

# カ ッ パ ・ ロ ケ ッ ト ・ エ ン ジ ン

戸 田 康 明

## (1) はしがき

1955年の後半、秋田道川海岸においてベビー型ロケットの飛しょう試験が行われ、つぎつぎにその成果を得ていたが、これと並行してベビー型エンジンより、ひとまわり大型のカップ・ロケット・エンジンの計画が進められていた。その地上燃焼実験のため、実験場所の選定、運転施設、推力および燃焼室内圧力計測装置、実験用エンジン、推進薬の選定および製作等諸般の計画とその実行が行われた。これらの準備は、1955年の年末までにはほぼ完了し、1956年初頭から燃焼実験が行われたが、はじめの計画では、3月には燃焼実験を完了し4月中旬以降カップ型の飛しょうを行う予定であった。

エンジン実験担当者であるわれわれは、この予定を守るべく、万全の努力を払ったが、地上燃焼実験の回をかさねるとともに、生じた種々の問題を解決するために、意外の時間と労力をついやし、成功の確信をつかむに至ったのは、ついに6月下旬になってしまった。カップS型の設計諸元の決定はこの日を端緒とし製品図面の作成を急いだ。出図完了月日は7月2日、製作には1ヶ月半を要し、地上テスト用実機チャンバと、カップS型ロケット完備4機分の製作完了は9月となり、同月を期してようやくカップ・ロケットの飛しょう試験が秋田において行われるようになった。

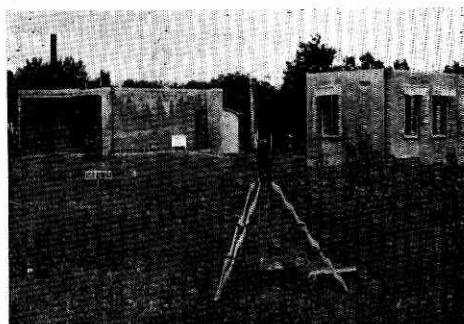
このように計画が約半年おくれてしまった原因の一つは、カップ・ロケット・エンジンの推薬量がベビーに比し格段にふえたことよりも、エンジンの  $L/D$  が極端に増したために生じた燃焼の困難さとこれに付帯するさまざまな問題を解決するためであった。

## (2) 地上燃焼実験施設

ペンシル・ロケットと、ベビー・ロケット・エンジンにたいする地上燃焼実験は、富士精密工業株式会社萩窪工場敷地内で行われた。同工場は市街地にあり、人家あるいは病院に接しているの、これより大型ロケットの燃焼実験には種々の点で不適當であった。そこで、地上燃焼実験場の必要にせまられたが、これにたいし、二つの場所が決定された。一つは、秋田県道川海岸であり、他は、埼玉県川越市の場町にある帝国火工品株式会社敷地内である。

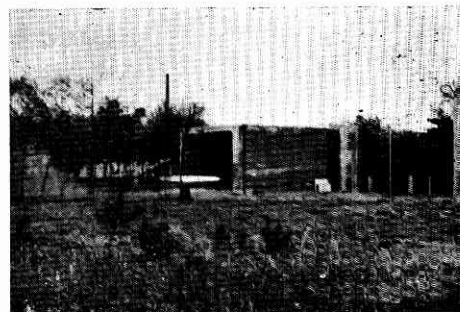
前者は、東大生研の手で建設が進められ、後者は、富士精密工業の手で、帝国火工品株式会社からその敷地3,000坪を借用し、この中にテストスタンドの建設が計画された。いずれも1955年年末までに施設が完成されるよう工事が促進された。

富士精密工業川越実験所の地上燃焼実験施設は、カップ・エンジンの地上燃焼実験用として、実験場と計測室とからなり、実験場は奥行6.5m、幅5m、高さ3mで、東側は閉じ、両側方に空気吹込口をもつけた。ロケットの火焰は西方にふき、南北両面および上部は厚さ400mmの鉄筋コンクリートで覆われている。鉄筋の丸棒は太さ20mmでこれを二重に入れている。(第1図)



第1図 川越実験所(富士精密工業KK)燃焼実験室と計測室

計測室は、この実験場の南方20m離し、鉄筋コンクリート建であり、エンジンの全貌は実験場の壁と計測室の壁によって見えないが、西方に噴出されるガス流を観測するために、防弾ガラス厚さ20mmを二重に入れた銃眼が作られている。



