

モデルロケットの内圧測定による残留推力の予想

長友信人・荒木哲夫・橋本保成

Prediction of the Residual Thrust of a Solid Propellant Rocket by the Measurement of Residual Chamber Pressure of the Model Rocket

By

Makoto NAGATOMO, Tetsuo ARAKI and Yasunari HASHIMOTO

Abstract: To predict the residual thrust level of a rocket motor used for the L-4S launch vehicle, the experimental study was carried out. In this study, the residual thrust was calculated, on the basis of the measurement of the chamber pressure of the model motor set in a vacuum tank just after burn-out in atmospheric condition. The predicted residual thrust level was compared to the flight data by a rocket-borne microaccelerometer. The result shows that the prediction by this method tends to underestimate the residual thrust value. Thus it is considered that the process of sliver burning which was not well reproduced in this method is important to more precise prediction of the residual thrust tendency.

概要

固体ロケットの残留推力を推定するために小型モデルエンジンを用いて残留内圧を測定した。小型モデルエンジンは燃焼後直ちに真空状態にできるテストスタンドに収められ、燃焼後十分低い圧力のもとにおかれて内圧を測定した。これによって得られた内圧曲線から実機の予想残留推力を算出した。予想値は実機飛行中の加速度データと比較したが、これによると予想値は燃焼直後は実測値より低く、時間がたつにつれて、近づいていく傾向を見せた。燃焼直後の残留推力にはスライバー燃焼が大きく寄与していると考えられ、これを正しく予想するためには真空状態への切替を早めにして内圧変化の不連続部をできるだけ小さくすることが必要である。

主な記号と略号

- A_e ノズル出口面積
- A_R レストリクター露出面積
- A_i ノズルスロート面積
- b. o. burn out の略, ここでは $P_c=1\text{atm}$ の状態をいう.
- C_D 流量係数

C_F	推力係数
F	推力
R 60	} モデルエンジン名 R, L は推薬種別 60, 110 はエンジン寸法 A, B は中子の種類
L 60 A	
L 60 B	
L 110	
L-B3	ラムダロケットの 3 段目エンジン
p_c	エンジン内圧
p_e	エンジン周囲の圧力
x	レス材露出以後の推薬の燃焼距離
y	単位光ぼうあたりの露出レス材のエンジン断面図上での長さ

序

固体ロケットエンジンが燃焼終了後もわずかながら推力を出していることは知られていたが、われわれがこれを定量的に問題とするにいたったのは、1969 年 8 月の L-4T-1 号機において、一度切り離された 3 段目ロケットが再び本機に接触するという事態が生じて以来である。このため、L-4S-5 号機以降の機体には残留推力に見合うだけの逆推力を与える逆推進ロケットが装着され、切り離した距離を保つ方法が採用されている。この逆推進ロケットは飛しょう体システムとしてはペイロードを減少させる結果となるので最少限のものが望ましい。このためには、残留推力の大きさ、および時間的变化を正しく予測する必要があることが痛感され、推進班を中心として種々の観点から検討がおこなわれた。ここに紹介する実験結果は、これらの研究の一部である。

2. 残留推力発生機構

ここでいう残留推力 (residual thrust) とはエンジンの推進剤が燃焼して設計上のロケットの機能を果たした後に、ごく微量に残っている推力のことをいう。残留推力とはいっても実は推力の減少過程の現象にすぎないから、むしろ推力の消滅機構といった方がここではふさわしいかも知れないが、この推力の生じる機構について簡単に考察しよう。固体ロケットでは点火後予め設計された燃焼面形状に従って推薬面が後退し、遂にチェンバ壁 (レストリクタ) が露出して燃焼面積が減少する、いわゆるスライバ燃焼時期になる。ここで急速に内圧が減少して、大気圧下の燃焼実験であれば、ノズルスロートでの流速が亜音速となってロケットエンジンとしての機能を発揮できなくなる。しかし、もし宇宙空間であればチェンバ内外圧比は十分大きく、かなり低い内圧までノズルは超音速流を保ち推力を発生する。このスライバ燃焼末期以降の真空中での推力を残留推力とすることができる。この残留推力の原因となっているのは、

- (1) 低圧下での残りの推薬の燃焼によるガス
- (2) レストリクター材の分解により発生したガス

この二つが主なものであるが、実際のエンジンについて定量的に残留推力を予想することは

むずかしい。その理由は、実際のエンジンではスライバ燃焼時期での各部分の燃焼進行状態を正しく知ることがむずかしいうえに、これら二つの推力発生源の複雑な熱交換過程があるためである。簡単化して数式的にいい表わすならば次のようになるだろう。

推葉の燃焼率 (\dot{m}_P) に比例したエネルギー (\dot{q}_P) が放出される。すなわち

$$\dot{q}_P = A \dot{m}_P \quad A: \text{比例定数} \quad (1)$$

レス材の分解は、おそらく時間的なずれがあるので、時間微分で表わすのは必ずしも適当ではないが、平均的なものと考えれば、 \dot{q}_R の熱流量をうけて \dot{m}_R の速度で分解するものとするれば、

$$\dot{m}_R = \alpha \dot{q}_R \quad \alpha: \text{比例定数} \quad (2)$$

噴出ガスのエネルギーおよび推力は、燃焼ガスもレス材も等温であれば大よそ次のように書けよう。

$$\frac{1}{2}(\dot{m}_R + \dot{m}_P)v_e^2 = \dot{q}_P - \dot{q}_R \quad (3)$$

$$\text{推力 } F = (\dot{m}_R + \dot{m}_P)v_e \quad (4)$$

v_e は噴出速度である。

また、エンジン内部の状態を決めている式は、

$$\dot{m}_R + \dot{m}_P - C_D A_t p_a = \frac{d}{dt}(\gamma V_c) \quad V_c: \text{エンジン容積} \quad (5)$$

