ、燃焼室内へは断熱ライナを介して直径約 100 mm、長さ約 300 mm の供試プロペラントを装てんする。

全般にわたって、架台より上の部品は全てステンレス鋼製でありロケット排気による腐蝕を避けている。

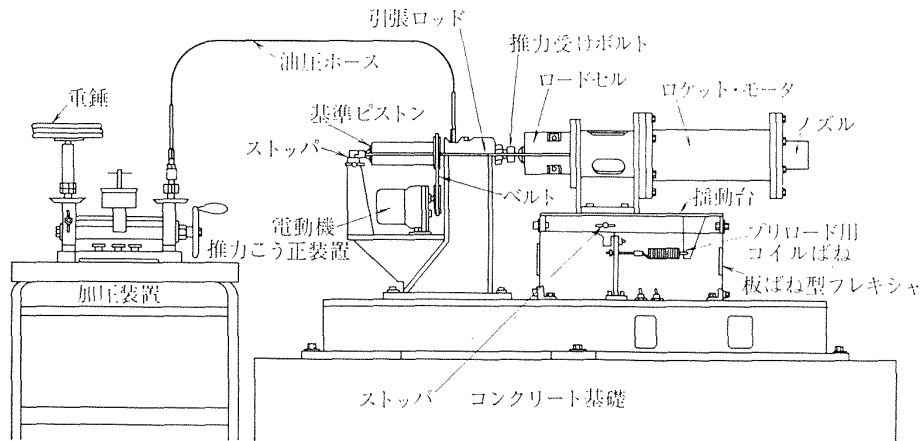


図5 標準型固体ロケット・モータ用テストスタンド

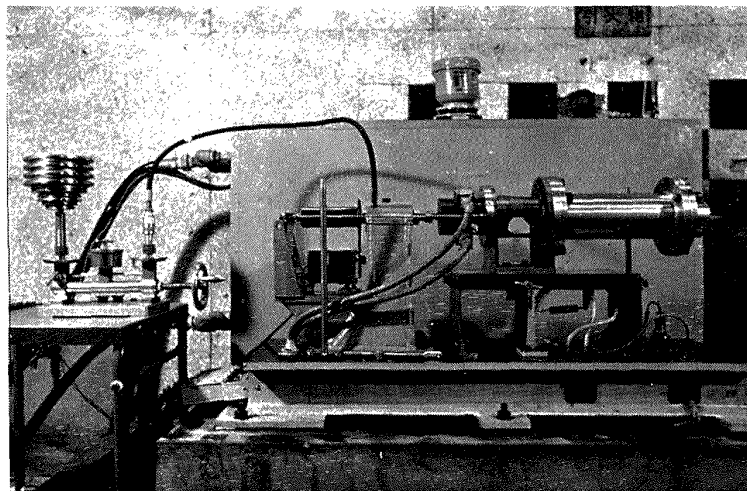


図6 テスト・スタンドの外観

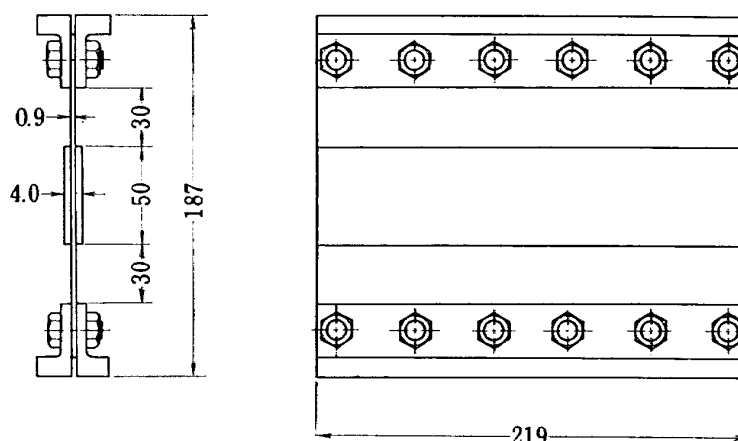


図 7 板ばね型フレキシア

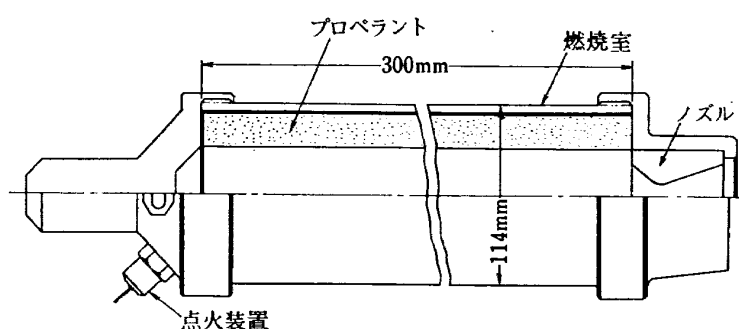


図 8 標準型固体ロケット・モータ

また、厳しい取付精度が求められている構成部品は
ノック・ピンにより位置決めされている。

ロケット・モータ取付金具につけられているロードセルには BLH 社製型式 C3P 2B、容量 1,000 lb のものを使用した。このロードセルの性能仕様は表 2 に示す通りである。推力較正装置は 3.1 項記載のごとく、重錘を用いた圧力較正装置の油圧を基準ピストンにかけて基準荷重を与えるものであり、圧力較正装置、基準ピストン、シリンダ/ピストン回転装置、荷重受け板、引張ロッドよりなっている。圧力較正装置には長野計器製作所製型式 P1 の基準重錘型圧力計を用いた。最高圧力は 50 kg/cm^2 、ラム断面積は 0.5004 cm^2 である。計量研究所において精密検定をうけた重錘質量の結果は表 3 に示す通りである。なお、計量研究所（東京都板橋区加賀 1 丁目）における重力加速度は 9.79791 m/sec^2 、当研究所に近い東京大学三鷹天文台（東京都三鷹市大沢 2 丁目）の重力加速度は 9.79766 m/sec^2 とこの 0.0025% の差は他の誤差に比べて完全に無視できる量である。圧力較正装置のラムと同じ高さを保つことによってヘッド差の影響を無くしてある基準ピストンは直径が 33.871 mm、面

表 2 ロードセルの仕様

型 式	C3P 2B
容 量	1000 lb (450 kg)
ブリッジ数	2
ブリッジ抵抗	350Ω
印加電圧	12V
定格出力	3mV/V
較正精度	圧縮時 3mV/V の 0.10%
零バランスの温度変化	$\pm 0.0015\%/^{\circ}\text{F}$
定格出力の温度変化	$\pm 0.0008\%/^{\circ}\text{F}$
非直線性	0.05%
ヒステリシス	0.02%
再現性	0.02%
安全過荷重	定格の 150%
ばね定数	$2 \times 10^5 \text{ lb/in}$ ($3.6 \times 10^4 \text{ kg/cm}$)
減衰係数	0.02 C/Cc
軸方向ばねこわさ	定格荷重に対して 0.005 in

積が 9.0103 cm^3 であるから、油圧較正装置の重錘重量の約 18 倍の荷重が基準ピストンによって生ずることになる。全ての補正を行なって得られた較正荷重は表 3 に併記してあるように、較正装置の検知しうる感

表 3 推力較正装置の荷重

公称較正荷重 (kg)	重錘の 表わす 圧力 (kg/cm ²)	油圧較正装置の重 錘の質量 (kg)	推力較正装置の 荷重 (kg)
0	0	0	0
45	5	2.5008±0.0001	45.030±0.002
90	10	5.0017±0.0003	90.062±0.006
135	15	7.5024±0.0005	135.09 ±0.01
180	20	10.0027±0.0007	180.11 ±0.01
225	25	12.5034±0.0009	225.14 ±0.02
270	30	15.0043±00.011	270.17 ±0.02
315	35	17.5051±0.0013	315.20 ±0.02
360	40	20.0057±0.0015	360.23 ±0.03
405	45	22.5064±0.0017	405.25 ±0.03
450	50	25.0072±0.0019	450.29 ±0.03

度は 0.008%, 定格における非直線性もこの範囲内にあり, 推力較正の目標精度の 0.1% に比べて十分に正確である。この基準ピストンはクロム・モリブデン鋼製で同材質のシリンダに入っているが, この間の摩擦を最小にするために, 電動機からプーリで動力を伝達してシリンダとピストン間に毎分 13 回転位の相対的な回転運動を与えている。ロケット・モータおよびロードセルと正確に同軸上にあり (ロケット・モータのノズル中心と基準ピストン中心の高さの差は 0.05mm 以下) 較正荷重をうける荷重受け板は, 反力を生じないよう十分に柔かい板ばね型フレキシアによって正しい位置に支持されており, 荷重受け板から 2 本の直径 4mm の剛でない引張ロッドによってロードセル取付板に較正荷重を伝達している。燃焼試験に際してはこの引張ロッドをはずして較正装置とロードセルは完全に分離される。以上全ての可動部分はピンをそう入してストップに対して固定することにより, 操作時以外における誤動作による変形, 破損を防いでいる。

