

# M-22 残留内圧の計測

秋葉鏝二郎・中村 円生\*・荒木 哲夫・出羽 茂\*\*

## 概 要

本実験は、打ち上げたロケット（2段ブースタ）の燃焼終了時以降の残留内圧（ $P_F$ ）を計測し、周囲圧力（真空）との差から生じる残留推力を予測することを目的とする。

最初の実験は、L-4-SC-2号機で試みられ、予定した計測に成功したが、M-3-C型ロケットにおいては、装置を改良し、低圧部分をより詳細に計測する目的で行われた。しかし、1号機では、後述の様に、計測ができず、2号機において以下のような結果が得られた。

## 1. 装置の構成および機能

$P_F$ 計測装置は、第1、第2図に示すとおり、本体に、スプリングディスク、スタートバルブを組み込み、それに高圧（ $P_2$ ）計測用センサー、低圧（ $P_F$ ）計測用センサー（第1表、第3図）、プッシャーカートリッジ、導圧パイプなどが結合されている。

モータ内圧が約  $10 \text{ kg/cm}^2$  になるタイマーシーケンス  $P_F$  ON の時点で、プッシャーがスタートバルブを作動させ、導圧パイプを通じて装置内に圧力を導入する。このガス圧力は、約  $5 \text{ kg/cm}^2$  の封じ込められた  $N_2$  ガスにより押しつけられていたスプリングディスクにかかり、内圧が  $2 \text{ kg/cm}^2$ （絶対圧）になった時、スプリングの力が勝ってディスクが移動し、 $P_F$  センサーが圧力を受けて計測が開始される。高圧用センサーは始終モータ内圧を測定している。