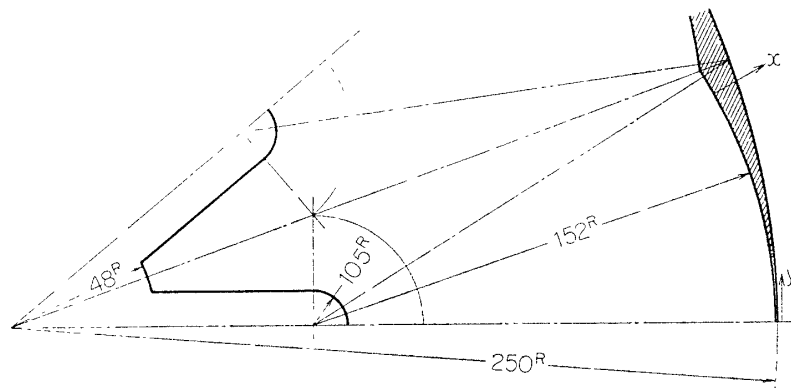
つまり、内部で発生するガス量と出ていく量の差が内圧変化として表わされる。

これらの関係を定量的に知ることができれば、推力に関してもその時間的な変化を予想することができる原理であるが、実際には (1) 式と (2) 式を具体的に示すことは困難であり、ここでは単に推力の消滅過程を簡単に数式的にいい表わしたにすぎない。

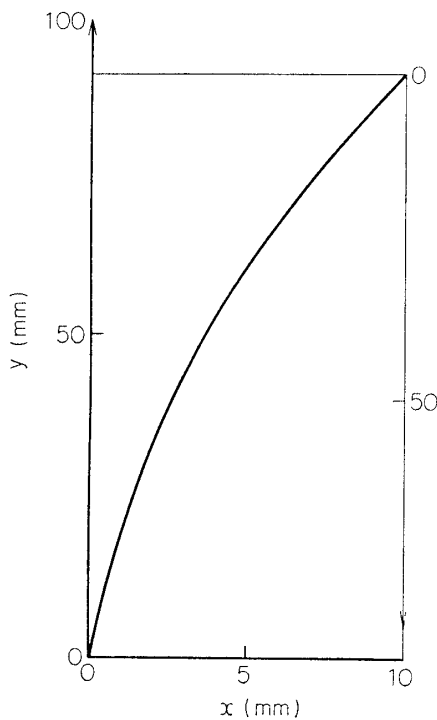
3. 小型エンジンによるモデル実験の問題点

3.1 モデルエンジンの設計

残留推力の発生機構から考えて、モデルエンジンは実機エンジンのスライバ部分の燃焼が



第1図 L-B₃ 推葉断面スライバ部分

第 2 図 L-B₃ の x_y 関係

再現できればよい。また、中子の光ぼうのうちの一つのスライバに相当する部分だけの形状特性を扱っていれば十分である。第 1 図は実機中子の一部から計算で求めたスライバである。この部分の燃焼距離と燃焼面積の関係を第 2 図に示す。ただし、これは中子の断面図より出したものでエンジン両端の複雑な部分を考えていない。これをここでは xy 曲線と名付けておく。これは、エンジンの燃焼終りの部分に相当するが、これを逆にみると、燃焼進行と共に露出してくるレスの面積を表わしている。実際には、長さ方向での燃焼速度の違いなどでこれよりなだらかな燃焼曲線となる。また、スライバが全くないとした場合でも、チェンバ内圧が減少する過程は、(5)式に従って $p = p_0 e^{-t/T}$ で表わされ、たとえば、上記エンジンの場合 $T = 0.1$ 秒ぐらいである。これは、スライバ燃焼時間に比べては

るかに小さい。

ともかく、このように真空中で燃焼するためできるだけ小さなエンジンで残留推力に関して実機と同じ性質をもたせたいという要求に基づいている。しかし、エンジンの大きさはずっと小さいので、寸法効果がどのように現われるか考えておこう。エンジン内の熱伝達は、この現象においてとくに重要であるが、寸法の効果はガス体からのふく射量の違いとなるだろう。寸法比は、大体 1/10 である。燃焼ガス成分のうち主な成分は、CO、H₂、アルミナである。アルミナ以外の気体ではふく射量の比は寸法比ほどは大きくない。一方、アルミナは液滴の形で存在し、不透明であるから寸法の違いによるガスからのふく射量の違いを小さくする働きがある。結局、この違いについては補正していない。その他の予想される寸法効果は、構造材やノズルの熱容量のちがいである。レス材の分解速度が重要であるとすれば、温度の影響が大きいのでこの方がむしろ問題となるが、これもここでは無視している。

3.2 真空状態

この実験は、真空中で行なうのが理想であるが、一連の実験を真空中で行なうためには燃焼ガスの排気処理をしなければならないので、実際上はその排気装置の能力で制限される。ここでは、比較的小型の排気装置を用いるために次のように考えた。すなわち、真空中でのエンジン燃焼では、エンジンノズルは、常に超音速であり、エンジンチェンバー内での現象が外の圧力の影響を受けないのが特長であり、その条件が満たされていればよい。したがって、真空状態といってもノズルが超音速流となるだけ低い圧力で十分である。大気中での燃

焼では、内圧が約2気圧以上では、この条件が満たされているので、これ以下の圧力について外圧をさげていけばよい。そこで、ここではこのような条件を作るために、次の二つの状態に分けた。

状態 (1) : 大気中でロケットを燃焼する。

状態 (2) : 燃焼終了 (内圧1気圧) と同時に真空タンク内にいれて減圧する。

3.3 推力の算出

さて、現用の装置では推力を直接測定することができないので、内圧を測定することによって推力を計算した。内圧から推力をだす場合 (真空中)

$$F = C_F p_c A_t$$

$$C_F = \kappa \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \left\{ \frac{2}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \frac{p_e A_e}{p_c A_t}$$

$$p_e / p_c \ll 1$$

の関係がある。 C_F の中にはガスの量としては、 c_p/c_v が入っているだけであるから比較的ガスの状態量や分子量の影響をうけにくい。この方法は、内圧を直接測定するので、残留推力の比推力やガス量を知る必要がないのが利点である。

4. 試験装置

4.1 排気装置 (姿勢制御エンジン試験装置)

ポンプ型式 : スチームエゼクタ

真空タンク容積 : 約 3.5 m³ (1.3φ × 2.5 L)

