

ベビー・ロケット用エンジンの試験

戸 田 康 明

(1) はしがき

ペンシル・ロケットの飛翔試験のあと、ベビー・ロケットの飛翔試験が秋田県道川海岸において行われることになったが、このロケットエンジンを完成するために、富士精密工業株式会社荻窪工場内で、地上実験用エンジンによる発火試験が行われた。

テストスタンドの状況および燃焼室内圧と推力の測定方法の詳細は、生産研究第7巻第8号に記載したと大体同様な要領である。ベビー・ロケットの地上燃焼実験は、昭和30年4月上旬から開始し、ベビーS型の飛翔にいたるまでに大略の結論がでるようになるまで極力短時間に最大の能力をあげて実験が促進された。さいわいに、ベビーS、TおよびRの飛翔試験においては、ロケットエンジンとして、ほぼ満足な結果をうることができたが、これには次のような基礎実験が成功の基となった。

(2) ロケットエンジンの実験項目および成果

(2)-1. ベビー・ロケットエンジンの推進薬には、従来わが国で最も経験がありかつ戦争中においても、その性能の優秀さをもって欧米をおどろかした無煙火薬を用いた。

ロケットエンジンの推進薬としては、この無煙火薬のほか、過塩素酸系推進薬や、硝安系の有煙火薬があるが比推力が大きく、また、わが国の現状において、最も製作し易いところから、ダブルベースの無煙火薬を用いることを決心したのである。

ベビー用無煙火薬は、色相は黒色、その外径は65mm、内径は6mmの中空円筒で、長さは約180mm、その重量は約1kgである。

実験は推進薬の成分を種々変更して行い、はじめ、組成番号GE-1-1から実験をはじめ、GE-10-2にいたるまで、多くの種類の推進薬組成について実験を繰返した。実験の要点としては、従来、戦後わが国において市場に出ていた推進薬は比較的パーニンングレートのはやいものが主であったが、まずこれをどこまでおそくしうるかということに焦点をおき、燃焼秒時をできるだけ長くする方向にもっていった。ところが、あまり燃焼秒時を長くすると、スペシフィック・インパルスの低下をきたすので、スペシフィック・インパルスも適当で、しかも燃焼秒時の比較的長い推進薬の組成を選定しようとした。

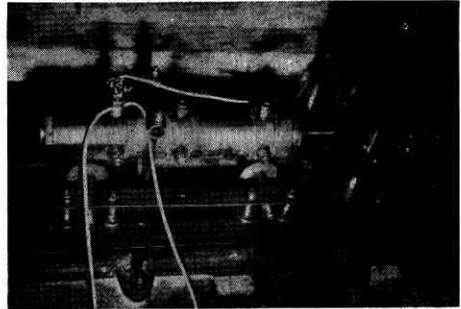
ベビーS型以降に用いた飛翔実験の推進薬はGE 9-1

の組成である。

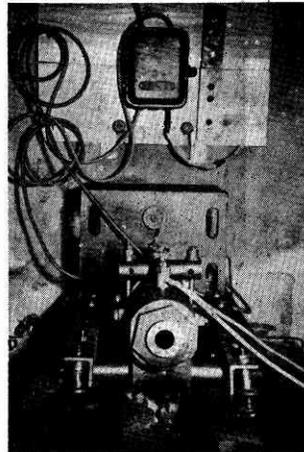
この無煙火薬のメーカーは、わが国でも、この種火薬製造に実績のある日本油脂株式会社武豊工場である。

(2)-2. スペシフィック・インパルスの測定 ロケット・エンジンの燃焼状況およびその推力を測定するためには、まず適当な運転台を作る必要があった。

ロケットの運転台は、推力をはかるために、エンジン自体が、噴出ガスと反対方向に自由に動くように設計する必要があり、そのためには、エンジン自体を吊り下げる方法や、車輪のついた台上にエンジンをのせ、これが自由になる方式や、米国のエアロジェット社でやっているように、平行四辺形の台上にエンジンをのせ、この台が自由に前後にふれるような方法等実にさまざまな方



第1図 ベビー型地上用テストエンジンおよびスラスト計測台、左上部にあるのは内圧測定用ピックアップ(水冷式)