4.2 計測装置

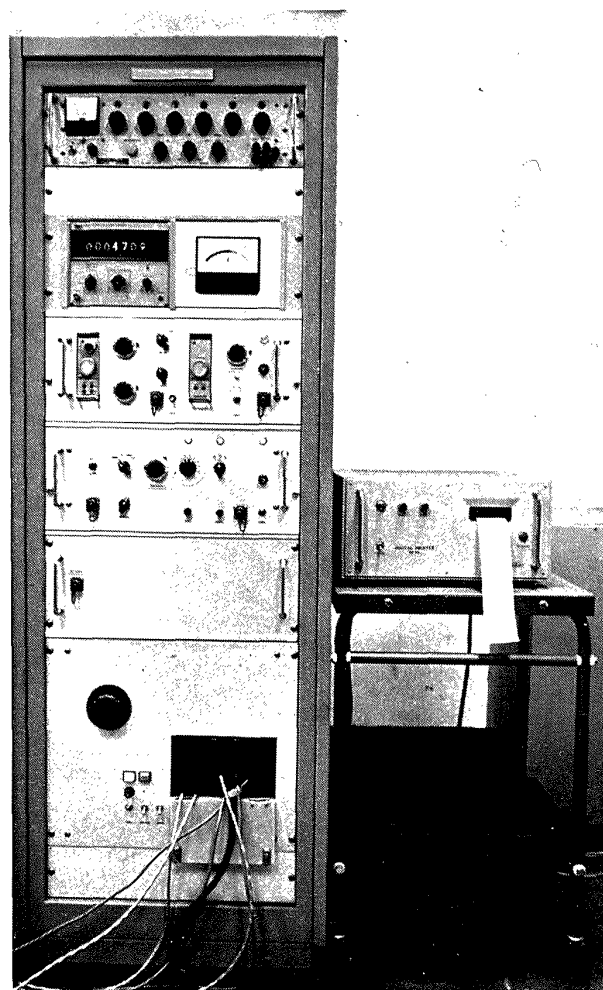


図 9 計測装置の外観

計測装置の外観を図 9 に, また系のブロック図を図 10 に示す。ロードセルに内蔵された二つのストレン・ゲージによるブリッジ回路を一つの直流安定電圧電源で印加し, それぞれの出力を直流増幅器と電圧周波数変換器へ一点接地, ガードシールド方式で入れて, 前者はアナログ計測, 後者はデジタル計測に用いている。直流定電圧電源としては米国ジョン・フルク社の 313A 型電圧較正器を用いている。その仕様を表 4 に示す。ロードセル回路配線抵抗の影響を無くするために

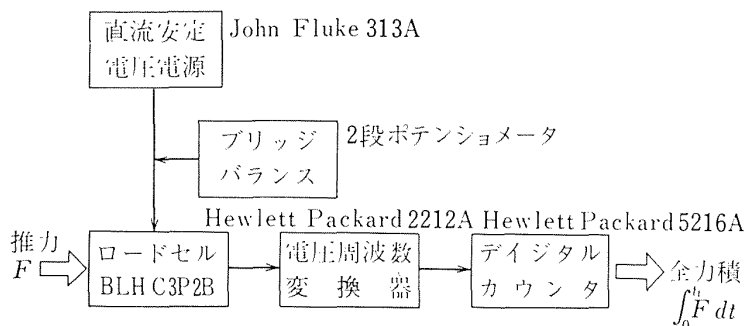


図 10 全力積測定用計測系のブロック・ダイアグラム

表 4 直流安定電圧電源の仕様

出力電圧	0~50V DC
出力電流	0~2A
桁数	6桁
電圧校正精度	0.01% または 100 μ V
分解能	100 μ V
リップル	50 μ V RMS 以下
安定性 (1日)	$\pm 0.0025\%$ または 100 μ V

表 5 電圧周波数変換器の仕様

直流電圧範囲	0~10mV
零ドリフト	0.06%
非直線性	0.01%
拡大率の温度変化	0.004%/°C
出力	0~100 kHz

表 6 デジタル・カウンタの仕様

表示	7桁
入力	10mV
周波数測定範囲	3 Hz~12.5 MHz
精度	± 1 カウント

ロードセルのヘッドターミナルで印加電圧を検出、フィードバックして定電圧制御を行なっている。ブリッジ回路のバランスはデジタル測定回路については高分解能を必要とするので、粗調整、微調整の二段式ポテンショメータになっている。この直流安定電圧電源はまた、校正電圧源としても用い、機器の電氣的内部校正を行なうことができる。そしてこの際、直流電圧電源の低レベル出力特性の悪化を避けるために油恒温槽内の標準抵抗器を用いて 0.01% の精度で 1/1001 に分圧して校正用低レベル電圧を得ている。

電圧周波数変換器には米国ヒューレット・パッカード社の 2212A 型を用いた。このおもな仕様を表 5 に示す。電圧周波数変換器の出力である連続したパルス列をトータル・カウントおよび表示するデジタル・カウンタには、ヒューレット・パッカード社の 5216 型エレクトロニック・カウンタを採用した。このおもな仕様を表 6 に示す。そして、カウンタには 7 桁印字のデジタル・プリンタが接続され、推力較正值と燃焼試験時の全力積値を記録する。

ロードセルの他方の出力をアナログ処理する回路に用いられている直流増幅器は、ヒューレット・パッカード社の 2470A 型データ増幅器であり、DCゲイン精度は 0.01%、非直線性は 0.002% と高精度である。この出力は横河電機製作所製 2902 型直視式電磁オシログラフのフォトコーダに記録されて推力の時間曲線が求まる。このアナログ計測方式は、信号増幅直後までは高精度であるが記録と読取の際にかなり大きな誤差が入るので、全力積ひいては比推力の精密測定には用いてはいない。

デジタル測定回路のゲートとしては、例えば点火マーク 1~2 秒前で起動し、燃焼終了後 1~2 秒で停止する計測コントローラを用いており、デジタル計測期間を最小にして全力積の測定精度の向上を目的としている。特に燃焼終了後の計測期間が長いとヒステリシス分のパルスをカウントするため、燃焼終了直後にゲートを停止することが望ましい。

以上の主要測定回路のほかに、既設の磁気記録再生装置に記録したパルス・データを再生することによって推力の時間変化の概略を求めることも可能である。すなわち、電圧周波数変換器から出る連続したパルス列を磁気記録再生装置へ DR 記録し、それを燃焼試験

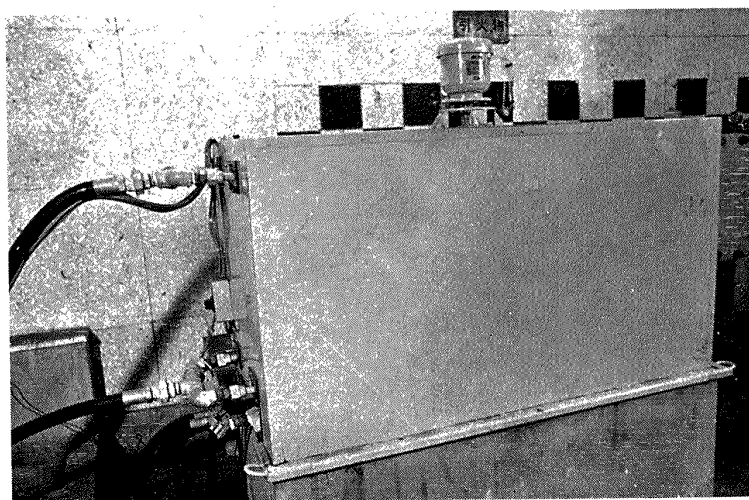


図 11 テスト・スタンド上に設置した恒温槽 (B)

後 1/16 に減速して再生しデジタル・カウンタでサンプル・カウントすることによってパルス分布が求められる。

4.3 付属装置

4.3.1 恒温槽

固体ロケット・モータあるいはプロペラントを調温する恒温槽 (A) は、内法が高さ 700 mm、幅 500 mm、奥行 1,000 mm でブライン循環により槽内空気温度を $+15\sim+25^{\circ}\text{C}$ の範囲に $\pm 1^{\circ}\text{C}$ の精度で設定できる。テスト・スタンドの基礎コンクリートより上方を覆ってテスト・スタンド機械系、ロードセルおよびロケット・モータを調温する恒温槽 (B) は、内法が高さ 650 mm、幅 500 mm、長さ 1250 mm であり、調温方式、温度設定範囲および精度は恒温槽 (A) と同様である。なお調温機は両槽 に対して共通なため (A) (B) 槽は切替えて運転される。図 11 はテスト・スタンド上に設置された恒温槽 (B) を示す。