到達真空度 : 1.5 × 10⁻² Torr

なお、これについては本号で別に詳しく紹介されているのでここでは省略する。

4.2 真空切換装置

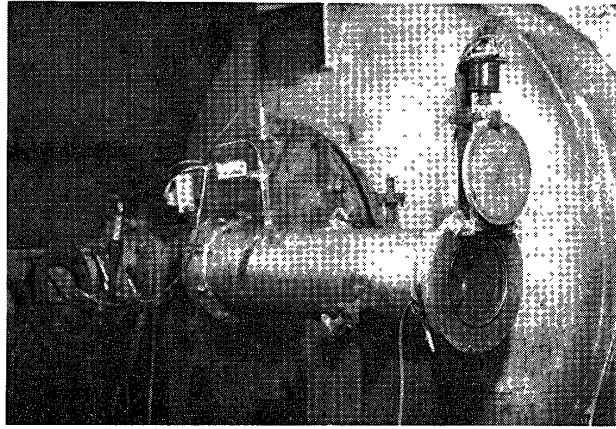
エンジン燃焼終了と共にエンジンのまわりを真空にするための装置で、ふたのついた円筒形真空タンク (エンジンスタンド) と、これを上記排気装置に接続するエア作動式の真空バルブよりなる (第3図)。測定に際しては次のようにセットし、作動する。(第4図参照)

- i) 真空バルブ閉, フタ開 (エンジン大気圧)
- ii) 真空燃焼終了, フタ閉 (手動) 真空バルブ開 (フタ閉に連動)
- iii) 真空タンク of ガス排出 (真空, 良くなる)

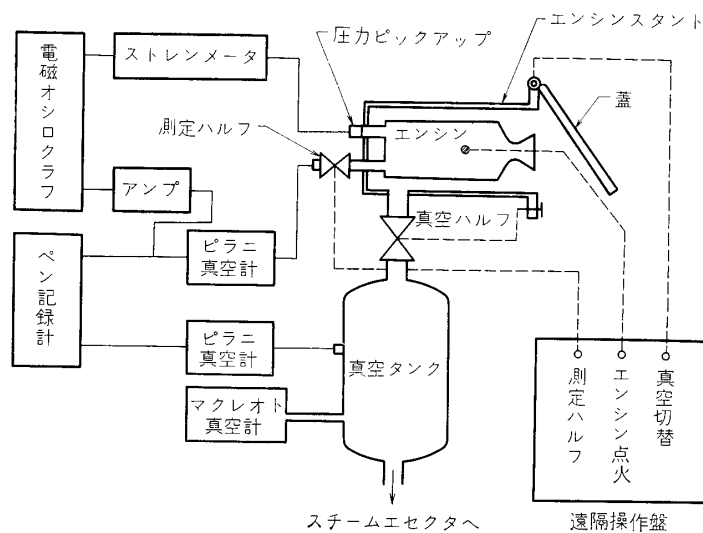
この時のタンク圧の変化は、エンジンスタンドタンクの大きさによって異なる。とくに、スチームエゼクタの排気特性を考えると、これは小さいものほど良好である。あまり大きかったり、ガス量が多いと作動範囲外となり排気能力がおちる。真空タンクは、このためバッファータンクとなっている。エンジンがない場合、以上の操作をしたときの圧力の変化を参考のためにとっておく (第5図)。

4.3 計測装置

1. エンジン内圧 (高圧) 測定用ストレンゲージタイプ圧力ピックアップ
2. エンジン内圧 (低圧) 測定用ピラニ真空計



第 3 図 真空タンクに取付けられたエンジンスタンド



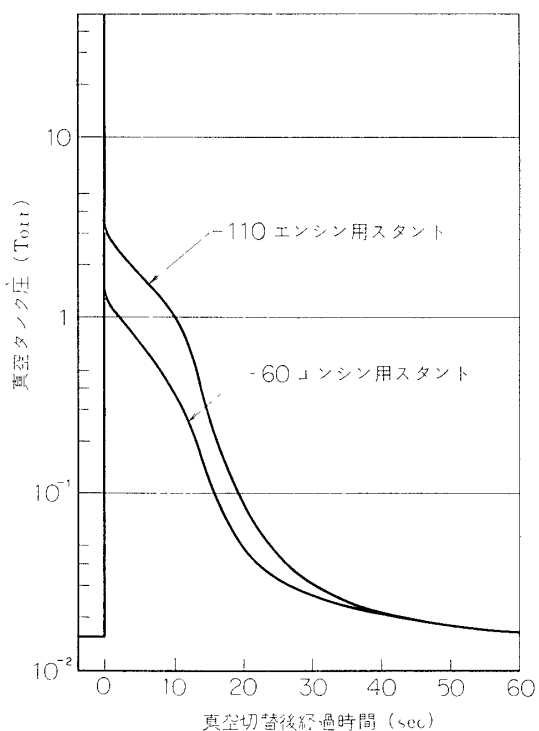
第 4 図 真空切替計測系統図

3. エンジン外圧（真空タンク圧）測定用ピラニ真空計
4. 校正用マクレオード真空計

測定に際して、1と3は燃焼前後通じて接続しているが、2は燃焼中、高圧の燃焼ガスの影響をうけないように測定用バルブによってカットされている。これは、エンジンスタンドタンクが低圧になったと判断した後、開けられる。実際には、真空バルブ開の直後である。4は、実験終了後、30分に2、3の真空計を校正するのに用いる。第4図に、測定系統を示す。