## 2. 地上試験

装置の機能および信頼性確認のため、次のような試験を行った。

### 1) 耐圧試験

$90 \text{ kg/cm}^2$  の水圧を5分間かける。

### 2) 振動衝撃試験

ISAS 搭載計器の試験規格による。

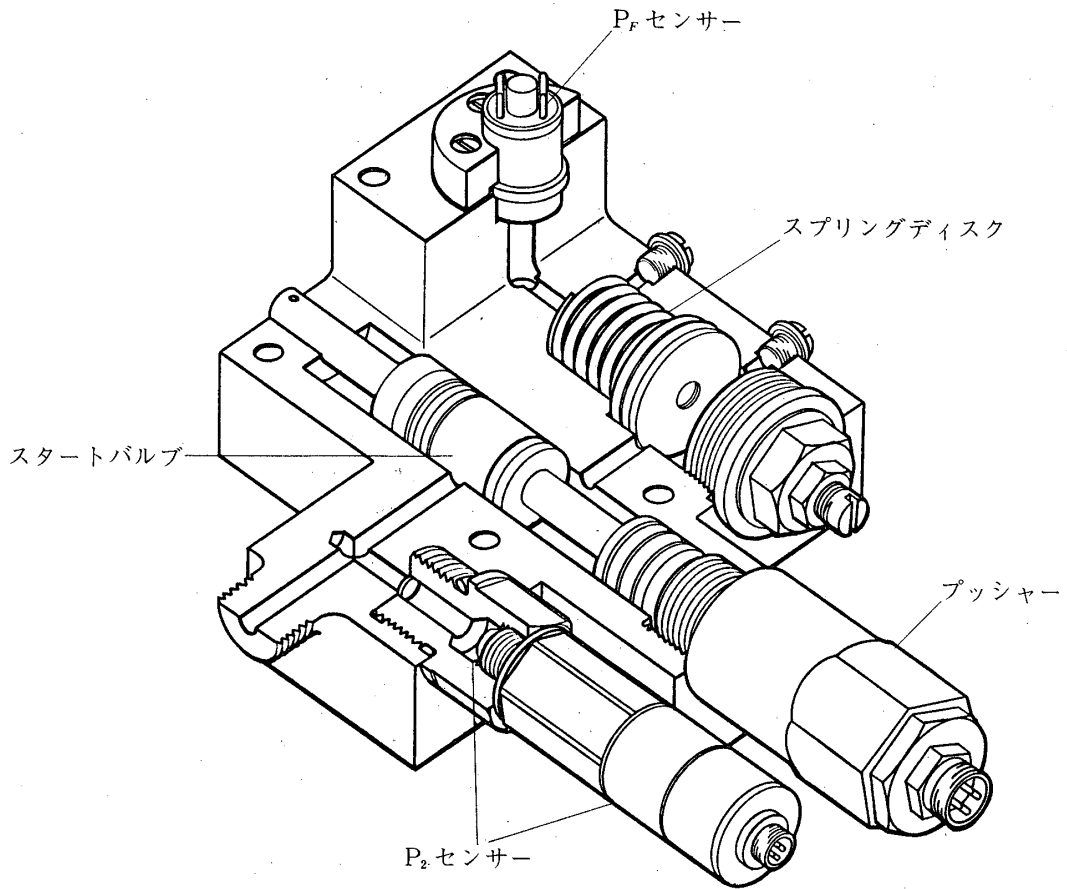
### 3) 気密試験

$N_2$  ガス  $40 \text{ kg/cm}^2$  を注気し、リークディテクター液をぬりチェック。

---

\* 伊藤精機，東大宇宙研協同研究員

\*\* 日産自動車

第1図  $P_f$  計測装置の内部構造

## 4) 圧力設定試験

$N_2$  ガスを使用して、ディスクが差圧  $1 \text{ kg/cm}^2$  で作動するようにスプリング力を調整する。

## 5) 長時間気密試験

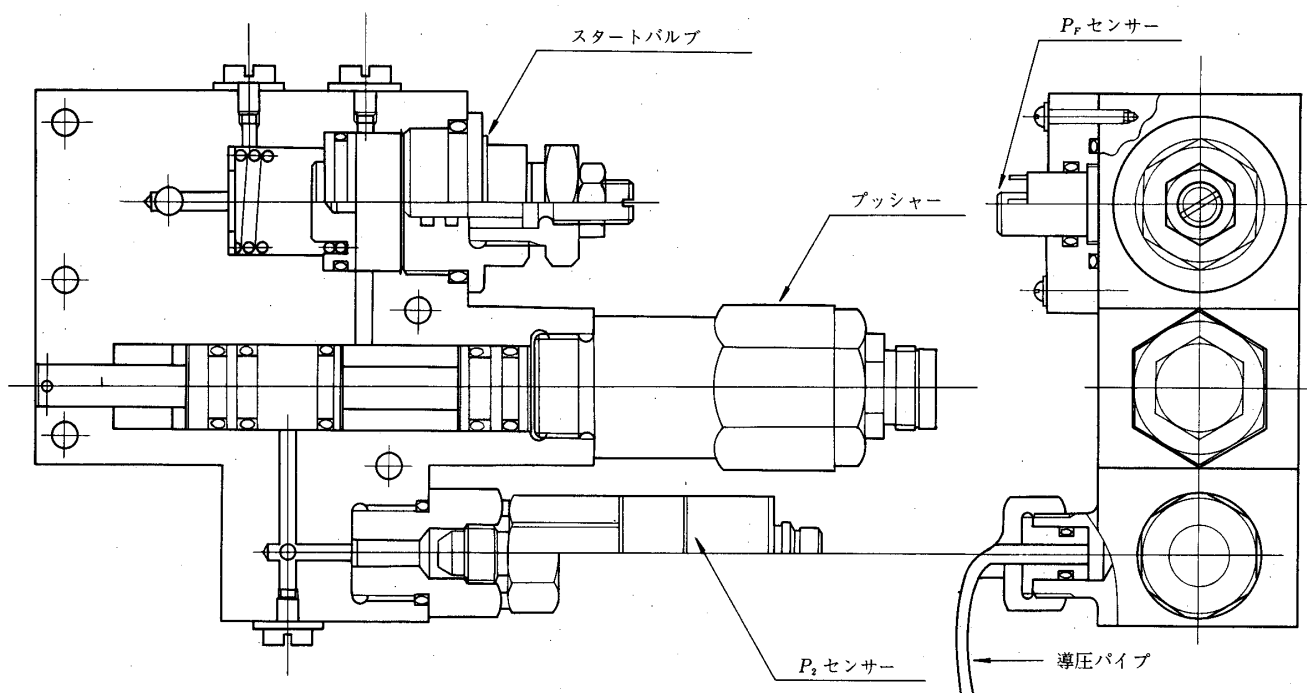
$N_2$  ガス  $5 \text{ kg/cm}^2$  を注気して、1週間放置した後、リークのない事を確認する。

## 6) 機能試験

$N_2$  ガスを使用して、圧力  $10 \text{ kg/cm}^2$  および  $4 \text{ kg/cm}^2$  の時、実機と同じプッシャーにて、スタートバルブを作動させ、その加速度を計測するとともに、ガス圧を下げてディスク作動等の機能を確認する。