4.3.2 高空燃焼試験装置

供試ロケット・モータの減圧下での燃焼試験を行なうためには図 12 に示すように、テスト・スタンドに真空槽をかぶせデیفューザおよび既設の真空タンクを用いる。真空槽は内径 630 mm、長さ 1100 mm のステンレス鋼板製でその後端はダクトとベローズによって容積 20 m^3 の真空タンクへつながる。内径 74 mm、長さ 670 mm の真管型デیفューザはロケット・モータ排気ガスを真空タンクへ導くものでダクト内へ固定される。全真空タンクは排気速度 $4,000\text{ l/min}$ の油回転型真空ポンプによって燃焼試験前には真空度 1 torr まで排気される。

4.3.3 窒素ガス注入装置

ロケット・モータの大気圧状態下での燃焼が終了した直後に、ノズル出口から燃焼室内へ窒素ガスを急速注入し、燃焼室内に留まっている高温ガスを追い出し、また空気のノズルからの流入を防ぎ、レストリクタのくすぶりや燃焼を停止させる。

4.4 供試ロケット・モータ

4.4.1 プロペラントのグレイン形状

3.1 項に示した概念にもとづいて設計された標準型ロケット・モータ用のプロペラント・グレイン形状を図 13 に示す。燃焼面は丸孔内面、スロット内面およびノズル側端面である。プロペラントの種類によって異なるが容積は 1230 ml であるから、一般的なコンボジット・プロペラントで密度が 1.65 の場合には重量は 2.03 kg となる。表 7 には燃焼距離に対する燃焼面積の変化を示したが、面積変化率は初期面積を基準として 102%，スライバは 0 でウェブ厚さ（最大燃焼距離）は 19 mm である。また、体積充填率は 61% と低く侵蝕燃焼の影響は無視できよう。

4.4.2 着火装置

プロペラントの種類によって当然着火に要するエネルギーとその持続時間は異なるが下記のペレット型着火装置を標準的に使用することとした。なお着火が困難な場合には同時に 2 個の着火装置を使うことは可能である。この着火装置は単一のノズルを有しており、火薬量 6 gr が 300 msec の間にほぼ一定割合で燃焼する。使用した火薬はボロン系 NAB ペレットである。

4.4.3 断熱ライナ

プロペラントは断熱特性の優れたライナに装着され

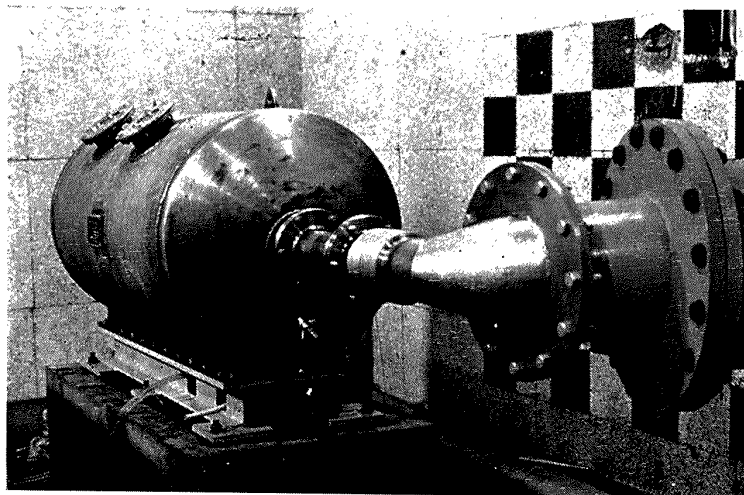


図 12 高空燃焼試験用真空タンクをテスト・スタンドに設置した状態

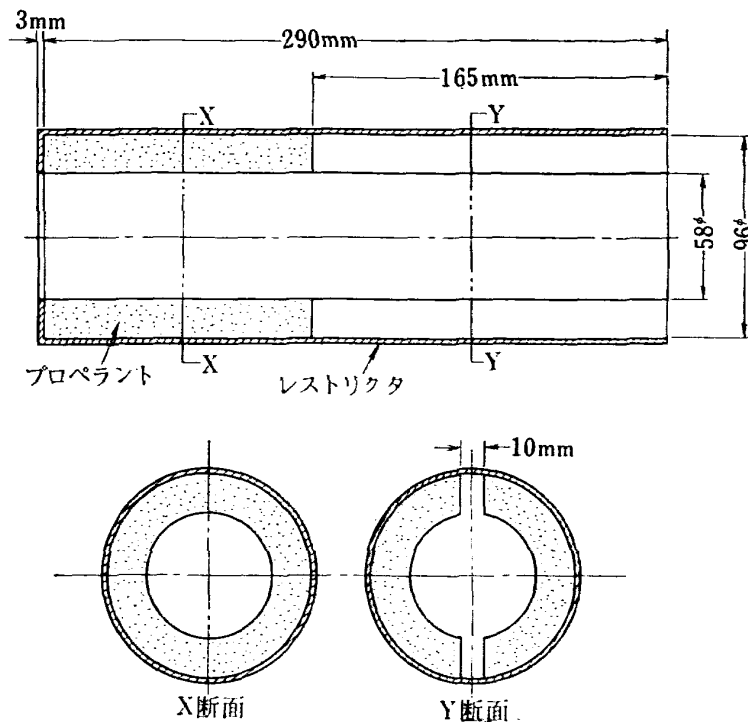


図 13 標準型固体ロケット用プロペラントのグレイン形状

表 7 標準型固体ロケット用グレインの
燃焼面積変化

燃焼距離 (mm)	燃焼面積 (cm ²)	面積変化率
0	668.1	1.000
1	670.2	1.003
2	672.1	1.006
3	673.8	1.009
4	675.4	1.011
5	676.8	1.013
6	678.0	1.015
7	679.1	1.016
8	679.9	1.018
9	680.5	1.019
10	680.9	1.019
11	681.1	1.019
12	681.1	1.019
13	680.8	1.019
14	680.3	1.018
15	679.5	1.017
16	678.5	1.016
17	677.3	1.014
18	675.6	1.011
19	673.9	1.009

た上で調温され、重量測定が行なわれる。そしてその後で燃焼室へセットされる。このライナによって燃焼室は高温燃焼ガスに直接さらされることがなく、3.7項記載のごとく標準型固体ロケット・モータによる高精度な比推力測定には有利である。ライナは内径 100 mm、厚さ 1.75 mm、長さ 290 mm で、フェノール樹脂とガラス・クロスよりなる複合材料で断熱特性、アブレーション特性に優れている。

4.4.4 ノズル

ステンレス鋼製ノズル・ホルダに装てんされるノズル・スロート部は東海電極製造(株)製の G-108 型グラファイト(密度 1.66 gr/cm³)である。その形状としては図 14 に示すごとく入口半角 45°±0.05°、出口半角 15°±0.05°、スロート部曲率はスロート直径と同一、入口径はスロート直径の 2.5 倍であり、加工に際しては内面の表面粗さは 3-S 程度、スロート直径の精度は ±0.05 mm である。

5. テスト・スタンドおよび計測系の機能

完成したテスト・スタンドおよび計測系に関して、その機能が計画値を満足するか否かを解析し、また、機能へ及ぼす各種因子の影響を求めて、本装置を使用する際にはどのような操作をすべきであるかを調べた。原則的にテスト・スタンドおよび計測系の構成要素単体の試験を行わず、系としての機能の試験および解析を行なった。

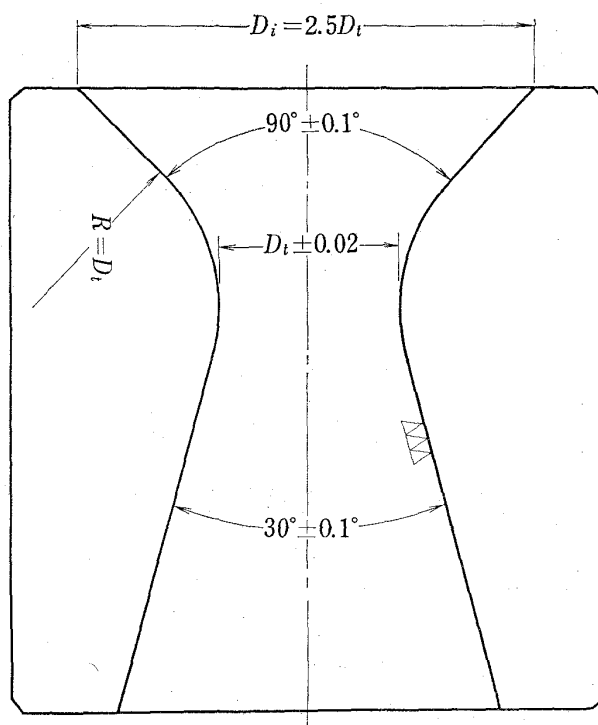


図 14 標準型固体ロケット用ノズル形状

5.1 電気系の総合精度

最初に直流安定電圧電源、分圧抵抗器および電圧周波数変換器からなる電気系の総合精度を求めた。燃焼試験時と同一の電圧周波数変換器の帯域を用いて直流安定電圧電源によって電圧を 33.0363 V に設定すると、分圧抵抗器によって低レベル電圧を発生し、それを電圧周波数変換して 100,000 KHz とカウンタに表示する。これをフルスケールとして零出力とフルスケールを結ぶ基準直線からの実際の較正曲線の偏差を知り、これから非直線性を求めると 0.017% であった。