4.4 モデルエンジン

試験に用いたエンジンは、大きさ、中子の形状、推進の種類などによって4種類に分けられる。次のような略称を用いる。

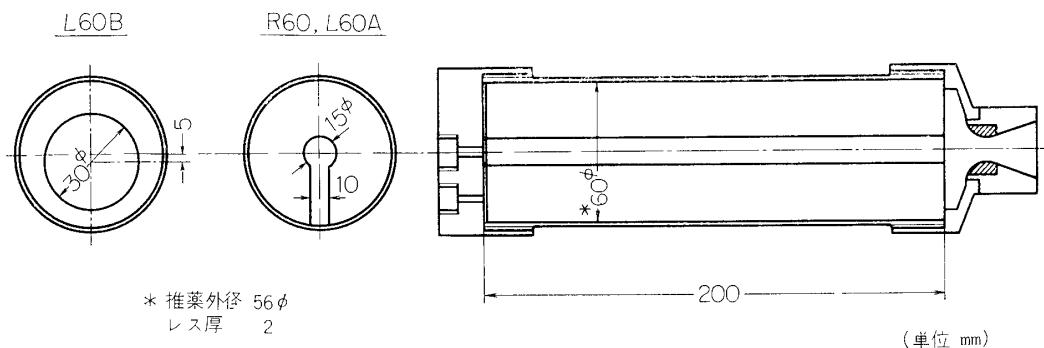


第 5 図 真空切替時の真空タンク圧変化

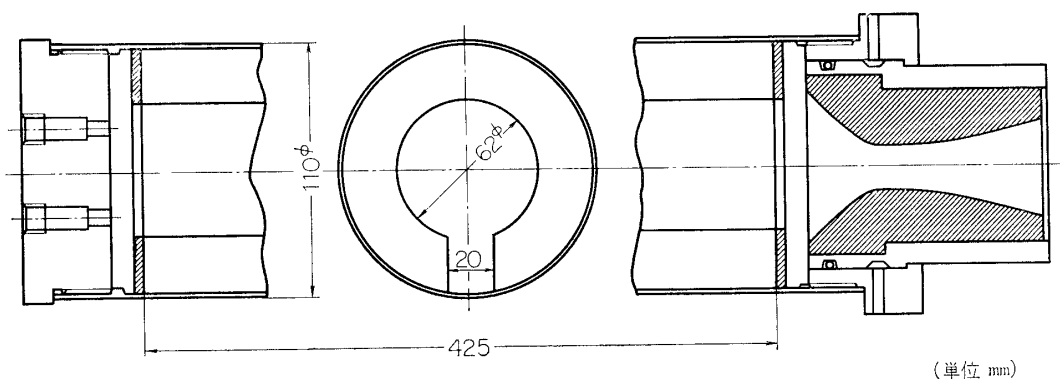
R : 推薬とレス材が L と異なる参考品
 L : L-4S B3 相当の推薬とレス材
 60 または 110 : モデルエンジンの直径, これによって 2 種類のエンジンを区別する.

第 1 表に, L-B3 とモデルエンジンの諸元を記す. 第 6, 7 図は各エンジンの寸法諸元. 第 8 ~ 10 図はそれぞれの xy 曲線である. キーホールの中子は, 手許にあったエンジンのもので, これを一応標準として用いたが, のちに追加した L60B はいろいろな点で L-4S B3 に近い特性をもっていて, この方がよいと思われる. それは次の点である.

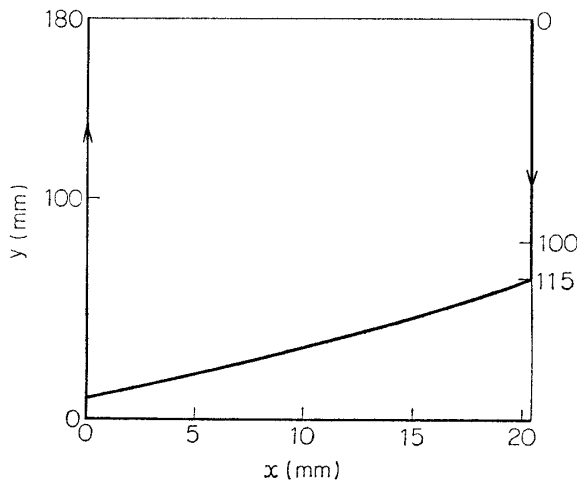
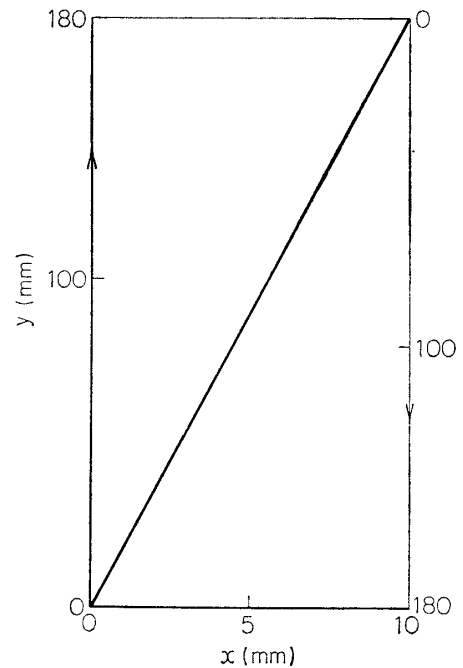
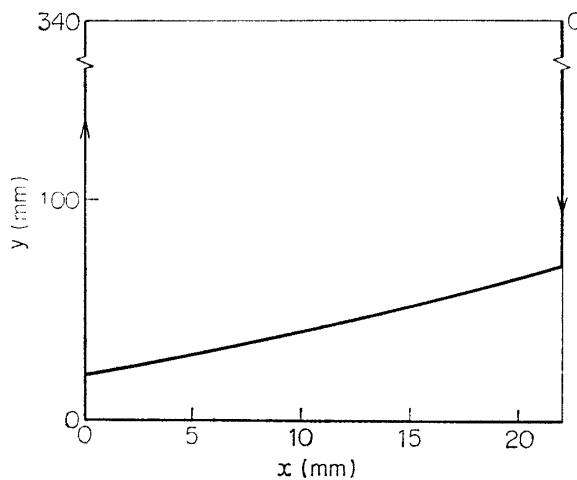
- ① xy 曲線の特性, レスの露出時間が等しくなる. (ただし, これについては実機 B3 の場合は, 長さ, 方向に燃速の差



第 6 図 60 型モデルエンジン (単位 mm)



第 7 図 110 型モデルエンジン (単位 mm)