## 3. 真空槽内における総合試験

1号機の実験で計測できなかった原因究明を含めて、総合試験として2号機の装置について、真空槽内にて、 $110\phi$  モータを燃焼させ、その残留内圧を測定した。

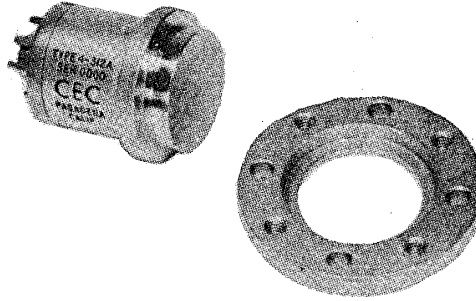
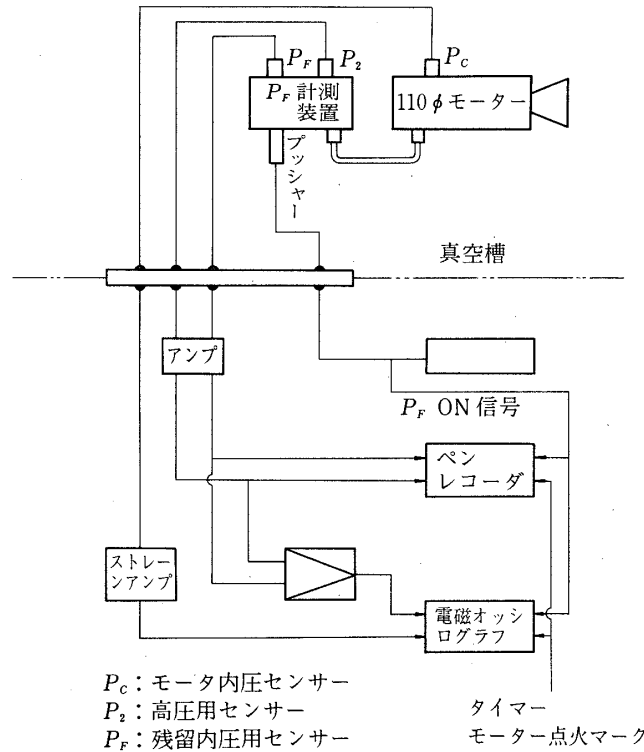
第2図  $P_f$  計測装置第1表  $P_f$  センサー 諸元表

形式	4-312 (BELL & HOWELL)
計測範囲	0~1.05 kgf/cm <sup>2</sup> (絶対圧)
入出力抵抗	358 Ω
出力電圧感度	309.15 mV/V
非直線性とヒステリシス	±0.05% FS
大きさ	22 mm (L) × 13 mm φ
重量	8.4 gr (本体のみ)

## 1) 試験の方法

要領は以下のようで、第4図に試験ブロック図を示す。

- ①真空槽 容積 150 m<sup>3</sup>, 初期真空度 1 torr.
- ②モータ 外径 110 φ, 長さ 420 cm.  
燃焼圧 32 kg/cm<sup>2</sup> max.  
燃焼秒時 5 sec.
- ③計測項目 モータ内圧, モータ残留内圧, 真空槽圧.
- ④試験回数 第1回  $P_f$  ON 内圧約10 kg/cm<sup>2</sup>の時.

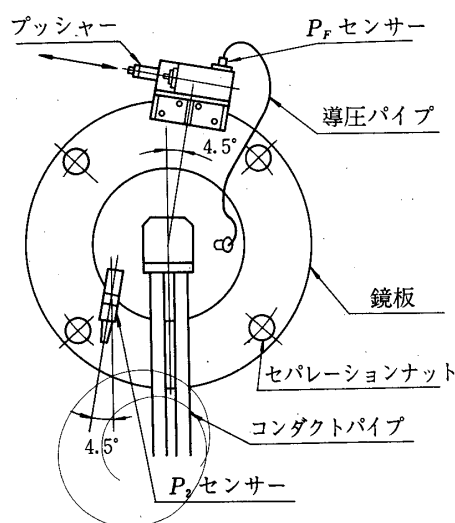
第3図  $P_F$  センサーおよび取付フランジ

第4図 試験ブロック線図

第2回  $P_F$  ON 内圧約  $4 \text{ kg/cm}^2$  の時.