5.2 ロードセル/推力較正装置の精度

前項の電気系を用いてロードセルを含めた総合精度を求めた。したがってこの場合、電気系ばかりでなく、荷重を発生する推力較正装置と荷重・電気信号変

換器であるロードセルの誤差が含まれてくる。この試験は二通り行ない、その一は、レバー比 10:1 で公称秤量感度 0.01% である天秤型荷重較正装置にロードセル単体を取りつけて、荷重に対するデジタル出力のカウントから調べたものであり、その二は、テスト・スタンドに組みこまれた状態のロードセルと推力較正装置を用いた場合であり、後者は燃焼試験前後に行なう較正試験と同一である。前者の場合には荷重のフルスケールが 400 kg の場合、増加サイクルの非直線性は 0.018%、減少サイクル時の非直線性は 0.028%、さらに、ヒステリシスは 0.004% であった。この値は前項の電気系の総合精度の 0.017% より若干悪化しているが、なお高い精度を保っている。後者の場合には、総合精度とその再現性を調べるために、荷重の

表 8 ロードセル、推力較正装置を含む全系の精度と再現性

試験日	9月28日	9月30日	10月1日	10月2日	10月5日	10月6日	平均標準偏差
気温 (°C)		20	22	22	20.5	21	
ゲイン (Hz)	72390	72389	72413	72430	72492	72468	
感度 (ゲイン 72390 に 換算 Hz/kg)	476.03	476.25	476.42	476.20	476.27	476.35	476.25 0.12(0.03%)
非直線性(増加サイクル) (%)	0.035	0.009	0.042	0.011	0.014	0.005	0.019 0.015
ヒステリシス (%)	0.005	0.003	0.007	0.012	0.008	0.008	0.007 0.008

フルスケールが 315 kg の場合について試験日も変えて同一設定条件下で 6 回較正試験を行なった。この結果は表 8 に示すように、増加サイクルの非直線性は平均 0.019%，最大で 0.042%，ヒステリシスは平均 0.007%，最大 0.042% であった。この値は天秤型荷重較正装置を用いた場合の非直線性とヒステリシスより、最悪の場合において 2 ないし 3 倍悪化していることを示しているが、計画値である 0.1% よりはなお高い精度を保っているといえよう。なお、感度についても平均値 476.25 Hz/kg，標準偏差 0.026% と試験ごとに偏差が現われているが、これは燃焼試験ごとにその前後の較正試験における感度を用いて、カウントから荷重を換算しているので推力測定の誤差には含まれない。同一日内における感度はたかだか 0.01% 以内の変動である。

なお、カウンタの読みについていえば、最終桁は平均して ± 5 程度の変動が一般に見られるので、最終桁を切り上げて最終桁より一桁上の数値を信頼できる値として用いている。この変動は静的な天秤型荷重較正装置を用いた場合にも、ほぼ同程度現われることから、電氣的ノイズによるものと思われる。

5.3 圧力較正装置用重錘の回転の影響

圧力較正装置として用いている基準重錘型圧力計は重錘をラム台の上にのせて基準圧力を発生しているが、ラムの摩擦の影響を最小にするために重錘に緩やかな回転を与えるのが常用方法である。実際に回転がどの程度較正荷重に影響を及ぼすかを調べるために、

5.2 項の電気系、ロードセル、推力較正装置を用いて重錘一定時のデジタル出力の変化を測定した。測定条件としては次の三通りである。(1)重錘によって荷重を一旦 180 kg かけた状態から、さらに重錘を増加して 270 kg とした場合、回転を与えないでそのままの状態デジタル出力を記録する。(2),(1)の状態に続いて重錘を緩やかに手で回転させ、その回転が持続

している間に出力を記録する。(3),(2)の回転が自然と停止した後の状態でデジタル出力を記録する。したがって、いずれの場合においても公称荷重として 270 kg がかかっていることになる。記録は (1),(2),(3) の順序でとり、いずれも記録開始後の連続 10 カウント（その間の経過時間は 16 秒）をとった。そしてこのサイクルを 10 回くり返した。結果を表 9 に示すが (1)の重錘をかけたまま、あるいは(3)の回転停止後の状態では、ドリフトが大きく 16 秒間に約 0.3% もデジタル出力がずれるし、同時に合計 100 カウント中における最大偏差は 1.8% にも達し再現性が悪い。これに反して(2)の重錘を回転させてその回転中に出力を記録させる方法によると、ドリフトに無く、また、1 回10カウント毎のばらつきは 0.008%，合計 100 カウント中における最大偏差をとっても 0.025% と低く推力較正のためには必ず重錘を静かに回転させるという従来の方式の優秀性が確認された。

5.4 推力較正用基準ピストンの回転の影響

前項で圧力較正装置重錘の回転が出力に大きな影響を与えることが明らかになったが、このような油圧負荷部は推力較正用基準ピストンにも使われている。この部分の摩擦を減らすために電動機によってシリンダとの間に相対的回転を与えていることは前述の通りであるが、電動機のトルクがやや小さいことから較正作業中にこの回転が停止するおそれがあるので、基準ピストンの回転の有無がデジタル出力へ及ぼす影響を調べることにした。この結果、(1) 270 kg の一定負荷時に基準ピストンの回転と停止をくり返して行なっても、また、(2) 180 kg から 270 kg へ基準ピストンを停止したままの状態荷重を増しても、さらに、(3),(2)の状態の後で回転を与えても、いずれの場合においてもデジタル出力のカウントの差は通常の偏差の内にあり、特にこのような回転操作が出力の偏差に影響を及ぼしているとは判断できなかった。

表 9 圧力較正装置用重錘の回転の有無によるデジタル出力の変化

	負荷 270 kg のまま で回転前の状態	重錘回転中の状態	回転停止後の状態
10回（毎回10カウントの平均）の出力の平均	127531 Hz	12888	128459
全計測値（100カウント）間の最大、最小値と最大偏差（百分率）	max 128388 Hz min 126053 Hz 2335 Hz (1.8%)	128896 128863 33 (0.025%)	128892 127383 1509 (1.2%)
毎回10カウント内の最大偏差の10回にわたる平均（百分率）	376 Hz (0.29%)	10 (0.008%)	434 (0.34%)

5.5 ロケット・モータ燃焼中の重量変化の影響

ロケット・モータの燃焼中に燃焼室内のプロペラント約 2 kg が消費される。したがって、板ばね型フレキシアに支持されている揺動台、ロケット・モータ、ロードセル等の合計重量 40 kg が燃焼中に 38 kg に減少する。この重量は 2 枚 1 組の板ばね型フレキシアで受けており、かつ、プロペラントの重心位置はフレキシア 2 枚の中央位置とはずれているから、2 kg の重量減少によってロードセルは縦方向力およびモーメントを受けることが考えられる。ロードセルはプリロード用コイルばねで推力受け台に押しつけられているだけであり、また、重量変化が小さいのでこの縦方向力ともモーメントの影響は無視できるほど小さいことは予想されたが、ロードセルは縦方向力およびモーメントを受けると出力が変化することが知られているため、プロペラント燃焼による重量変化のデジタル出力への影響を調べることにした。軸方向荷重 270 kg を推力較正装置で与えた状態のままで、燃焼室の中央部分へ 2 kg の重錘を付加あるいは除去し、その間の出力変化を測定した結果によると、6 桁からなる出力カウンタの最終桁の若干の変動が認められるだけであり、これは通常の出力記録時のばらつき内に入っておりプロペラント重量の影響は全く無視できることが確認された。