第 8 図 R 60, L 60A の xy 関係第 9 図 L₆₀B の xy 関係第 10 図 L110 の xy 関係

があるから、モデルにおいては、むしろ露出時間を長い方にとるという考え方もある。

- ② A_R/A_t が近いので、内圧の大きさが同じくらいになるであろう。
- ③ K_N が同じくらいなので、燃焼状態が似ている。

5. 測定結果について

1. 測定された各エンジンの内圧対時間曲線は第 11 図～第 14 図に示す。これらの燃焼曲線全体が L-4S B3 の実機スライバの部分に相当する。参考のために、L-4S B3 の内圧曲線のスライバ部分を第 15 図に示す。両者を比較するとモデルの燃焼秒時が長いため、露出したレスはより多くの熱量を受けている。

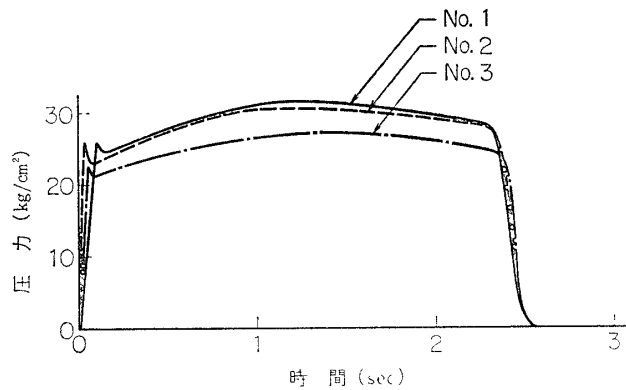
2. 測定された真空切換後の内圧および真空タンク圧は、第 16 図～第 18 図に示す。横軸にエンジン点火時の秒時をとっている。はじめの部分圧力がでていないのは、測定用バルブを閉にしているためである。実線が内圧を表わし、点線は外圧（タンク圧）を表わす。

第 1 表 各エンジン諸元

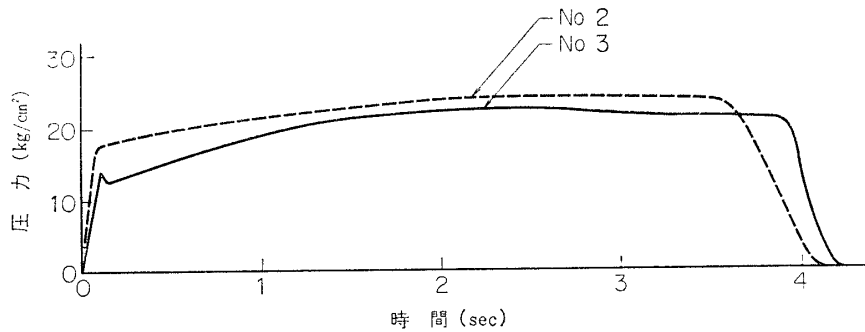
	L-B 3	R 60	L 60 A	L 60 B	L 110
L (mm)	1939	200	200	200	425
d (mm)	493	56	56	56	106
dt (mm)	111 ϕ	12 ϕ	12 ϕ	12 ϕ	24
At (cm ²)	97.3	1.13	1.13	1.13	4.52
Kn^*	220~275	140	140	253	205
Ki^*	119	41	41	17.3	27
Ae/At	5.06(地上)	40	4.0	4.0	3.2
中子形状	第 1 図	第 6 図	第 6 図	第 6 図	第 7 図
A_R^{**} (cm ²)	29,400	126	126	360	293
A_R/A_t	300	110	110	320	65
個 数	—	3	3	2	3

* テデルについてはレスが表面に露出を開始したときの値. すなわち, L 60 B 以外は初期の値

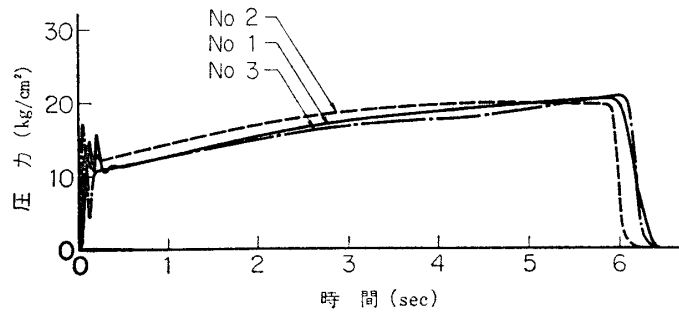
** A_R の定義は, 残留推力に関係ある 考えられるスライバー燃焼中に露出しているレスの面積とした.