## 2) 試験結果と検討

2回の実験とも、スタートバルブ、スプリングディスクは予定どおり作動し、 $P_F$  の計測も行われたが、 $P_2$  (高圧用) センサーが2回とも  $P_F$  ON のプッシャー作動と同時に異常となり、以後の計測が不能となった。



第5図 機器の取付け位置

推定できる原因としては、

- ①試験後の  $P_2$  センサーは両方とも導通がなく、断線又はエレメント破壊があったのではないか？
- ②大気中での機能試験では異状がなかったのに、真空中では、センサーエレメントの挙動に相違点があるのではないか？
- ③  $P_F$  センサーは、いずれも異状がみられなかったが、 $P_2$  センサーと異なった点は、両者の取付け位置が、ピストンの作動方向に対し、 $P_F$  センサーは直角、 $P_2$  センサーは平行であった。そのため衝撃の大きさに相違があったのではないか？

等である。

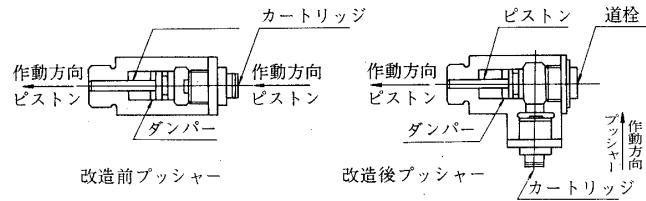
以上から、スタートバルブ作動時の衝撃力が大きすぎるという結論を下して、次のような対策および確認試験を行った。

### 3) 対策

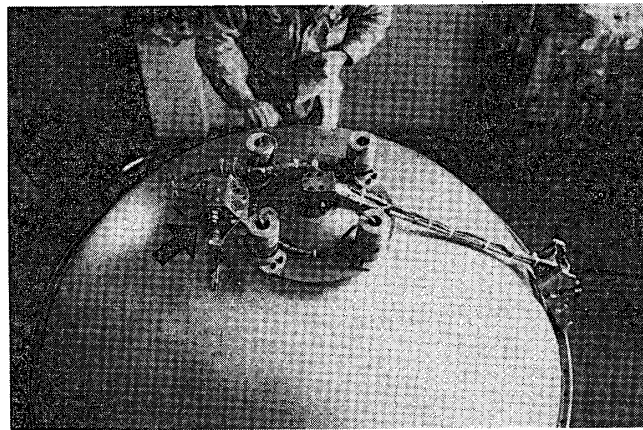
- ①衝撃発生源に隣接する  $P_2$  センサーを遠ざけるために、M-22 モータの鏡板に直接取付ける（第5図参照）。なお、L-4SCの場合も鏡板に取付けてあった。
- ②新旧の取付け位置における衝撃加速度を計測し、効果を比較検討する。
- ③カートリッジの薬量を減らし（CTG-12 RK 0.24 gr → CTG-8 RK 0.17 gr）、且シリンダーの容積を広くする。
- ④ダンパーの材質を、硬質ゴムからフェルトに変え、さらにダンパーの逃げ場を広くする。
- ⑤衝撃波を直接作動方向に伝えない構造のものを試作して試験を行う（第6図）。

### 4) 対策後の試験結果

以上の対策を行った結果、改造後の構造が衝撃力も少ないという試験結果が得られた。



第6図 プッシャーの改造

第7図 M-22鏡板部の外観と $P_F$ 装置

#### 4. 飛しょう実験

##### 1) フライトスケジュールの作業

ロケットに組付ける前の組立て作業は、3.地上試験に述べたような要領にて、

- ①気密試験
- ②スプリング圧力 ( $2.0 \text{ kg/cm}^2$ ) の設定および動作機能チェック.
- ③ $N_2$  ガスの封入 ( $5.0 \text{ kg/cm}^2$ ).
- ④長時間気密試験 ( $5.0 \text{ kg/cm}^2$  にて5日間).