5.6 テスト・スタンド取付誤差の影響

ロケット・モータ燃焼室、ロードセル、推力較正装置は同一軸上にあることが理想であるが、機械加工および組立時の誤差によってこれら構成部品の軸心間に平行ずれや偏角が生じる。テスト・スタンド製作、組立時に十分な注意を払っているため、この大きさは、たかだか、平行ずれについては 0.1 mm 以下、偏角については 1/1000 ラジアン以下と考えられる。テスト・スタンドの組立構造上、ロードセルの取付角が傾いている場合のみ試験することができ、平行ずれについては試験することができなかったが、偏角の場合とたかだか同等の影響しか生じないと考えられる。ロードセル取付面の一部にシムを挿入することによりロードセルの推力受け台への接触点が軸心より 1.2 mm ずらすことができ、そしてこれは偏角にして 1/100 ラジアンに相当する。フルスケールが 270 kg の較正試験の結果、偏りの無い場合と比べると、非直線性には変化が見られなかったヒステリシスが 3 倍増加し、また、全般にデジタル出力が 0.01% 増加した。出力が全般にわたって増加した件に関しては、偏角による出力減少と縦方向による出力増加が総合的に現われたものと

考えられる。実際の取付誤差はこの試験よりも 1 桁少ないので、取付誤差によるデジタル出力への影響はヒステリシスと感度誤差の両者について、いずれも 0.1% に対して無視できる程小さい量であろう。したがって、このテスト・スタンド機械系については、この種の誤差に考慮を払う必要はない。

5.7 テスト・スタンドの定常温度の影響

テスト・スタンドの温度が出力感度への程度影響するかを調べるために、恒温槽によってテスト・スタンドを 10°C と 20°C に保温した状態において、負荷を 90 kg から 450 kg へ増加させた際の感度変化を求めた。その結果、20°C の場合、10°C の時と比べて増加サイクル、減少サイクル共に感度が 0.05% 増加している。10°C と 20°C の時の試験は実験日が異なっているためこれが温度のみの影響でなくて他の影響も含まれているかどうかについては、5.2 項に示したように感度の標準偏差が 0.026% で、感度の温度による偏差が 2 σ 内に入っていることから、特に温度の影響ではなくて較正のばらつきによるものと考えることができよう。したがって、冬期のごとく室温が低い時に標準温度 (20°C) における燃焼試験を行なうとすると、較正は低い室温で行ない、燃焼試験は恒温槽で保温された直後に行なうため、その状態変化による感度変化が危惧されたが、特に問題となる程の誤差を生じないことが明らかになった。

5.8 テスト・スタンドの非定常温度の影響

燃焼試験に先立って行なう調温方法は次の順序に従っている。すなわち、(1)ライナ付きのプロペラントを最低 12 時間以上通常 18 時間にわたって試験温度に設定した恒温槽 (A) で保温する。(2) テスト・スタンドの較正を室温で行なった後、燃焼室内へライナ付きのプロペラントを装填し恒温槽 (B) をかぶせて、テスト・スタンドぐるみ同一試験温度に 1 時間調温する。(3) 恒温槽 (B) をテスト・スタンドから取りはずし、着火装置取付、計測装置調整を行なった後、燃焼試験を行なう。この操作手順によると、(3)の恒温槽 (B) を取り去った後にテスト・スタンドと周囲大気との温度差があるためこれが原因となって誤差が生ずるおそれがあるので、この影響を調べることにした。すなわち室温が 20°C の状態下で 30°C に 12 時間以上にわたってテスト・スタンドを調温していた恒温槽 (B) をはずした直後から、時間の経過とともに零点移動と感度変化を測定した。その結果は表 10 に示すように、10 分後にはテスト・スタンドの内で熱容量の小さい構成部品 (例えば板ばね型フレキシア、プリロード用

表 10 テスト・スタンドの非定常温度変化の出力への影響 (室温 20℃)

恒温槽 (B) を取りはずしてから の経過時間 (分)	零点ドリフト (% FS/分)	270kg 負荷時 の出力 (KHz)	感 度 (Hz/kg)	ヒステリシス (%)
0 (30℃ 恒温槽内)	0	128.77	476.93	0.008
10	0.006	128.75	476.85	0.012
15		128.79	476.98	0.016
40		128.78	476.93	0.016
45	0.0004	128.77	476.93	0.010
85		128.76	476.90	0.012

コイルばね等)の温度変化が激しいためか、ドリフトが 0.06% 生じている。しかし、この零点ドリフトは実際の燃焼試験においては直前に零点修正を行なうから特に問題はないと考えられる。むしろ問題となるのは校正荷重に対してデジタル出力が全般にわたって 0.02 ないし 0.03% 低下する。すなわち、感度がそれだけ低下することにある。しかし 15 分以降は、ヒステリシスが定常温度時に比べて倍程度悪化する位で感度については、ばらつきの範囲内で定常温度時を同一である。したがって、冬期のごとく室温が標準温度と大きく異なる場合に上記の調温手順を行なうとすれば、むしろ恒温槽 (B) を取りはずしてから 15 分程度時間が経過してから零バランスをとって燃焼試験することが望ましいと考えられる。なお、この程度の時間経過であれば、断熱特性の良いライナに装填されているプロペラントの温度は、調整温度から問題になる程変化はしない。また、上記の調温手順 (1),(2),(3) の代りに、(1) に続いて (2') テスト・スタンドの校正を室温で行なった後、燃焼室内へライナ付きのプロペラント装填、さらに、ノズル、着火装置取付、計測装置調整を短時間内に行なうという別の手順によっても、

(2') の所要時間さえ 15 分以内位であれば正しい計測が期待できよう。

5.9 ゲート閉鎖時刻の影響

全力積を求めるための推力の積分時間は本装置では着火装置への通電からタイマ設定時間終了までの時間であり、燃焼中にゲートが閉じるおそれのないように燃焼終了後ないし 3 秒の余裕をもたせている。着火装置の通電から推力の立ち上りまでの間では計測系のバランスを直前にとっているため、余分なカウントは殆どないが、燃焼終了後ゲート閉鎖時までには真の全力積以外に余分な出力をカウントするおそれがある。この過剰カウントの大きさを知るために、燃焼試験の推力立ち下り時期のカウンター表示をビデオレコーダを用いて再生し 1/60 秒毎に調べてみると、図 15 に示すようにこの標準型固体ロケット・モータの燃焼の場合、急激に推力が立ち下って全力積が例えば 208,660 カウントというような値に達した。すなわち、燃焼が終了した後は、1 秒間に 10~20 カウント (0.02~0.04 kg·sec) の割合で全力積カウントが増加していることがわかった。この大きさは、推力校正の増加および減少サイクルを行なった後のヒステリシスと同程度であ

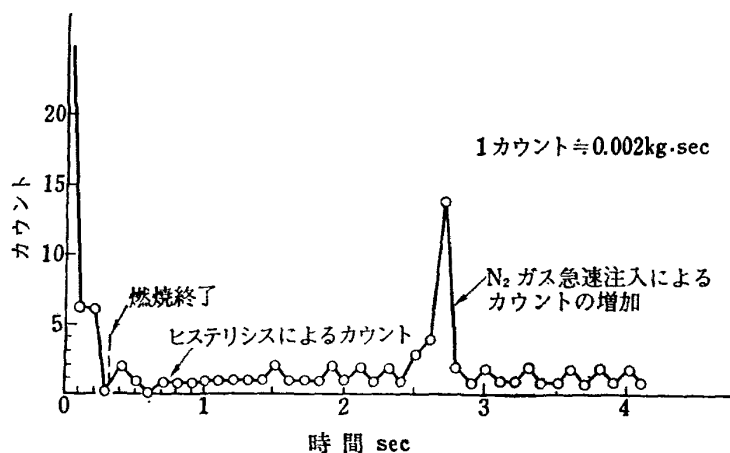


図 15 燃焼終了後のカウント

り、テスト・スタンドのヒステリシスは動的荷重のかかる燃焼試験時と、静的荷重のかかる推力校正時で差がないといえよう。このヒステリシス分以外に燃焼終了1ないし2秒後に行なう窒素ガス注入の際の推力増加分として約20カウント(0.04 kg・sec 相当)が測定された。これらのことから、ゲート閉鎖時刻は燃焼終了直後にすれば過剰カウントが入るおそれがなく最も望ましいことではあるが、燃焼終了とゲート閉鎖時刻の間の秒時が明らかになれば、毎秒20カウント宛ゲート閉鎖時の最終カウントから差し引けば十分な補正を行なうことができる。あるいは、カウンタの全力積表示をビデオレコーダで刻々記録し低速再生すること、燃焼試験毎に行なえば正しい全力積を知ることができる。しかしながら、この補正を例え行なわない場合でも、全力積はたかだか0.02%高目にでるだけで殆ど無視できる量ではある。