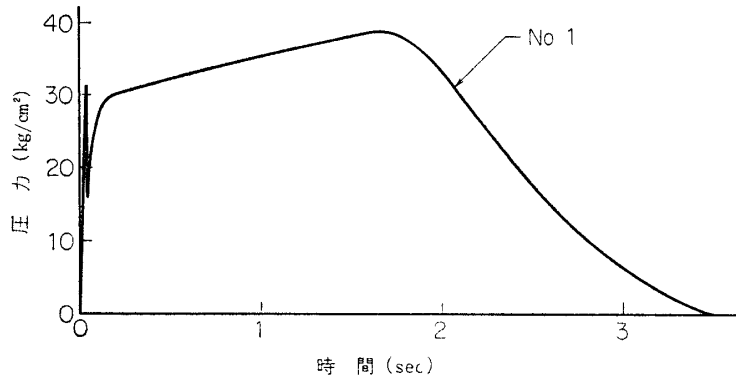
第 11 図 R60 内圧曲線



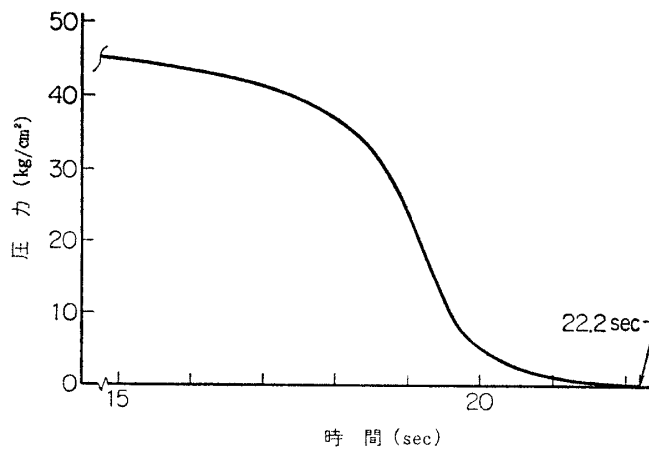
第 12 図 L60A 内圧曲線



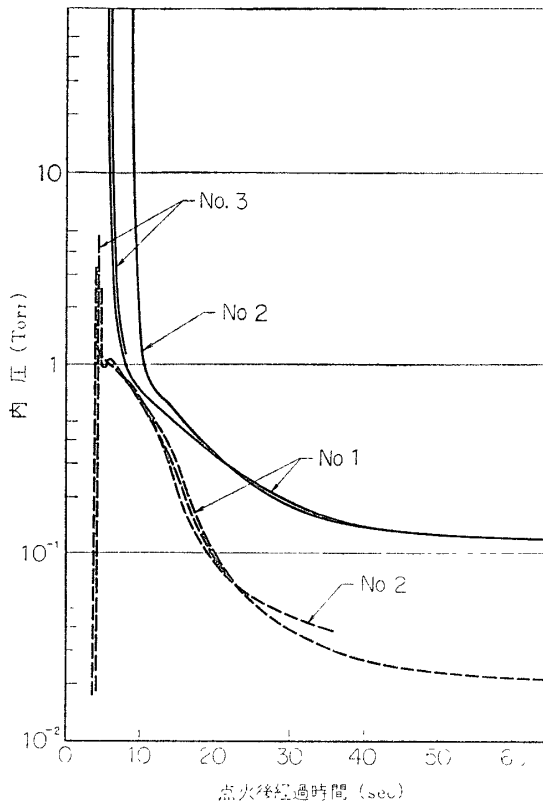
第 13 図 L110 内圧曲線



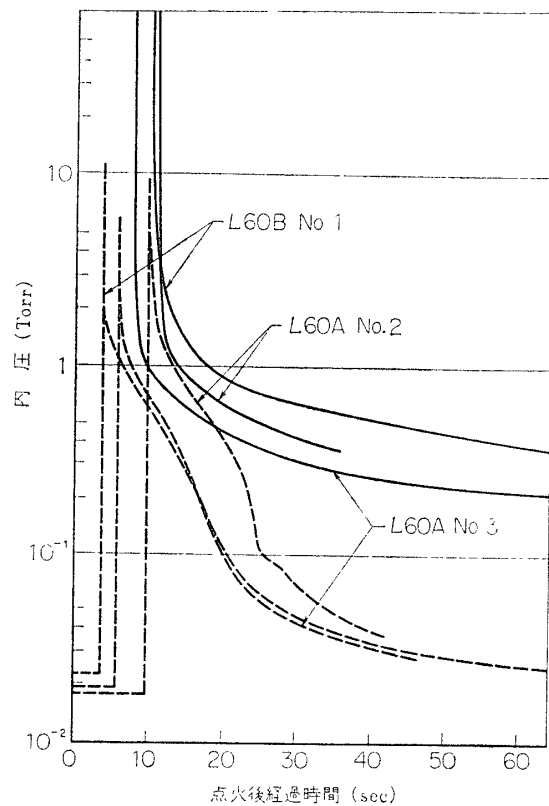
第 14 図 L60B 内圧曲線



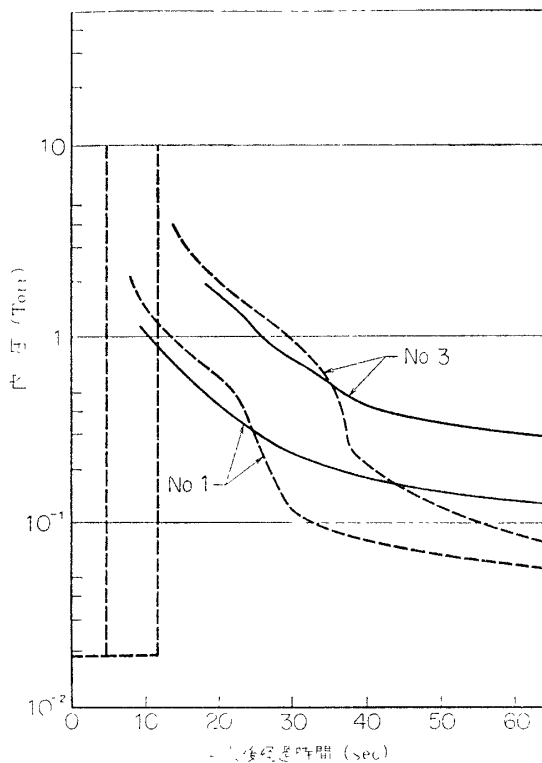
第 15 図 L-B3 スライバー部内圧曲線



第 16 図 R60 残留内圧曲線



第 17 図 L60 残留内圧曲線



第 18 図 L60 残留内圧曲線

R60 (第 16 図) についていえば、これは三つとも真空切換時期が一致している。ただし、測定用バルブ開が No. 2 のみ 5 秒ぐらいおくれた。No. 2 は 36 sec までしか書いてないが、No. 1, No. 3 と同じく 360 sec 以上測定している。

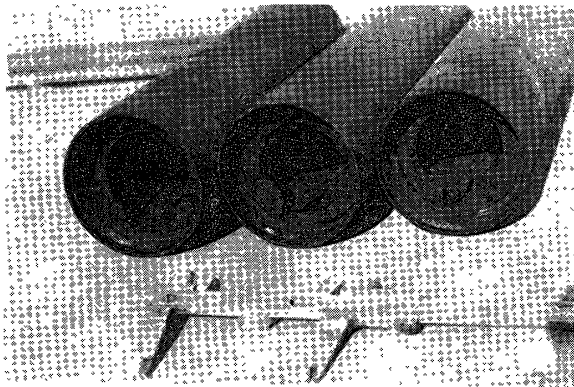
L60 A (第 17 図) については、No. 1 がフタを閉めたのちのパッキンの不備から真空排気ができなかった。No. 2, No. 3 でフタ閉(真空切換)の時間の差がある。No. 2 は、No. 3 と同様 300 sec 以上測定しているが、ここでは 70 sec 以上は省略している。