第2図 ベビー型地上テストエンジン、ズル側

式があるようである。

われわれはその選定になやんだが、ベビー・ロケットのエンジンは比較的燃焼秒時が短く、スラストもまだ小さいので、きわめて軽く動くローラー形の台上に、ロケットエンジンをおいて、ローラー台上で、エンジンが自由になるようにした。第1図、第2図参照のこと。

推力の測定には、こ

のピックアップに抵抗線歪計を使用し、エンジン頭部における反力をこのピックアップの受圧面にうけて、これを測定するようにした。

ベビー・ロケット用エンジンの運転台の準備は、昭和30年3月中旬からはじめ、4月上旬にはその準備を完了して、いよいよ実験にかゝったのであるが、実験の当初には思わぬ事故が続出した。

すなわち、最初、推力測定用ピックアップの受圧面と、エンジンが切りはなされていたが、この場合には、イニシアルショックに伴って、推力の示圧曲線に、500c.p.s.程度で振幅 20~40kg に相当するはげしい振動が出て、得られた圧力曲線はきわめてみにくいものであった。

このために、ロケット本体をのせるローラー、上から押えるとめかた、初圧をスプリングで与える等いろいろかえてみたが効果がなかった。

また一方推力測定用ピックアップの固有振動を測定してみたり、その形状などを変更したが、これまたほとんど効果がなかった。

しかし、イニシアルショックによつて生ずる最初の振動は、ロケット本体とピックアップを固定して、受圧面にある程度初圧をかけると消えることがわかった。

あとから出る細かい振動は、装置全体の振動とロケット支持装置のガタ、ピックアップ支持装置の弱いこと等によるもので、各部のガタをなくすとともに、装置全体の固有振動数をできるだけたかめる必要を生じた。

スラスト測定台自身も、スラストや、ロケット自体の重量にくらべて十分な重量と剛性をもつものにせねばならなかった。

そこで、昭和30年の5月になって、従来の基礎全体を破壊し、大型鉄ブロックをうめこみ、コンクリートで十分に補強して測定台の大改造を行った。

なお、最初のうちはピックアップの受圧膜が破壊したり、あるいは感度不良のため構造を変更するなど、数多くの試作品を作らねばならなかった。

7月になって、初圧をかける方法と油圧によってピックアップに一樣に推力を伝達する装置にきりかえさまざまな実験を行った結果、はじめて推力の正確な測定ができるようになった。

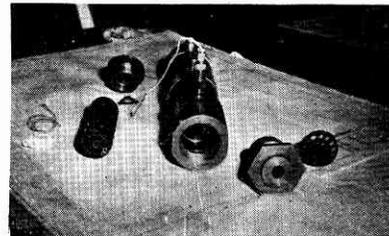
一方燃焼室内圧の測定はスラストの測定よりも容易であり、ペンシル・ロケットで成功しているのです、この方式を踏襲している。

ただペンシル・ロケットの場合より燃焼秒時がふえたために、ピックアップが温度上昇するので、これを防止するために、メンブレン部を冷却するよう水冷式とする必要があった。(第1図参照のこと)

(2)-3. レストリクト方法の研究 ベビー・ロケットの燃料は、すでにのべたように、外径65mm、内径6mmの中空円筒状のものであって、一応、全面燃焼を行うも

のである。

しかしながら、燃焼室内にただ一本だけおさまられているので、もし適当にささえられていないと、燃焼が進行するにつれてほそくなってゆく推進薬が、一方にかたより、これによって、燃焼が不良となるか、あるいは、噴流ガスがかたよるような不具合が確められた。



第3図 ベビー型地上実験用エンジン
左から燃料押え板、ノズル部、チャンパー本体。(チャンパー外壁には内圧測定用ピックアップがついている)
鏡板、推進薬、イグナイター(実験用)

そこで、両端面をレストリクトし、これを支持する方法を考究せねばならなかった。具体的にはレストリクターの材質の問題、その形状をいかにするか、レストリクターを貼付する方法等が問題となり、かつ推進薬が燃焼する場合、適当にこれが燃えることが望ましかった。(第3図の推進薬)

これらの実験は、その手段をいろいろとかえては、くりかえし行うより方法がないので、一つの方法を実験でたしかめては、次々に改善してゆく方法をとったので、発火試験の回数も相当多く行わねばならなかった。