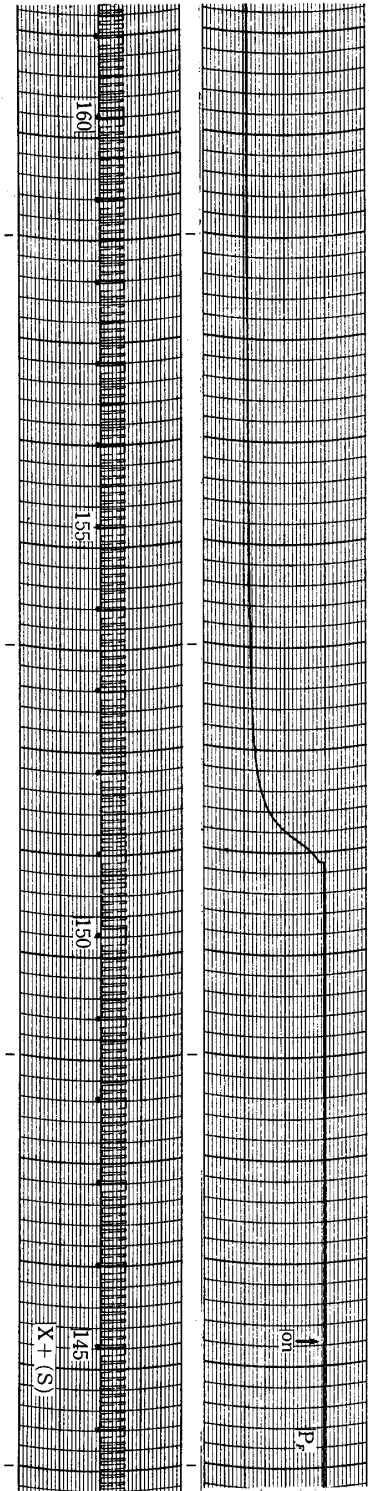
などを行い、Y-4に、M-22モータへの組付けを行った(第7図). ロケット組立て後の動作チェックの際には、テレメータにて各センサーの出力信号をチェックして異状のない事を確認した.

##### 2) 実験結果

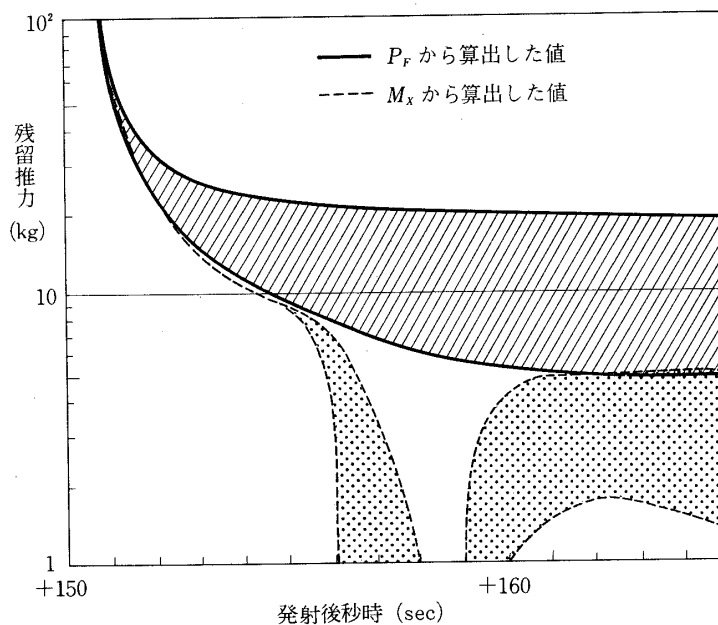
前にも述べたように、1号機の場合は $P_F$ センサーに異状がみられ、計測ができなかったが、2号機にて、第8図のようなデータが得られた.

#### 5. 結果の解析および検討

##### 1) 残留内圧と推力の関係



第8図  $P_F$  テレメータデータ



第9図 残留内圧

第8図のデータをもとに残留内圧 (torr) と発射後の時間を表わしたのが第9図である。図において、幅があるのは、後でも述べるが、テレメータデータの0点の変動したのではないかと推定される為である。

上辺は、データをそのまま読んだ値で、下辺は0点に戻ったと仮定して計算したものである。

以上の結果にもとずき残留推力を計算してみよう。

残留内圧  $P_F$  と推力  $F$  には次のような関係がある。

$$F = C_F P_F A_F$$

但し  $C_F$  : 推力係数

$A_t$  : ノズルスロート面積 [cm<sup>2</sup>]

$C_F$  は、一次元単純理論では、この場合、比熱比  $k$  とノズル開口比  $A_e/A_t$  のみで定まるが、実際には、更に適当な効率を掛けねばならない。