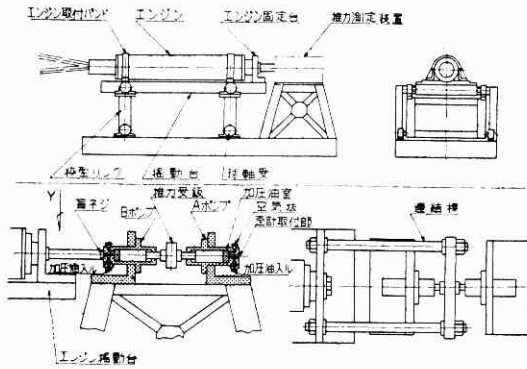
第2図 カップ・ロケット実験中の状況

第1図は、川越実験所の全景を示し、第2図は、カップ・ロケット地上燃焼実験中の写真で、ガス流がみられる。

## (3) 計測機器

ロケット・エンジンの燃焼状況を知るためには、そのチャンバ内の圧力曲線と、推力と燃焼時間との関係を知る必要がある。

カップ・ロケットの地上燃焼実験のためには、まず推力最大5トンに耐えるテストベンチの設計とその製作



第 3 図 テストベンチ

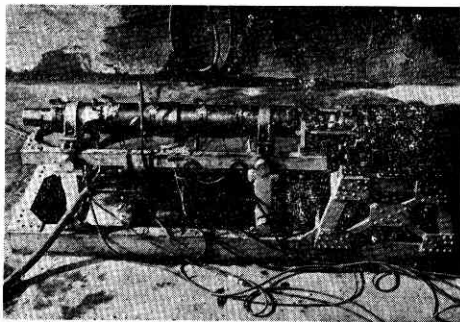
をせねばならなかった。

推力を計るためには、エンジン自身が噴出ガスと反対方向に自由に動くよう設計する必要がある。そのためにエンジン自体を平行四辺形の台上にのせ、その四隅にそれぞれボールベアリングを入れて、エンジンが自由に前後に動きうるようにした。(第3図)

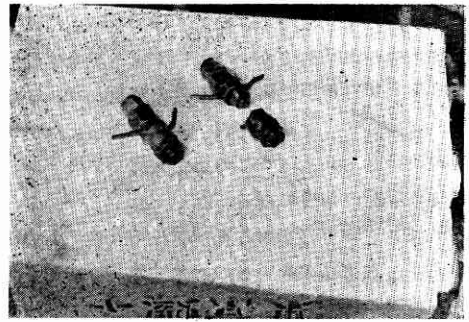
スラスト測定台自身の構造は、ロケット自身の最大推力に対し十分な重量と剛性をもつものとし、さらに基礎全体もアンカーの鉄わくと共に、1m500以上の深さにコンクリートで固めて十分に補強した。

自由に動きうるエンジンの前方には、第3図に示すように、ロケットがありこれでロケット・エンジンの推力をみちびき、これをあらかじめ前後から相等しい初圧を与えた油圧筒(第3図A, Bポンプ)でゼロバランスさせて、可動しうるチャンバもろとも測定台上的の静止位置に固定する。ひとたび推力がかかると第3図Aポンプの油圧が増加するからこれを推力ピックアップでうけ、ロケット推力の時間に対する変動を記録するのである。

推力の測定はすでにベビー・ロケットの地上燃焼実験で非常な努力を払い、最初直接に推力を測定する方法を研究したが、イニシャルピークのショックによって誘発される測定台自身の振動や、ピックアップ、増幅器などの固有振動の制限から、ひとまず、安定にスペシフィック・インパルスの値を正確に測定しうる方法を見出した