(2)-4. 温度特性 ベビー・ロケットは夏期から秋期にかけて地上から、発射される予定であったので、温度に対する特性に対してはきびしい制限はないが、夏期でも、冬期でもまちがいがなく発射させるためには、温度に対する発火の影響をみる必要がある。

低温にたいするロケットエンジンの燃焼状況をたしかめるためには、燃料を装填したロケットエンジンを周囲からドライアイスで冷却して一昼夜放置し、十分に冷却させた後に、発火試験を行いその燃焼状況を調査した。

ベビー・ロケット用燃料は、 -20°C から $+40^{\circ}\text{C}$ までは良好な燃焼状態がえられるので、秋田における飛翔試験には差支えないことを確認している。

なお、最終の燃料 GE-9-1と、GE-10-1,2 については、この低温特性をたしかめていないので、詳細な限界は不明であるが、秋田における飛翔試験の気温範囲すなわち、 $+10^{\circ}$ 乃至 30°C の条件では、燃焼状態に全く変化はないものと考えられる。

(2)-5. 燃焼状況の確認 燃焼室内の内圧時間曲線をとって燃焼状況を確認したが、イグナイターの量の不適當な場合には、着火おくれによる息つきや、最初の圧力の過昇による燃焼室安全弁の破壊等の事故を生じた。

ベビー・ロケットの内圧曲線は、燃料 GE-9-1-1できわめて満足な結果を示し、燃焼秒時、スラスト共、ほぼ計画に近いものがえられた。

ベビー・ロケットの飛翔計算に用いた諸元は、地上テストによって確認されたものを用いている。

燃焼状況はベビー型では、長さとの直径の比がまだ小さいために、不安定な燃焼状態、いわゆるエロージブ・バーニングや、アンステーブル・コンパッションのような現象はみられなかった。

今後 カッパー用の燃料のような、外径が大きいために燃焼秒時が長く、かつ燃料の長さが長いために、燃焼室内での圧力分布が場所によって異なる傾向が大きくなるので、不安定燃焼を生ずるおそれが多分にあるとおもわれる。

(3) ベビーエンジン機構上の研究

ベビー・ロケット用エンジンを完成するためには、上記の推進薬の研究と共に、次のような機構上の検討と、その研究が必要であった。

次項のうちにはロケットエンジンとして一般的な事項をふくむので、なお一部研究不十分のものもあるが、現在まで完了し、なお今後やってゆかねばならぬエンジンの機構上の問題は下記のようなものである。

(3)-1. ノズル部分の研究

- (3)-1-1. ノズルの形状および適当なスロート径の選定
- (3)-1-2. ノズルの材質にかんする研究
- (3)-1-3. ノズル部分の温度測定
- (3)-1-4. ノズルの形状とガス流れとの関係
- (3)-1-5. ノズルと燃料ならびにその保持具の関連位置の検討

(3)-2. 燃焼室本体部分

- (3)-2-1. チャンバーの肉厚および形状寸度の問題
- (3)-2-2. チャンバーの材質および温度の推定
- (3)-2-3. チャンバー温度の実測
- (3)-2-4. スペースファクターの検討および実験

(3)-3. 鏡板部分

- (3)-3-1. 形状、材質および熱遮断の検討、および温度の実測
- (3)-3-2. 燃料ならびにイグナイター保持具の関係位置にかんする研究

(3)-4. イグナイター

- (3)-4-1. イグナイターの適正薬量、構造、取付法、結線法の研究
- (3)-4-2. イグナイターと前部燃料押え板の形状による点火ガスながれの研究

(3)-5. 各部の結合方法

- (3)-5-1. チャンバー本体とノズルおよび鏡板の結合方法
 - (3)-5-2. チャンバー本体と燃料押え板との結合方法
- なお、上記事項を研究するための地上実験用ベビー型エンジンは第3図に示すごとくである。

(4) ベビー・ロケットエンジンの地上燃焼実験経過

(4)-1. 月日 昭和30年4月8日～5月10日

実験項目 ベビー・ロケットエンジンの燃焼
予備実験

昭和30年4月8日にベビー・ロケットエンジンの第1回の発火試験が行われた。推進薬の組成はGE-3-2が用いられ、イグナイターは黒色火薬 25g 入り電気点火式のものであった。