M-22 および第2段について計算に用いたデータは、M-3C-2 について、

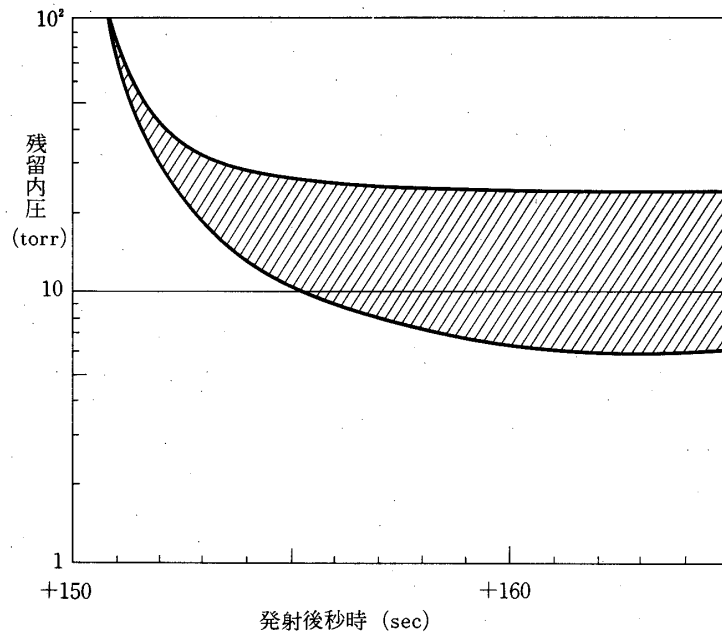
$$\frac{A_e}{A_t} = \left( \frac{1074}{230} \right)^2 = 21.8$$

$$\alpha t = 230 \text{ mm } \phi$$

$$k = 1.25 \text{ として}$$

$$C_F = 1.75 \times 0.98 \text{ (効率)}$$





第10図 残留推力

$$=1.71$$

$$W=11.0-7.1=3.9 \text{ ton}$$

等である。

以上のデータをもとに残留推力  $P_F$  を算出した結果が第10図である。

## 2) 検討

テレメータデータを解析する際に不可解な事があった。それは、発射後230秒の近辺では、周囲圧力が高真空であるにもかかわらず、内圧は、かなり高い値を示していることである。そのデータをそのまま正しいものとみなしたのが、第9図、第10図の上限で、時間経過から考えて、内圧が下ってもセンサーその他が何かの原因で高い圧力を示し続けたものと考え、発射後230秒のデータの最も低圧の点をゼロとみなして再校正したものが下限の値である。ゼロレベルが上ったままになった原因として推定されることは、熱、衝撃などでセンサーその他に予期しない変化があったのではないかと考えられるが確かではない。

いずれにしても、本実験の結果としては、2段ブースタの内圧は、+136秒の燃焼終了時から急激に下降し、+155秒位で約  $10 \text{ kg/cm}^2$  となり、その後よどみの圧力、すなわち残留内圧が継続している事を示している。第10図において、残留推力は  $5 \sim 25 \text{ kg/cm}^2$  位という結果を示している。同図に、参考のため、精密加速度計のデータから計算した推力を点線にて示した。これは、約+156秒の切離し以降のデータが、その衝撃で乱れて、精密な判読ができず、図のような幅で示してあるが、切離し以前は、残留推力の下限にほぼ一致している。

本実験において、残留内圧を導入制御し計測する機構は、ほぼ予定どおりであったが、残留内圧を正確に知るといふ点ではまだ不完全である。後の機会にその改善を期して今回の報告とする。

1978年1月24日 新設部(宇宙工学)

#### 参考文献

- [1] G. P. Sutton "Rocket Propulsion Elements" (1949) John Wiley and Sons, Inc.
- [2] 長友信人, 荒木哲夫, 橋本保成「モデルロケットの内圧測定による残留推力の予想」宇宙研報告, 7, No.1(A) 34(1971).
- [3] 東大宇宙研「M-3C-2 実験計画書」SES-TN-75-051-SY(1975).
- [4] 遠藤宏二他「ロケット工学」(1960) 日刊工業新聞社.

正 誤 表

M-22 残留内圧の計測

宇宙航空研究所報告第14巻第1号(B)

1978年2月

個所	誤	正
p. 330		
p. 331		

エマルジョン燃料滴の燃焼

宇宙航空研究所報告第14巻第1号(C)

1978年3月

個 所	誤	正
p. 510, 12行目	黒い部分が水相, 白い部分が油相で $1\sim 3\ \mu\text{m}\phi$ の球状である.	黒い部分が水相, 白い部分が油相で, <u>前者は</u> $1\sim 3\ \mu\text{m}\phi$ の球状である.
p. 511, 5行目	既報〔6〕の方法で調整した.	既報〔6〕の方法で調製した.
p. 513, 4行目	ここでは燃焼滴から熱水あるいは	ここでは <u>マイクロ爆発</u> は燃焼滴から熱水あるいは
p. 514	(図の番号欠落)	<u>Fig. 6</u>
p. 515. 最終行	kerosen and	<u>kerosene</u> and