第 4 図 テストベンチとカッパ地上燃焼実験用エンジン

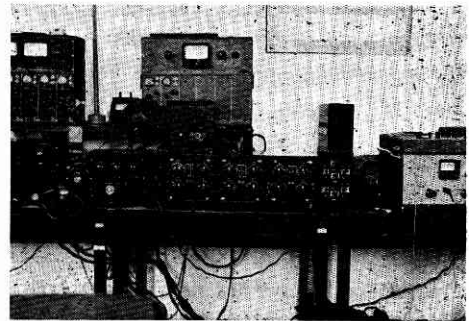


第 5 図 内圧測定用ピックアップ

ので、これをとうしゅうしたにすぎない。なお直接に推力を測定し、不安定燃焼の高振動を正確に測定することも必要なので、この方法も目下別途研究中である。

なお、第4図は川越実験所のテストベンチの状況を示す。

推力ピックアップおよびチャンバ内圧の測定用ピックアップはいずれも、抵抗線歪計を使用し、受圧部は、ステンレス薄板の円板とこれに加わる圧力を中空円錐状パイプにみちびき、この表面に、ストレインゲージを添付して、推力または、内圧を測定する方式を採用した。なお、チャンバ内圧を測定する場合は受圧膜は高温ガスにさらされるので、この温度上昇の影響によって作動が不確実になることをふせぐために、ピックアップを水冷式とし、最初のゼロラインから測定後シフトせぬよう特殊な苦勞がはらわれている。



第 6 図 川越実験所、計測室内部

第5図は、チャンバ内圧を測定するピックアップの外観を示す。

計測室内には、推力および内圧を計測する増幅器および記録用オシログラフ、音響測定用テープレコーダ等の計器と、エンジン始動用指令器がある。(第6図)

(4) カッパ・ロケット・エンジンの地上燃焼実験経過

カッパ・ロケットの燃焼実験を地上テストにて行うためには、前記のように、テストスタンドおよびテストベンチ等の完備を必要としたが、これらの施設は、秋田県道川海岸における東京大学生産技術研究所の手によるもの、および富士精密工業株式会社において施設した川越

実験場共に、ほぼ期を同じうして、1956年初頭には完成の域に達した。かくしてカップ・ロケット地上燃焼試験は、同年1月18日を以て第1回の発火が行われ、ひきつづいて、カップ・ロケット完成へ向っての広汎な実験が開始された。ふりかえてこの実験経過の主要実験項目をあげると下記ようになる。

- (a) エンジン外径をおさえ  $L/D$  の小さいものから実験し、次第に大きいものへうつる。
- (b) 推葉の選定
- (c) イグナイタ適正量の検討
- (d)  $A_2/A_1$  と内圧との関係からスロート径を選定し設計資料をうること。
- (e) チャンバ材質の決定
- (f) チャンバ温度の測定とその温度低下対策
- (g) イニシエルピーク内圧の低下対策
- (h) ノズル、材料およびその耐浸蝕性の実験
- (i) 薄肉チャンバ半実機の試験
- (j) 薄肉実機チャンバの燃焼試験
- (k) 傾斜運転による燃焼試験

以上のような実験項目のもとに日毎実験がくりかえされたが、その中で(b), (f), および(g)項が最も苦勞した項目であり、これらをこくふくして、(j)項を行い、飛ばしテストを行ってもまず大丈夫であるという確信をえたのは、6月末であった。折しも糸川教授が渡米中であり、帰国される直前に、カップ・エンジンの機能の確信をうるに至り、羽田飛行場において、その確信を先生にお伝えすることができたことは実験が数ヶ月おくれたとはいえ、エンジンの実験担当者たちにとって、明るい見とおしが立てられた。つぎに上記の項目のうち主要なものについて概要を記述する。

#### (a) $L/D$ をかえた場合の燃焼実験

カップ・エンジンは、ベビーに比し  $L/D$  が非常に大きい。すなわち、外径に比して長さが長いので、これに由来する燃焼の不具合が予想された。そこで  $L/D$  を最低からスタートし、6, 10……とこれを次第に増大して燃焼状況を調べることにした。

実験は、最初、川越実験所において行われ、1956年1月18日を期して行われた。最初はイグナイタの量およびノズル径の不適當のため、なかなか推葉に火がつかず初めて推葉に火がついてロケットとしての燃焼がなされたのは、6回目であり、1月23日であった。 $L/D=3$  の

実験は、数回の実験を経て、2月上旬一応完了し、 $L/D=6$  の実験に移った。

実験は一つの組成に対し、適正なチャンバ内圧を保持しかつ安定な燃焼状況をうる、ノズルスロート径の決定を行うため、何回も条件をかえて繰り返す必要があった。これらは主として、川越実験所で行われた。