実験は、チャンバーの内圧を変化させて、バーニングレートをしらべる必要があるため、ノズルを5種類製作し、それぞれの口径を、13.8, 10.5, 9.3, 7.3 および6.6mmとした。なお多少の調整は燃料の長さ 180mmを変化させることとした。はじめにうまく点火するかどうかをたしかめるために、正規装備にして発火試験を行ったが、イグナイターの量の不適正による発火遅れ、あるいは、点火直後の内圧急昇による安全弁の破壊等のため実験は失敗をくりかえし10数回の実験は正しい記録をとることができなかった。安全弁がとぶと、チャンバー内の内圧が急に下がるために、燃焼状況は突然に変化し、この場合一度に火の消えるときもあるが、一方もえきらずに、もえたりきえたり、いわゆるチャフピング現象を生ずる場合もあった。

この燃料の燃焼状況は、内圧曲線からみると、点火直後の圧力が高いが、時間の経過にともなって急激に減少する傾向があり、燃えおわり近くになって不安定な燃焼を生ずることがわかった。これは、推進薬の長さが、直径に比して短かいので、両端面から燃えるいわゆるエンドエフェクトが、大きくあらわれるので、両端面をレストリクトし、しかもこれを推進薬の保持に利用する方法を考究せねばならなかった(第3図推進薬)。この間に行った燃焼実験は40数回にのぼった。

(4)-2. 月日 昭和30年5月14日～5月25日

実験項目 レストリクト法の研究、イグナイターの黒色火薬の量および、エンジンのスペースサーにかんする研究

初期の実験では、まずイグナイターの黒色火薬量を適当にし、着火が確実でしかも点火直後の内圧のイニシアルピークを生ぜず、かつ燃焼のチャフピングを防止して、安定な燃焼を生ずるような方法を実験的に見出すことがきわめて重要な事項であった。

ついで両端面をレストリクトする方法を考究し、この方法の改善をはかる必要があった。すなわち、ベビー・ロケットの推進薬は(4)-1でのべたように、その直径に比して長さが短かいために、両端面から燃え始めるエンドエフェクトが大きいため、一応、特にこのような推進薬の長さとの直径の比が小さい形状にかんして特定の手段かもしれぬが、レストリクト法を完成し、かつ燃料の保持に有効な方法をとることがきわめて有効であると

考えられた。このレストリクト法もなかなかむづかしいもので、はじめのうちは接着面に火がまわり、なかなか思うような効果がえられなかったが、いろいろ苦心してゆくうちに次第に改善され、この実験の期日の最終には、ほぼ安定した燃焼状況が得られるようになった。

(4)-3. 月日 昭和30年5月27日～6月7日

実験項目 ベビー・ロケットに採用した推進薬 (GE9-1) による燃焼実験

この期間の実験では、ベビー・ロケット用に採用した推進薬を用い、ベビー・ロケットの実験に採用する設計資料、たとえばロケットエンジンのスロート径、チャンバーの肉厚等機構上の寸度を決定しようとした。

このためには、推進薬 GE-9-1 を燃焼させたときの内圧曲線、推力曲線、燃焼秒時等その燃焼特性を正確に知る必要があるので、この燃焼特性を判定する事前の予備実験からすすめることにした。

それには、新規の燃料 GE-9-1 について、そのバーニングレートをまず知る必要があるので、燃料の寸度およびノズル口径を適当にきめて、内圧時間曲線をまずとることとした。

GE-9-1 の推進薬は、従来実験してきたものより燃焼状況はことに良好で、示圧曲線もきわめて満足すべき結果がえられそうであった。この予備実験は、20回前後行われた。

(4)-4. 月日 昭和30年6月9日～7月23日

実験項目 ベビー・ロケット用燃料の燃焼特性の決定、燃焼表面積とスロート口径の比 (A_b/A_t) と内圧、内圧とバーニングレートとの関係およびスペシフィック・インパルスの決定