5.10 着火装置が発生する力積の測定

プロペラントを着火させる着火装置としては、4.4.2項に示したごとく、標準装置として火薬量6grが300 msecの間にはほぼ一定割合で燃焼するものを選んだ。ロケット・モータ燃焼室内に不燃物のダミー・プロペラントを装填して内容積を真のモータと同一になるように擬似し、18.1mmのスロート径を有するノズルを装着した状態でこの着火装置を発火燃焼させ、この際の燃焼室圧力と推力および全力積を測定し、着火装置が発生する力積がロケット・モータの全力積と比べて無視できない量であるかどうかを調べた。燃焼室圧力は0.2 kg/cm²、燃焼時間は250ないし300 msecであり、この間に得られた力積は2回の実験とも約50カウントすなわち0.1 kg・secの程度であった。これは燃焼試験の際に計測されたロケット・モータ全力積の0.025%に相当する。ダミー・プロペラントの場合とは異なってプロペラントが燃焼

する場合においては、着火装置の全燃焼秒時の途中において、プロペラントが着火・燃焼を始め、ロケットモータの燃焼室圧力は増加し数10 kg/cm²の定常値に近づくので、このような高い圧力下での着火装置が発生する力積の値は、この実験値とは異なるものと思われるが測定は困難である。したがって、着火装置が発生する力積の分をロケット・モータ全力積の値に対して補正することは行なわないこととし、燃焼試験の際に使用した着火装置の仕様を付記するにとどめた。

5.11 テスト・スタンドの振動特性

全力積はこの計測装置を用いて、連続したパルス列をトータル・カウントすることによって求めているから、推力・時間曲線上に振動が重畳していても特に問題はない。一方、アナログ記録では、推力・時間曲線上に種々の振動が重なってきて解析しにくい。そして特に、このテスト・スタンドでは測定精度向上のために減衰を減らしているため、この振動が顕著に現れてくる。この振動がどのような振動系からくるものであるかを調べるためにまず予備計算を行なった。図7に示した板ばね型フレキシア2枚1組の支持装置について、垂直方向ばね定数 k_0 、水平軸方向ばね定数 k_t 、水平面内軸と直角方向のばね定数 k_i と、それらばねとそのフレキシアにかかる重量35.8 kgとの結合による固有振動数の計算値を表11に示す。この表には、さらに、表2に示したロードセルと35.8 kgの重量からなる振動系の固有振動数も示している。

一方、実験的に振動系を調べてみるために、板ばね型フレキシア部に水平および垂直方向にストレン・ゲージを貼付して、テスト・スタンドに衝撃を与えた際に減衰して行く振動を求めた。減衰があるためにこの方法では固有振動数は求められず、これよりも低い振動数の値しか得られないが一応の目安とした。この結果約5 Hzの振動(フレキシア振動系の水平軸方向振

表 11 テスト・スタンドの振動特性(計算値)

		ばね定数	固有振動数
フレキシア振動系	垂直方向	$k_0=1.1 \times 1.1 \times 10^5 \text{ kg/mm}$	870 Hz
	水平面内軸方向	$k_t=2.0(3.4)$	14.6(4.9)
	水平面内軸と直角方向	$k_i=3.4 \times 10^4$	150
ロードセル振動系	軸方向	$k_{lc}=3.6 \times 10^3$	160

() は測定されたばね定数と、それをもとに計算された固有振動数を示す

動の固有振動数)と約 80 Hz の振動 (振動モード不明)の二つが、燃焼試験時の推力・時間曲線上に現われてくることがわかった。

5.12 テスト・スタンドと計測系の総合評価

前項までに示したように、正しい手順をふんでこの装置を操作し、また補正を行なえば、標準型ロケット・モータ燃焼試験の全力積測定時に含まれる誤差は、(1) 推力較正時のロードセル、計測系の非直線性 0.045% (3σ)、ヒステリシス 0.01% (3σ)、(2) 推力較正の感度の1日間における変動 0.01% (3σ)、(3) テスト・スタンドの非定常温度による感度の変動 0.03% の三つであろう。これらの誤差の RMS 値は、0.05%、単純和の値は 0.09% であり、いずれにしても全力積測定精度の目標値 0.1% を満足していることが明らかになった。

6. 標準型固体ロケット・モータの燃焼試験

前章までに記したごとく、テストスタンドおよび計測装置の性能調査、誤差解析によって比推力の総合測定精度として 0.1% は十分に期待できることが明らかになり、また、固体ロケット・モータの性能も標準モータとして一応満足されるものであると判断されたので、一連の総合燃焼試験を行なった。

6.1 目的

総合燃焼試験として同一種類のプロペラントを用いて 18 回の燃焼試験を行なった。その目的は次の通りである。

- (1) テスト・スタンドおよび計測装置が予期通りの性能を示すことを確認する。
- (2) テスト・スタンドおよび計測装置の性能を発揮するための最適使用法を見出す。
- (3) 標準型固体ロケット・モータが予期通りの性能を示すことを確認する。
- (4) 供試プロペラントの比推力等の性能およびその偏差を求める。

これらの目的の内(1)については、風洞試験用基準模型に相当する比推力較正試験用固体ロケット・モータなどというものが存在しえない以上、定量的には推力較正試験の値を信用する以外にはないものと思われる。燃焼試験に際して予期したような計測結果が得られていることから、テスト・スタンドおよび計測装置に問題があると信じる理由は見出されない。(2)の最適使用法に関しても、前述の最適と思われた方法が特に問題なく行なわれたことから、変更する理由は見当らない。

6.2 供試プロペラント

燃焼試験に用いたプロペラントは固体ロケットの推力大きさ制御の研究²⁾のために開発されたNOP-206プロペラントである。これは、ニトロセルローズ、57%、ニトログリセリン 16%、RDX 18%、過塩素酸アンモニウム 6%、アルミニウム 3% からなる注型可能なダブルベース・プロペラントで、日本油脂(株)武豊工場において試作が行なわれたものであり、燃焼性能の偏差を少なくするために特に品質管理を厳しくしたものではなく、一般の試作品と考えられる。製法はコンポジット・プロペラントと類似な方法により、混合機1バッチで図13に示したプロペラント・グレイン7本の同時成形が可能である。このプロペラントの特長は燃焼速度が燃焼室圧力に非常に敏感なことで、いわゆる圧力指数、 $n=0.70\sim0.72$ なる高い値を有している。このため標準型プロペラント・グレインの幾何学的面積の変化率を表7に示したごとく2%にしか過ぎないが、燃焼時間にわたっての燃焼室圧力の変化ははるかにこれより大きく10%程度と予想された。これに反して通常のコンポジット・プロペラントであれば圧力指数は $n=0\sim0.3$ であるから、その場合の燃焼室圧力は殆ど一定に保たれるはずである。このシリーズの総合燃焼試験に先立って、NOP-206の同一モータによる予備燃焼試験を行なって、ノズル・スロート径に対する燃焼室圧力の変化を予測できていたので、本試験ではノズル開口比は予想燃焼室圧力に対する最適値に近い値を選ぶことができた。

プロペラント重量は燃焼試験前後に島津製作所製卓上皿秤(秤量 5 kg)によって測定されたが、予備試験によれば重量測の誤差は一個人のばらつきは、 $\sigma=0.01\%$ 程度であることがわかった。ノズル・スロート寸法の測定は東京光学製座標投影機によって行なったが、0.01 mm が最小目盛で、0.001 mm まで読取可能である。

6.3 燃焼実験の結果

NOP-206プロペラント18本の燃焼試験の結果を表12に、また、図16には推力・時間曲線の代表例を示す。記号の説明、定義は表13および図17に示す通りである。前記のごとく、このグレイン形状は燃焼面積一定型であるが図17から明らかなように、このNOP-206プロペラントを用いた燃焼実験においては燃焼室圧力が低い場合には、中立燃焼すなわち一定燃焼室圧力ひいては一定推力が必ずしも達成されていないが、高い燃焼室圧力ではかなり中立燃焼に近づいている。表14の P_{\min}/P および P_{\max}/P なるバ

ラメータはこの燃焼室圧力一定の程度を示したものである。なお、本報告と別に行なわれた別種のプロペラントを同一グレイン形状で燃焼実験に供した例では、この例よりも遙かに中立燃焼に近く、プロペラント表面の火炎伝播の状況やプロペラント組成の均一性など中立燃焼性に影響しているものと思われる。同じく表 14 に示されているスライバの程度を表わすパラメータの t_e/t_t と $\int_{t_e}^{t_t} P dt / \int_0^{t_t} P dt$ を調べてみると、前者は 90% 以上、後者は 3.5% と低く、このグレイン形状のスライバはごく僅かであることを示している。