折しも、秋田道川海岸のテストスタンドも完成の域に達したので、2月8日から4日間と、2月19日から同じく4日間、雪中の秋田において地上燃焼実験が行われた。

3月以降は主として、実機と同型式のエンジンについて燃焼実験が行われたが、このテストは、以降に記述するさまざまな困難のために、繰り返し繰り返しさまざまな実験が行われた。

#### (b) 推葉の選定

ロケット用推葉は、無煙火薬の他、各種のコンボジット系の推葉が考えられるが、要はスペシフィック・インパルスが高く、燃焼状況良好なものが望ましい。われわれは、最終の実験までに、10種にあまる推葉のうちから2種を選定し、最後にその決を実験によって定めた。推葉形状は、一定のチャンバ容積に比し、ローディング・デンシテイが十分高くとりうる形状であり、カップ・エンジンに採用した推葉は、特に燃焼状況が安定で再現性確実な点をかきめたために、スペシフィック・インパルスはやや低く約 200S であった。

推葉の選定実験は、きわめて危険であって、未知のものを最初、内圧が上らぬよう、ノズル径の大きいものから、次第に  $A_2/A_1$  比をたかめてゆくにもかかわらず、不適当な推葉は急激な圧力上昇のため爆発し、安全弁の破片がとびちる状況がしばしばみられ、一時はテストベンチまで大破することもあった。

#### (c) チャンバ材質の選定とその温度低下対策

3月以降、カップ実機型の実験を行ってゆくうち薄肉実機チャンバの温度が、燃焼終了時に極端に高温となることが予想され、その温度測定と、その温度低下対策が行われた。

温度測定は薄肉のチャンバ用材料に、アルメル、クロメル細線の熱電対をうめこみ、ロケット・エンジン燃焼にともなう温度上昇の経過を測定記録したのであるが、その一例は下表のようであった。

ここで、チャンバ内の燃焼ガスとチャンバ内壁との間

実験月日 1956年4月6日 燃焼秒時 4.8秒

経過時間(秒)	0	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0	4.5	4.8	7.0	9.0
チャンバ温度上昇°C	20	320	460	580	680	730	780	810	850	890	890	840	760
熱伝達率 kcal/m <sup>2</sup> hr°C	max 3200	2410	1950	1620	1400	1220	1100	1000	900	750	600	—	—

の熱伝配率  $\alpha$  はチャンバ壁温度の上昇につれて上表のように減少するものである。チャンバ壁の温度上昇は、一般に

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = \alpha \Delta \theta$$

であらわされる。

$$a = k / c \rho$$

$k$  : 金属の熱伝導率 [k cal/mh°C]

$c$  : 金属の比熱 [k cal/kg°C]

$\rho$  : 金属の密度 [kg/m<sup>3</sup>]

$\theta$  : 壁の温度 [°C]

$t$  : 経過時間

この解には境界条件として、 $\alpha$  が問題になり、一般に  $\alpha$  は一定として取り扱うが、実は  $\alpha$  はロケットの燃焼ガスの通路面積の函数であり、通路面積は時間と共にかわるから、時間の函数なのである。ヌッセルト数と、レイノルズ数の関係から、簡単に次式がえられる。

$$\alpha = k_1 \frac{1}{d^{0.2}} \left( p_F \frac{A_i}{A_o} \right)^{0.8}$$

ここで

$d$  : フリーポートエリアの等価径 [m]

$p_F$  : 内圧 [kg/m<sup>2</sup>]

$A_i$  : ノズルスロート面積 [m<sup>2</sup>]

$A_o$  : フリーポートエリア [m<sup>2</sup>]

今、チャンバ壁厚  $w$  がチャンバ径に比し小さく、温度傾斜を無視すると、伝熱式は下記であり

$$d\theta/\theta = -\alpha/\rho c w dt$$

また  $\alpha$  は

$$\alpha = k_2 \frac{1}{d^{0.2}} \left( p_F' \frac{D_i^2}{A+Bt} \right)^{0.8} = k_2 \frac{(p_F' D_i^2)^{0.8}}{(A+Bt)^{0.9}}$$