前の実験にひきつづき、さらに詳細な燃焼特性をベビー・ロケット用燃料 GE-9-1 について決定するために、実験項目にかかげる内容に対する実験を行う必要があった。

このためにはノズル形状を変化し、また燃料の長さを変えて数多くの実験をくりかえさねばならなかった。

特にスペシフィック・インパルス決定のためには、推力を正確にもとめる必要があったので、推力を測定する装置および運転台の改善を必要とした。

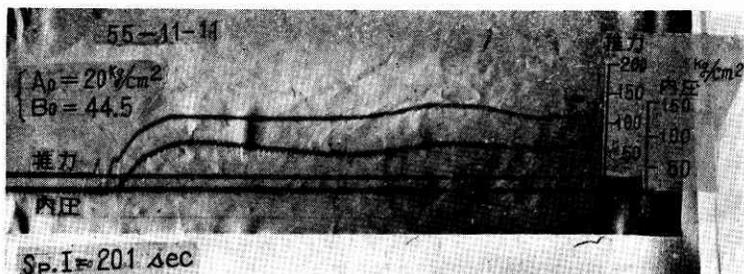
この状況はすでに記述したとおりである。最後にベビー・ロケット用エンジンとして適当な条件における指圧曲線を示せば、第4図、第5図のごとくである。

(4)-5. 月日 昭和30年7月25日～8月6日

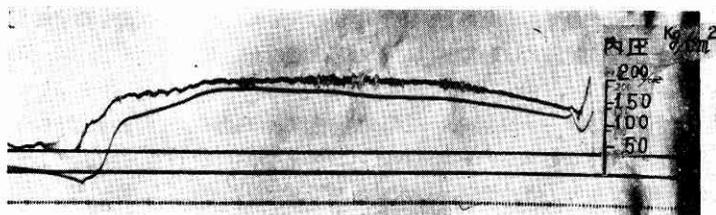
実験項目 ベビー・ロケットエンジン (メインおよびブースター) 実機での燃焼実験

7月中旬までの実験でベビー用推進薬 GE-9-1 に対する大略の燃焼特性がわかったので、すでにわかった成果を実機設計の参考資料にし、実機の製作を行った。

実機では、ロケットエンジンの重量を軽減するため、



第4図 ベビー・ロケット指圧曲線、上が推力、下が内圧、燃焼は右から左へ進行、下部タイムマーク



第5図 ベビー・ロケット指圧曲線、上が推力、下が内圧、燃焼は右から左へ進行、下部タイムマーク

チャンバーの肉厚を極力薄くし、かつ構造も種々改善を加えているので、飛翔試験の前に、実機での発火試験を地上運転台上で行い、作動および性能の確認をする必要があった。

ベビー・ロケット用実機のエンジンは、地上テスト用ロケットエンジンの成果をおりこみつつ製作をすすめ、7月24日にその完成をみたので、ただちにその発火試験を行うこととした。

まずメインロケットエンジンの発火試験を行ったところ、激しい爆発音を伴い、ノズル、チャンバーはばらばらになり完全に破壊されてしまった。運転室ベトンの中で起ったこの爆発は意外に強力なものであったが、破片によってベトン内壁にすりぎずを生じた程度で、外部に対する被害はなく、運転室の構造は事故に対して完璧であることが立証された。

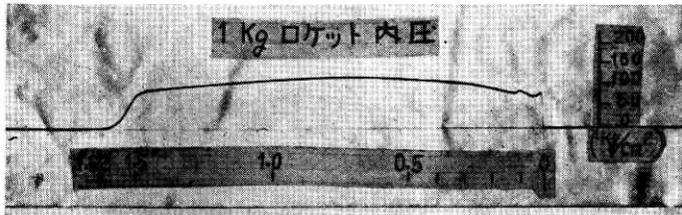
なおこの原因を調査したところ、エンジンの後部、ノズル部と本体との結合部に不具合の箇所があり、推進薬の外表面と接合部つばとのスペースがたりないために、燃焼ガス通路がせげめられ、内圧が著しく上昇したことがわかった。