L110 (第 18 図) については、No. 2 がガスの入りすぎでエゼクタ作動領域外となり、真空引きが遅れたため記録の意味がなくなった。また、No. 1 と No. 3 では、真空切換時間が約 7 sec ずれている。

以上のデータについて、特に次の点が指摘される。

(1) ピラニ真空計の特性として過去の状態により、指示値が異なり、また応答性もそれほどよくない。ここで行なった例でも真空下に設置したものと大気圧下において一回目に測定したものでは、指示値が異なることが分かったので、測定前に両方のピラニゲージを 1~2 時間、 10^{-2} Torr 台に放置した。

応答性については途中パイピングの問題がからんでくるので単純に考えられない。ここでは、この問題は無視している。



第 19 図 燃焼後のエンジン内部

(2) 同一エンジンで、データが異なっている原因は、おもに真空切換時間のちがいに由来するようである。真空切換時間を基準にすると、非常に良く似たデータに近くなることは、このことを裏付けていると思われる。

(3) 110 エンジン は明らかに、排气能力を上まわったガス発生量がある。60 エンジンの方が無理なく過渡状態を経過している。

(4) 110 エンジンのデータは、外気圧の方が高くでているが、これはガスの種類の違いなどによるピラニの指示値のちがいである。各データについても、このくらいのファクタの誤差があると考えられる。

(5) 第 19 図は、110 エンジンにおいて、すぐに真空に引いた 2 個（右側）とすぐに真空に引けなかったもののレスの状態を比較している。真空に引いたものでは、レスが内側から破裂したようになっており、レス内部で発生したガスが出てきたものである。一方、大気中におかれたものはこのような破裂はない。

6. 残留推力の推定

以上の実験結果から、実機 (L-4S B3) の残留推力を推算するとき、ここでは、

1. モデルで得られた内圧を、実機の内圧に修正する。
2. 燃焼秒時差を修正する。
3. 内圧から推力を求める。

以上の三つの過程を経るが、これについて説明する。

6.1 実機内圧への修正

第 1 表に示されているように、モデルエンジンと実機の寸法比が必ずしも合致してないので、モデルエンジンで測定した内圧を実機内圧と判断して推力を求めることは誤りである。同一ガス発生量があってもノズル面積によって内圧が異なるので、この関係を一定に保っておかなければならない。

この実験では、残留内圧は主として燃焼中に露出していたレス材から発生したガスによる

ものと考えられる。したがって、ガス発生量はレス材面積 A_R に比例し、また内圧 p_c にも関係した量となるであろうが、ごく低い圧力では p_c の影響をあまりうけないと思われるので、次の関係が成り立つ。

$$\text{発生する質量} = MA_R \quad M \text{ 比例定数}$$

$$\text{ノズルから出ていく質量} = C_D p_c A_t$$

で両者は等しいから

$$\frac{A_R}{A_t} = \frac{C_D p_c}{M}$$

同一ガスであれば、 C_D は両方で等しい。各エンジンでいえば、L60B は A_R/A_t が実機とほぼ等しいので実測して P_c がそのまま使える。

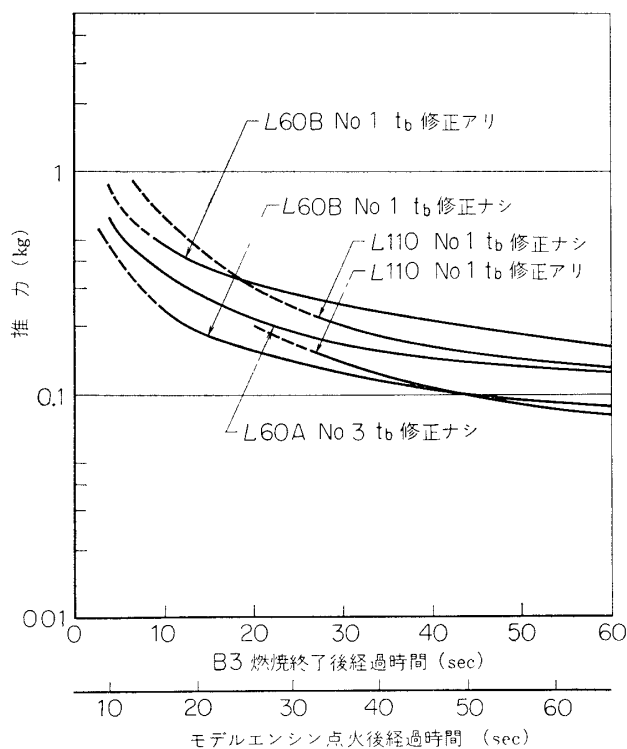
6.2 燃焼秒時差の修正

単位面積あたり等しいガス発生量があるかどうかに関しては、ガス発生機構の問題とからんでくるが、単純に考えて、

(1) 受熱量に比例する。

(2) 受熱量に無関係で一定

の二つの極端の場合が考えられる。(1) は蒸発熱の考え方である。(2) については、炭化して分解した分からの発生はむしろ少なく、加熱されたレス材のある温度範囲のものがこれに大きく寄与し、一定以上の熱量はすべて炭化に費やされ、ガス発生に寄与しないと考えた場合である。ここでは一応、(1) の考え方を採用し露出時間に比例して受熱量がふえるのを