上の二つの関係から

$$\theta = c e^{-\frac{k}{B} \frac{(A+Bt)^{1-m}}{1-m}}$$

$$c = e^{\frac{kA^{0.1}}{0.1B}} \theta_{t=0}$$

ここで  $A, B$  はフリーポートエリアで定まる係数

$$m = 0.9 \quad k_2 = 100$$

温度上昇の式はこのようにして求められる。さて、実験によると、実機薄肉のチャンバは熱容量が少ないので燃焼終了時 850°C 以上にも温度上昇することがわかった。このような温度では普通の材料ではもたないので何等かの対策をする必要がある。この方法として、

(a) 高級耐熱鋼 (材料) を使用したチャンバ

使用予定のチャンバ材料は、クローム・モリブデン鋼, SAE, 4130 であったが、その抗張力は、500°C を境にして急激に低下する。そこでさらに高級な耐熱鋼を用いたチャンバの製作が検討された。

タハード THA (日本特殊鋼)

ST4 18-8 に  $W, M_0$  を加える (同上)

LCL 板 (同上)

チタニウム合金板 (神戸製鋼所)

19-9DL (日本製鋼所)

ニモニック (ノズル用) (住友金属)

S-816 (ノズル用) (住友金属)

以上のうち 19-9DL, と ST4 が製作面からみて有望であるので、この試作とそれによる実験計画がなされた。

(b) 熱遮断法

チャンバ内壁にコーティングを行い、熱遮断をする。方法で、これには、熱伝導率の低い物質を内面にぬる方法、塗布する物質の溶解または蒸発潜熱を利用する方法、セラミックコーティング、ケミカルボンディング法等種々考えられる。以上考えうるさまざまな方法をテストチャンバの一部に試片を挿入してその効果をたしかめた。

ノズル部は、比較的熱伝導度のよい材料をえらび、鍍金によって、エロージョンを防止する方法を実験によって採用した。

(d) イニシアル・ピーク対策

ロケット・エンジンの  $L/D$  が大きくなった結果、燃焼初期に圧力が上昇し、そのピークのために、スイッチインと同時にチャンバ薄肉部を破壊する現象がみられた。

この現象は、上記のほか、ローディング・デンシテイを増すために、フリーポートエリアを減少させると、その傾向がさらにはげしくなるとおもわれ、その影響を知るために、ガス通路面積をかえて多くの実験が行われた。その結果を要約すると下表のようになる。

$A_i/A_o$	0.2	0.25	0.3	0.35
$p_{max}/p_{mean}$	2.75	3.5	4.25	0.4
フリーポート比	1.73	1.37	1.15	1.00

$A_i$  : スロート面積

$A_o$  : 燃焼表面積

$p_{max}$  : 着火直後に生ずる圧力上昇 (最大圧力)

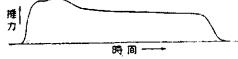
$p_{mean}$  : 燃焼中内圧の平均値

なおこのイニシアル・ピークは、イグナイタの薬量をかえても大きな影響はなく、また上記のようにフリーポートを 70% もふやしても、効果はあるが、まだ十分でないことがわかった。

また、推薬の組成によってもこの状態は非常に異なるので、なんらか他にうまい方法がないものかと別途の研究を行った。

当社研究室、加志村課長等は新規な構想から、イニシアル・ピークを極端に低減する方法を考究し、優秀な対策方法を見出した。

カップ・ロケット飛しょう試験に用いた、推薬のイニシアル・ピークは、ほとんどなく、ただだか  $p_{max}/p_{mean}$  は 1.4 で、しかも最初の 0.8 秒間は、平均よりやや高



第7図 カップ128T型 ジンとしては理想的な指圧曲線を示すものである。第7図はその推力時間曲線の傾向を示す。

#### (h) 実機チャンバによる燃焼実験と傾斜発火運転

6月中旬までに、上記のような経過でカップ・エンジンの地上燃焼実験は各種の項目にわたって、実験がすすめられ、これとともにエンジンの機能も次第に確実となり、飛しょうテストへの自信が深まってきたが、最後に薄肉実機チャンバでの燃焼実験を行い、有終の美を發揮させることになった。これに先立ち、エンジンとして最もつらい部分、すなわちノズル側半分だけを薄肉としたいわゆる半実機チャンバによる燃焼実験が行われた。