比推力を求めるデータ処理法としては、カウンタに表示された全力積に相当するからカウント数（本実験では 200,000 の程度）から、まず (1) 5.9 記載の余分カウント分の 50 カウントを差し引く。

ついで (2) 推力較正時のゲインと燃焼試験直後のゲインの差異の補正を行なう。この比は通常 1.0000 ± 0.0002 の程度である。(3)、(2) のようにして得られた数値を全力積の単位に直すために較正試験によって得られた感度を乗ずる。(4) 補正量としては小さいが、大気圧の補正として $\Delta I = (P_a - P_{a0}) \cdot A_e \cdot t_t$ なる補正全力積を加減する。ここで、 P_a は試験時の大気圧、 P_{a0}

は標準大気圧、 A_e はノズル出口面積、 t_t は全燃焼時間である。このようにして得られた全力積を燃焼試験前後に測定したプロペラント重量の差であるプロペラント正味消費重量で除すことによって比推力が求められる。図 18 は平均燃焼室圧力に対する比推力の関係を示している。より詳しくは、この推力の値は定められた外部制約係数 K_n 、開口比 ϵ 、ノズル開き角 β 等に対して規定されるものであって、 K_n のばらつき、プロペラント自体のばらつきがあるため燃焼室圧力がばらつき、さらにその燃焼室圧力自体の測定精度も低いので、比推力のばらつきを調べるためには図 19 のごとくむしろ、外部制約係数 K_n 、対燃焼室圧力 P の関係をプロットした方がよいであろう。これは、外部制約係数 $K_{ne} \cong 260$ 、燃焼室圧力 $P \cong 44 \text{ kg/cm}^2$ 近辺のデータのみを拡大してプロットしたものである。 K_{ne} がばらついているのは、プロペラントのグレイン形状とノズル・スロート径にばらつきがあるためである。表 15 はグレイン寸法、燃焼表面積、ノズル・スロート径、外部制約係数および比推力の平均値および標準偏差をまとめたものであり、No. 4 と No. 5 のバッチの差による比推力の有意差は認められない。また、比推力の標準偏差はこのプロペラントの場合

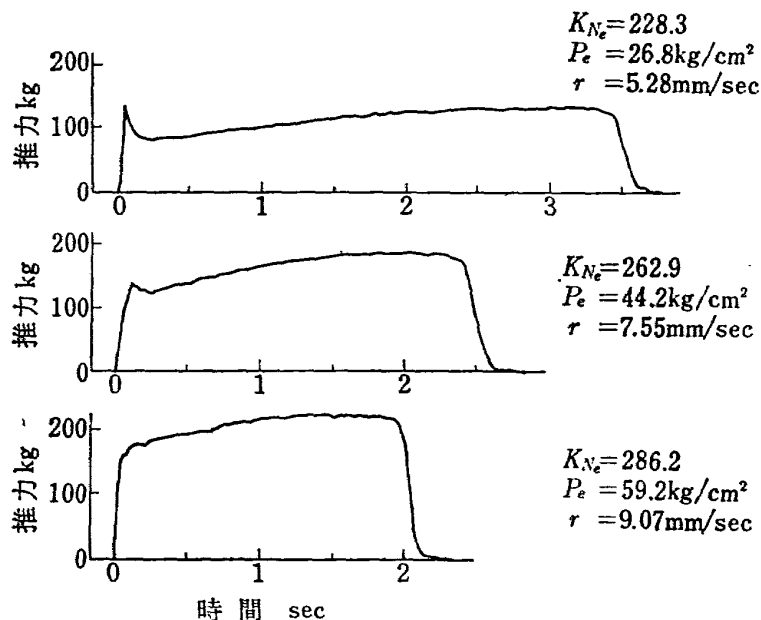


図 16 NOP-206 プロペラントの推力、時間曲線

表 12 NOP-206 プロペラント

実験番号	0928-1-1	0930-1-2	0930-2-3	1001-1-4	1001-2-5	1002-1-6	1002-2-7	1005-1-8	1005-2-9
薬幹番号	100 S-24	100 S-25	100 S-26	100 S-22	100 S-21	100 S-19	100 S-18	100 S-17	100 S-16
バッチ番号	4	4	4	4	3	3	3	3	3
I_g (gr/m sec)	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300
薬温 (°C)	21.7	21.0	21.4	21.0	21.5	20.3	21.5	20.4	20.3
d_{ti} (mm)	18.09	18.06	18.08	18.07	19.40	19.40	19.39	17.30	17.31
ε	7	7	7	7	5	5	5	9	0
$K_N i$	258.5	259.4	258.5	258.8	224.9	225.0	225.2	282.3	282.9
$K_{N \max}$	263.5	264.4	263.6	263.8	229.3	229.4	229.6	287.7	288.5
$K_N e$	262.1	262.9	262.2	262.4	228.0	228.1	228.3	286.2	286.9
W_p (kg)	1.970	1.966	1.952	1.971	1.958	1.972	1.958	1.960	1.979
I_t (kg·sec)	436.43	434.45	431.95	437.01	413.20	415.44	413.54	442.91	449.03
I_{ps} (sec)	221.5	221.0	221.3	221.7	211.0	210.7	211.2	226.0	226.9
t_{de} (sec)	0.065	0.054	0.074	0.064	0.095	0.098	0.108	0.046	0.072
t_0 (sec)	2.650	2.710	2.690	2.690	3.676	3.730	3.650	2.240	2.175
t_e (sec)	2.417	2.446	2.460	2.420	3.490	3.594	3.469	2.043	1.962
F_i (kg)	101.2	97.13	110.0	122.4	102.3	100.8	131.7	156.4	142.2
F_{\max} (kg)	192.3	191.7	189.3	189.9	131.1	131.7	131.1	228.0	238.3
F_{\min} (kg)	144.5	128.4	132.5	140.2	83.49	79.71	79.71	181.4	198.5
F_e (kg)	172.9	169.6	168.4	172.1	113.8	113.0	114.4	210.0	220.4
C_F	1.51	1.50	1.51	1.49	1.43	1.45	1.45	1.51	1.53
P_i (kg/cm ²)	29.5	27.0	30.0	34.0	24.4	23.6	32.6	39.2	44.0
P_{\max} (kg/cm ²)	49.2	49.5	48.7	48.9	30.5	30.1	30.2	63.3	66.1
P_{\min} (kg/cm ²)	37.7	34.3	34.9	37.2	20.2	19.0	19.5	51.6	55.6
P_e (kg/cm ²)	44.7	44.2	43.4	44.7	26.9	26.3	26.8	59.2	61.2
r (mm/sec)	7.64	7.55	7.54	7.68	5.30	5.16	5.28	9.07	9.40

の燃焼実験結果

1006-1-10	1027-1-11	1027-2-12	1028-1-13	1028-2-14	1029-1-15	1208-1-18	0112-1-19	0112-2-20
100 S-15	100 S-28	100 S-29	100 S-32	100 S-30	100 S-33	100 S-36	100 S-37	100 S-38
3	4	4	5	4	5	5	5	5
6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300	6/300
20.6	20.0	20.3	19.7	20.0	21.0	19.0	20.0	20.5
17.33	18.09	18.06	18.09	18.11	18.10	18.11	18.10	18.12
9	7	7	7	7	7	7	7	7
281.8	257.5	258.6	258.9	257.7	256.9	256.3	257.4	257.3
287.3	262.5	263.7	264.0	262.7	261.9	261.3	262.5	262.3
285.7	261.1	262.2	262.4	261.3	260.5	259.8	261.0	260.9
1.954	1.955	1.966	1.968	1.965	1.960	1.970	1.959	1.962
442.83	431.76	435.23	436.37	435.50	434.36	434.87	432.57	434.55
226.6	220.8	221.4	221.7	221.6	221.6	220.7	220.8	221.5
0.061	0.050	0.085	0.055	0.065	0.072	0.102	0.118	0.152
2.190	2.730	2.785	2.760	2.770	2.755	2.688	2.670	2.610
1.982	2.495	2.495	2.488	2.505	2.457	2.500	2.495	2.480
159.9	122.1	103.1	122.1	122.9	123.2	70.8	129.6	187.6
233.3	184.6	185.1	188.8	185.1	190.5	189.0	188.3	192.2
182.9	127.3	138.9	139.5	139.4	140.1	128.1	123.0	131.0
213.5	165.3	167.1	169.7	167.4	170.6	168.6	168.6	170.8
1.50	1.49	1.48	1.50	1.47	1.50	1.50	1.50	1.52
46.6	35.0	33.9	33.8	34.5	36.6	39.1	34.8	47.2
65.3	47.7	48.8	48.6	48.8	48.7	48.7	49.0	48.9
52.6	34.1	36.6	36.9	37.3	37.2	34.6	32.3	34.2
60.1	43.2	44.1	44.1	44.2	44.1	43.5	43.6	43.6
9.27	7.39	7.45	7.42	7.32	7.47	7.37	7.32	7.38