第 20 図 予想残留推力関係

修正したものを第 20 図中で t_b 修正と称する。

6.3 推力の推定値算出

残留ガスの成分は、燃焼ガスよりも分子量が大きいことが予想されるが、一応同じ位として $\kappa=1.2$ にとると、真空中で $A_e/A_t=15$ に対して $C_F=1.8$ である。

$$F = C_F p_c' A_t$$

P_c' として 1 で修正したものを使う。

L の推薬だけについて、これを計算した結果は下のようになる。

$$L\ 60\ A \rightarrow F = C_F \left(\frac{300}{110} \right) p_c A_t$$

$$L\ 110 \rightarrow F = C_F \left(\frac{300}{65} \right) p_c A_t$$

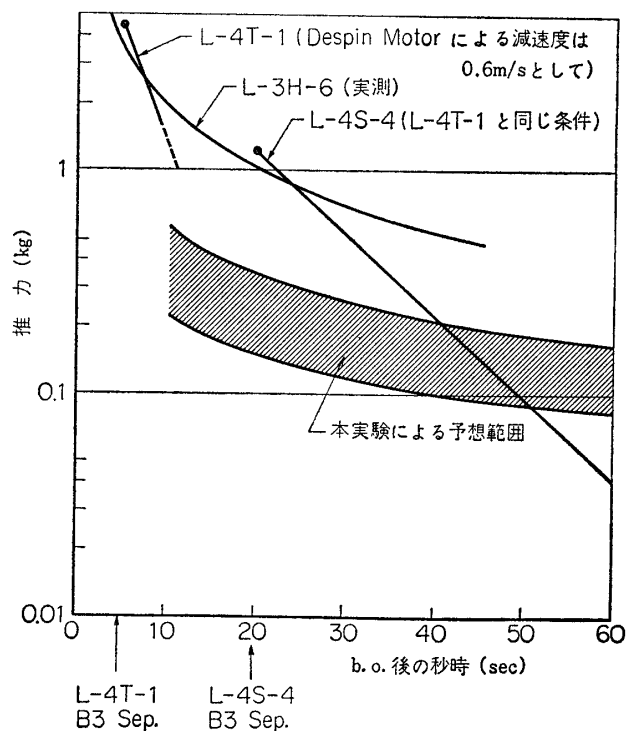
$$L\ 60\ B \rightarrow F = C_F \left(\frac{300}{320} \right) p_c A_t$$

この P_c はいずれもモデルでの実測値である。

このようにして得られた L-B3 の予想残留推力曲線は第 20 図である。

7. 実機飛行記録との比較

この実験で問題とした L-4S の 3 段目エンジンに関しては既に述べたように L-4T と L-4S-4 号機のテレメータ記録と、その後、同型の 3 段目をもつ L-3H-6 号機によって実測した残留推力による加速度測定がある。これらのデータの詳細についてはそれぞれの報告を



第 21 図 予想残留推力と実機データとの比較

参照していただくとして、ここではこれらの実測値とここで行なった実験による予想値と比較してみよう。第21図はこれらの実測値と今回予想値の範囲である。実測値の燃焼終了時 (b. o. 時) は速度曲線から求めて内圧が1気圧になったとされる時点をとっている。L-4Tの場合は切り離しと衝突の間の時間が短いので等加速度を仮定して数値を求め、グラフにおいて時間の単純ベキ関数として表わしたものである。L-4S-4の場合は、3段目切り離し (B3 sep) 時を基準とするやはり時間のベキ関数として表わしたものである。

このグラフから次のことがいえよう。

1. L-4S, L-4Tの残留推力がこの実験による予想の2~3倍となっている。とくにb. o.直後の推力はかなりモデル実験より大きいので、実際にはスライバー推薬がこの時点で大きな作用をしていると考えられる。

2. L-3H-6の結果とこの実験によって得られた残留推力の時間変化はよく似ており、L-4S, L-4Tで仮定したような時間の単純ベキ関数 (single exponential) ではない。

1についていえば、時間軸がずれているとも考えられる。スライバー燃焼秒時が長くなったため実機ではそれだけ予想曲線よりおくれてモデルエンジンの状態になり右にずれたものが実機 (L-3H-6) と考えることもできる。

8. 結 論

(1) 小型モデルエンジンによって内圧を測定し、実機ロケットの飛行中の残留推力を予想する実験を試みた。残留推力が主としてレス材の分解によるものと考え、モデルエンジンは大気中で燃焼し、燃焼直後に真空状態にして内圧変化を測定し、推力に換算した。

(2) 燃焼直後の予想残留推力は、実機加速度から求めたものの $1/2 \sim 1/3$ である。これは、真空状態への切換の際生じるスライバー燃焼の状態がうまく実現されていないことと同時に、残留推力に対するスライバーの寄与が予想以上に大きいことを示していると考えられる。

(3) 燃焼後30sec以後の残留推力については、予想と実機計測の結果は大きさ傾向ともよく似ている。したがって、この方法はレス材の発生ガスに起因する残留推力を予想するうえで有効である。

(4) スライバも含めた残留推力の予想のためには、ここで用いた真空切換の不連続をなくすことが必要である。

9. あ と が き

この実験の発端は、L-4Tの実験後に残留推力が確かに存在して、その大きさがどの程度であるかを内圧測定によってたしかめようとしたものであった。

L-4S-5の実験にさきだってこれをやや詳しく定量的に大きさと傾向を知り、リトロモータの設計に役立てるためにここで報告した実験を行なった。

回を重ねるにつれて測定技術が向上し、モデルエンジンの改良がなされたので一貫していない点がある。

全体の実験計画などは、システム計画会議などで検討していただいたものである。また、

秋葉助教授には有益なご意見をいただいた。110φ エンジンは、日産、研究課より借用したものである。また、同課、伊藤氏には、モデルエンジン製作についてわずらわせた。末筆ながら、これらの方々に感謝したい。

1970 年 11 月 30 日 新設部 (工学)

参 考 文 献

- [1] B3 については、SES TN「500 BP 開発経過と地上燃焼実験報告書」1965. 11. 19 およびこれについての秋葉 助教授の解説
- [2] 残留推力の発生機構については、宇宙研内のシステム計画会議のために配布された倉谷メモ (昭和44年11月9日) に詳しいが、最近下記にまとめて報告された。
倉谷健治:「残留推力の発生機構」宇宙航行の力学シンポジウム予稿集, 昭和45年11月, 宇宙航空研究所
- [3] L-4S-4号機の残留推力の算出には、松尾弘毅:「L-4S-4号機の衝突に関して」を用いたが、これは下記に含まれている。
「L-4T-1, L-4S-4 実験報告」宇宙航空研究所, 昭和45年1月
- [4] L-3H-6メインロケットの加速度測定は、松尾, 若原両氏の私信 (昭和45年1月23日) に基づいたが、下記報告にも含まれている。
SES ノート No. 040, L-4S-5号機実験報告 (昭和45年5月)