6月21日第1回の実験が川越において行われた。これにはすでに実験ずみの各種の対策をおこなって、万全を期して、燃焼実験のスイッチが入れられたが、その結果はすこぶる好成績で、この結果、フライトテストへの自信を完全に深めることができた。

半実機の試験はこれにひきつづき、数回チェックされたがいずれも満足すべき結果が得られた。

しかし今までのテストはいずれも水平運転台上的燃焼実験であり、フライトテストの場合のように、発射方向へ傾けた実験ではないので、この状態での発火実験を行い一応その成果を確認する必要を生じた。

このテストスタンドは、川越実験所では、場所がら不可能であるため、東大生研の手で秋田実験所に建設が進

い様な推力をもち、その後平均の推力が、燃焼終了時まで継続する、ロケット・エンジン

められ、実機の傾斜試験を、飛しょう試験に先き立って行うことになった。

実機エンジン製作の日程からこのテストは9月にもちこされ、45度に傾斜させて発火を行う傾斜発火運転と、実機の地上テストとが9月20日、および22日の両日に行われた。

傾斜運転の場合、一瞬燃焼がとだえるという、今までみられなかった現象があったものの、燃焼状況はまず良好であったので、従来の実験成果を総合判断して、カップSのフライトテストにうつる過程をたどったのである。

#### (5) おわりに

以上のようにして、カップ・ロケットの地上試験を完了し、9月下旬、カップS型のフライトテスト、さらにまた、12月にはT型のフライトテストも多大の成果を得て終了するにいたったのであるが、ペンスルあるいはベビー・ロケットの実験過程に比し、非常に多くの難解な問題にぶつかり、それらの解決のために貴重な時間をついやし、東大生研で立てられた予定に比し約半年のおくれをとったことは、経験未熟のいたすところまことに申し訳ない次第で、紙面をかりて深くおわび申し上げます。

ただ、各種実験の遂行に当り、不断の努力をけいとうし、日夜実験にはげみ、優秀な成果を挙げるにいたった当社実験担当員、加志村課長、磯田、正木、長岡課員らの業績と、耐熱技術に新方式を発見した渡辺整課長らの貢献に対し多大の感謝の意を表したい。(1957. 1. 25)

## “みくら”の人々

ある日のこと（正確にいうと31年5月19日にあたる）安藤助教授から1通の封書が届いた。所内のことなのでいつもの調子で簡単に封を切った。中から出て来たのは、われわれロケット実験班にとっては、おなじみ深い秋田海上保安部の巡視船みくらの石神船長からの書翰と、これに添えられた金一封であった。安藤助教授は、その好意に感謝され、よろしく取り計らうようにと回送されたものであった。思わぬ好意に接して私の顔はほころんだ。それは石神船長のこういう取計いに至る経過をその書翰の中で知ったためである。巡視船みくらは、総員40名、250トン程の中型船で、船の大きさに比例しては、近代的な計測、通信の装備のそろった優秀船で、常々日本海の荒海の鎮護に当たっている。われわれ実験班への協力の確かさ、頼もしさ、気持よきから推して、平常の海の任務の活躍の程も十分偲ばれていたのであるが、5月12日の海上保安庁の開

庁記念日に、長官から遭難船の人命救助に対する勇敢な行動に対して表彰を受けられ、同時に副賞が授与されたのである。石神船長は、これをみくらの皆さんと協議の上、観測ロケット事業の一助にと寄付することを決められたのである。私は早速所内のSR研究班の会議に諮り、有りがたく受入れ、ロケット班はこれを有効に使うことにした。所長から石神船長にお礼の手紙が送られた。その後9月実験の時の警備打合会議で石神さんにお会いした時、忘れずそのお礼を申したら石神さんはいつものあの快活な笑い顔で受けられた。

観測ロケットがいかにか国家的事業であるとはいえ、われわれは、素手で海上保安庁の協力にすぎり、海の警備やロケット・ボーン・カメラの回収に、安心して依頼できるのは、有りがたい冥利といわなければならない。そこには“みくら”の皆さんのような人達の心からの援助がある。(1957. 4. 9, J.S.)