表 13 標準型固体ロケット・モータ燃焼性能の定義

ε	: ノズル開口比		
d_t	: ノズルスロート径	mm	但し
K_{Ni}	: 初期外部制約係数		$A_{bi}/A_t \quad \begin{cases} A_b & \text{燃焼面積} \\ A_t & \text{スロート断面積} \end{cases}$
$K_{N \max}$: 最大外部制約係数		$A_{b \max} \times / A_t$
K_{Ne}	: 有効外部制約係数		$\int_{\text{web}} A_b d(\text{web}) / \text{web} \cdot A_t \quad (\text{web はウェブ厚さ})$
W_p	: プロペラント消費重量	kg	
I_t	: 全推力	kg・sec	カウンター
I_{sp}	: 比推力	sec	I_t/W_p
t_{de}	: 点火遅れ	sec	図参照
t_0	: 全燃焼秒時	sec	"
t_e	: 有効燃焼秒時	sec	"
F_i	: 初期推力	kg	"
F_{\max}	: 最大推力	kg	"
F_{\min}	: 最小推力	kg	"
F_e	: 有効推力	kg	$\int_{t_e} F dt / t_e$
P_i	: 初期燃焼室圧力	kg/cm ²	図参照
P_{\max}	: 最大燃焼室圧力	kg/cm ²	"
P_{\min}	: 最小燃焼室圧力	kg/cm ²	"
P_e	: 有効燃焼室圧力	kg/cm ²	$\int_{t_e} P dt / t_e$
C_F	: 推力係数		$F_e / P_e A$
r	: プロペラント燃速		mm/sec web/ t_e

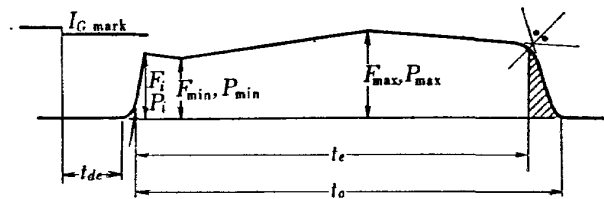


図 17 標準型固体ロケット・モータ性能の定義

表 14 標準型固体ロケット・モータの燃焼特性の評価
(NOP-206 プロペラントの場合)

P	P_{\min}/P	P_{\max}/P	t_e	t_e/t_i	$\int_{t_e}^{t_i} P dt / \int_0^{t_i} P dt$
27 kg/cm ²	~73%	~113%	3.5 sec	95%	1.8%
44	~80	~110	2.4	91	3.5%
60	~88	~108	2.0	91	3.5%

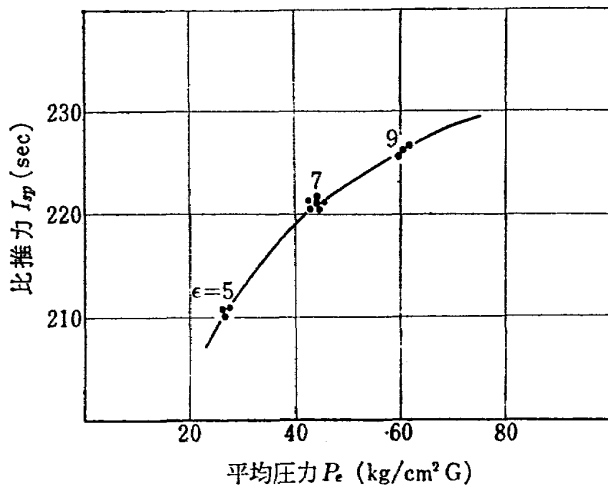


図 18 NOP-206 プロペラントの比推力の測定値

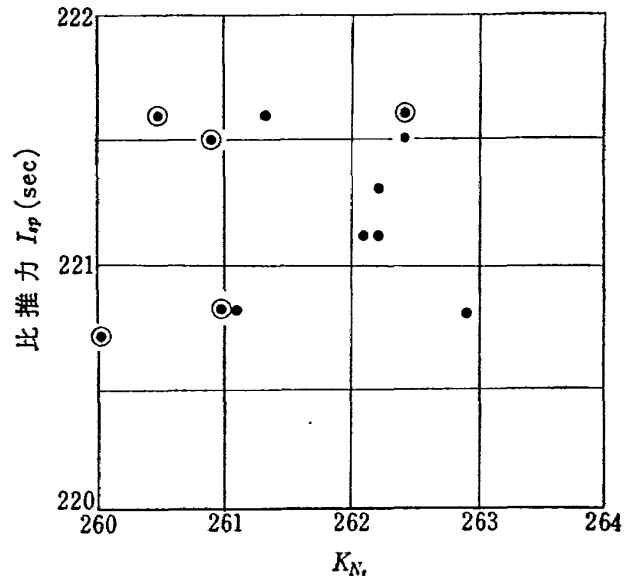


図 19 圧力 44 kg/cm² 近辺における NOP-206 比推力のばらつき
(● バッチ番号 4, ⊙ バッチ番号 5, $\epsilon=7.0$)

表 15 NOP-206 プロペラントのばらつき

バ ッ チ 番 号	4		5	
	平 均 値	標 準 偏 差	平 均 値	標 準 偏 差
外 径 (mm)	95.29	0.12	95.11	0.20
内 径 (mm)	58.31	0.13	58.39	0.16
薬 長 (mm)	290.0	0.04	290.0	0.00
ス ロ ッ ト 長 (mm)	159.8	0.18	159.5	0.21
ス ロ ッ ト 半 径 (mm)	5.14	0.04	5.21	0.08
燃 焼 表 面 積 (mm)	663.5	0.87	662.5	1.81
ノ ズ ル ・ ス ロ ッ ト 径 (mm)	18.08	0.02	18.10	0.01
K_{Ni}	258.4	0.59	257.4	0.84
$K_{N \max}$ (mm)	263.5	0.60	262.4	0.86
K_{Ne}	262.0	0.60	260.9	0.86
I_{sp} (sec)	221.3	0.30	221.3	0.42

0.15~0.20% であり、この値は測定系の総合精度 0.1% (3 σ) よりも大きいので実際にプロペラントの比推力の偏差であると考えることができよう。図 19 において外部制約係数が変化すれば燃焼室圧力が変化し、ひいては比推力が変化するので、このままで比推力の偏差をとるよりも、外部制約係数の一定値 (例えば $K_{ne}=261$) に換算した場合の比推力の偏差をとる方がより良いと思われるが、ここではデータそのままを記載した。プロペラントの比推力のばらつきを求めるためには上記の方法で十分と思われるが、比推力の絶対

的な値を求めるという点からみると未だ本報告では残された問題点が多い。すなわち、固体ロケットの比推力標準化の今後の進むべき道としては、絶対的比較に必要な換算法の確立が重要と思われる。

7. む す び

固体ロケット・モータの比推力を測定するに際しての標準型固体ロケット・モータとテスト・スタンドおよび計測装置の計画を行なった。直径 100 mm, 長さ 300 mm の中立燃焼, 無スライバ型のプロペラント・

グレインについて実験を行ない、また最大推力 450 kg のテスト・スタンドおよび計測装置については各種誤差解析を行なった結果、0.1% よりも高い精度で比推力が測定できることを明らかにし、環境条件の一定化とあいまって、固体ロケットの比推力測定の標準化を試みた。一連の燃焼試験の結果、このシステムの正当性が確かめられ、また一例として NOP-206 プロペラントについての比推力の偏差を求めた。

おわりに、テスト・スタンドおよび計測装置の計画にあたり、終始変らぬご指導と実際の検討をして頂いた空気力学第一部長洲部長、宇宙開発事業団誘導制御グループ田畑浄治総括開発部員（当時航空宇宙技術研究所計測部）、宇宙開発事業団構造開発グループ木村茂主任開発部員（当時航空宇宙技術研究所計測部）に厚

く御礼申し上げます。また、テスト・スタンドおよび計測装置の製作は石川島播磨重工業株式会社をお願いしたが、特に滝本課長、田上技師、滝川技師のご協力を得たことを付記し感謝の意を表す次第です。

文 献

- 1) V.C. Plane; Total Impulse Measuring System for Solid-Propellant Rocket Engine, Air Force Rocket Propulsion Laboratories Report RPL-TDR-64-108, pp. 56, 1964
- 2) 五代富文, 湯沢克宜, 伊藤克弥, 西村久男; 固体ロケット・モータの推力大きさ制御の研究—特性と小型モータによる実験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-177, 1969

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 厳 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, 臼井 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 臼井正孝
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

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203号

昭和46年6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)44-9171(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