そこで、これを改善するためには、エンジンの全長を増し、このスペースに余裕を与えるほか手段がないので、

当初の試作品のチャンパー全長 210mm を 42mm のばし、全長を 252mm とすることにした。

7月25日からただちに改造図面の作製と、改造の機械工事に着手し、この改造部品の完成をまって、新型試作品の発火試験をふたたび行うことになった。

この発火試験は8月6日に行われたが、改造エンジンの実験結果はきわめて良好で、燃焼状況は全く地上実験用エンジンの燃焼状況と同様であることがわかった。



第6図 ベビー・ロケットエンジン内圧曲線
飛行試験ではこの指圧曲線が再現されている。
燃焼は右から左へ。

改造型実機で成功し、飛行実験における自信をえた日はすでに8月6日であったので、8月中旬に行われた、ベビーS型飛行試験には時期的にほとんど余裕のない有様であった。

なお、ブースターロケットエンジンの実機試験は同時に行われたが、このエンジンの燃料はペンシルに用いたものと同様であり、この燃料を12本束にして用いたのであるが、この実験はすでに昭和29年秋以降行っているのでぜんぜん問題なく成功することができた。

(4)-6. 月日 昭和30年7月25日～9月20日

実験項目 測定装置およびスラスト計測法の改善実験

測定装置は前回までで大略目的を達する程度に改善されてきたが、なお精度をあげるための工夫や、ことに推力測定をさらに安定に行えるように、その測定装置全般にわたって検討し、装置の部分部分で改善することにとめた。

推力測定装置の改善の結果をみてその効果を判定するためには、すべて発火試験によってその状況をたしかめねばならぬので、数多くの実験を行われねばならなかった。その結果、推力の測定法としてきわめて安定で効果ある方法が見出されたので、今後の実験には非常に役立つとおもわれ、秋田ロケットセンターに設置されるテストスタンドにもこの方法を応用し、最善の効果をあげるものと確信している。

(5) ベビー・ロケット飛行試験におけるエンジンの作動とディレイイグナイター

ベビー・ロケットの飛行実験は、秋田県道川海岸において行われ、8月中旬にS型、9月にT型、11月上旬にR型と次々にうち上げられたが、その成果は別報のごとくである。この間、ロケットエンジンの作動は、T型の

一機におけるイグナイター不発による失敗以外は、全部良好な燃焼状況を示し、地上実験で確認した燃焼性能を再現したと云っても過言ではない(第6図)。この事実は飛行実験によってえられた燃焼特性、スラスト、燃焼秒時、スペシフィック・インパルス等を基にしたロケットの飛行性能計算値と、実験結果とがよく一致すること、目視による飛行中のエンジンの作動はいずれの場合もきわめて安定で一様であること等によって実証された。

なおベビー・ロケットはすべてブースターロケットがついており、この燃焼秒時が、約65ミリ・秒種であるので、この燃焼後適当な秒時にメインロケットを点火しブースターを切り離す必要があった。このため、メインロケットのイグナイターにディレイイグナイターを用い、この作動を確実にに行わせることにした。ただベビー・ロケット実機の飛行試験でこのディレイの秒時

を如何にすれば、最大の効果がえられるかをさだめる実験を要するので、ディレイ秒時70ミリ・秒種を基準とし、50, 100, 120, 150, 200ミリ・秒種のそれぞれのディレイイグナイターを製作し、これらの実験を行わねばならなかった。

実験によれば、いずれのディレイイグナイターを用いても、すべて全長4mのランチャー内で、ブースター・ロケットの分離が行われ、予想よりも短い距離で離脱が行われることがわかった。そこで、最初はブースターにも尾翼をつけていたが、T型の後半以後は、これを取りのぞいてしまった。

なお、ディレイイグナイターの製作は、帝国火工品・川越工場において行われ、100ミリ・秒種以上の長秒時の製作には特に苦心されたことを付記する。

(6) おわりに

ベビー・ロケットの飛行試験は一応成功裡に終了したが、今後は燃料の径にたいして長さの長いロケットエンジンの完成にむかって実験をすすめねばならない。

また、スペシフィック・インパルスもさらに増し、推進薬の径もさらに大きく、かつまた燃料の長さも極度に長くなるというきわめてむずかしい条件を克服するためには推進薬の製造元たる日本油脂株式会社武豊工場における技術陣の努力と、エンジンの機能改善および実験担当者の最大の努力とを結集せねばならぬ。

かくして、ひとまず昭和31年前半以降行われるカップ型エンジンの完成を次の第一次目的とし、これにむかって関係者一同は全力をつくすことを、末尾に紙上をかりてお約束する。

(1956. 2. 24)