

液体水素ロケットエンジンに関する基礎実験研究

長 友 信 人・棚 次 亘 弘・加 勇 田 清 勇・荒 木 哲 夫
橋 本 保 成・小 池 敏 久・石 井 早 美

1. 緒 論

この研究は、液体水素を推進剤に用いる衛星打上げ用ロケットのための基礎研究である。筆者らは、昭和46年度より50年度にかけて、いくつかの液水エンジン燃焼器の燃焼実験を行い、実用エンジンを開発するための予備段階を終えたので、ここにその成果を報告する。

実験は、いずれも、水素液化機的能力が小さいことと、大学の一研究室規模の実験であることを考慮して、30 l 以内の液体水素を用いて行うように計画した。従って、燃焼秒時は短かいものであったが、エンジン始動時の過渡的現象をとらえるには十分であった。

以下に、推力 100kg 級の水冷却式燃焼器[1] [2]および推力 1000kg 級の再生冷却式燃焼器[3]についての燃焼実験の結果を述べる。

2. 100kg 級水冷却式燃焼器の実験

2.1 実験目的

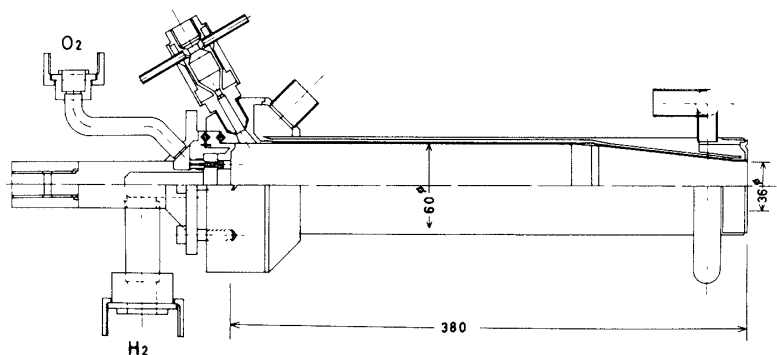
この実験は、我国における最初の液体水素を用いたロケットエンジン燃焼器の燃焼実験であり、エンジン燃焼器の特性を研究するより、むしろ、エンジン燃焼器への液体水素および液体酸素の供給系の研究に主眼を置いたものであった。しかし、この燃焼器の場合、水素と酸素を液状で、インジェクターに供給していることと、推力レベルから見て、ターボポンプを駆動するためのガスジェネレーターに近いものであり、将来、ガスジェネレーターを設計する場合に、この実験で得られた経験は、十分に生かせるであろう。

2.2 エンジン燃焼器諸元

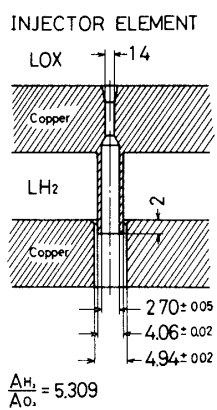
燃焼器の全体図を第1図に示す。実験に用いた燃焼器は、(1)燃焼室、(2)インジェクター、および(3)点火モーターから成っている。燃焼室は、銅製で、水冷ジャケット付の二重壁から成り、膨張比 1 で、特性長は 80cm である。冷却水は、スロート部からインジェクターに向かって流れる。インジェクターは、同心円型のものが、4 個配置されている。第2図に、その断面図を示した。点火モーターは、ガス水素とガス酸素を燃焼するもので自動車用の点火プラグによって点火される。(第3図参照)。点火プラグは、テスラーコイルに接続され、放電を持続させる。

2.3 燃焼テストスタンド

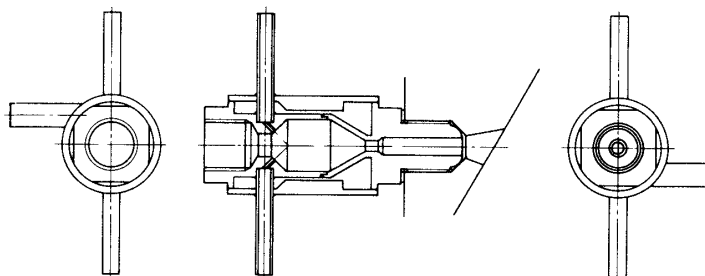
第4図に燃焼テストスタンドの系統図を示す。Simple Linde 方式の水素液化機によって液化した液体水素は、約 2 l ずつ、サイフォンを通して加圧タンクに移送する。この加圧



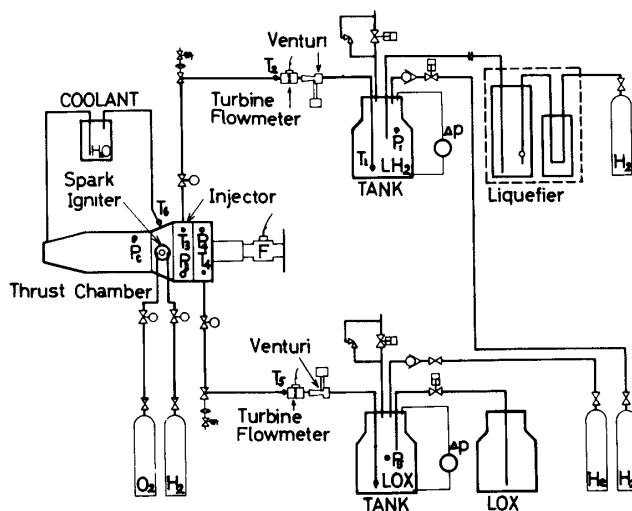
第1図 推力100 Kg 級 水冷却燃焼器



第2図 インジェクター要素



第3図 点火モーター



第4図 権力100Kg級エンジン燃焼テストスタンド

タンクは、液体窒素で熱遮蔽した通常の魔法瓶であり、内容積15 l、耐圧 25 kg/cm^2 である。水素ガス加圧によって加圧タンクから押し出された液体水素は、内径 25.0 mm 、肉厚 1 mm のステンレス管を通して、エンジンインジェクターに供給される。この配管長は、 1.7 m で2ヶ所で直角に曲がり、途中にベンチュリー流量計と、その下流側にタービン流量計、流量調節弁および主開閉弁が配置されている。液体酸素も同様な配置で、ヘリウムガス加圧によって、内径 12.0 mm 、肉厚 1 mm のステンレス管を通して、インジェクターに供給される。

両供給系共、加圧タンク以外は断熱構造になっていない。また、インジェクター入口の配管は推力の測定を行うためにフレキシブルチューブになっている。

燃焼試験に必要な弁は、全て、電磁弁および空気圧弁を用い、遠隔操作できるようにした。

2.4 燃焼実験の手順

液体水素の供給ラインは、水素の液化作業の以前に窒素ガスで十分にパージし、液化作業が始まると、漸次に水素ガスで置換されていく。燃焼開始60秒前からのタイムスケジュールは第1表に示す。燃焼開始の60秒前に液体酸素タンクを常温のヘリウムガスで15

第1表 燃焼試験タイムスケジュール

X - 60 秒	液体酸素タンク加圧 (15 Kg/cm^2)
X - 30 "	酸素系 Chill down 開始
X - 25 "	液体水素タンク加圧 (15 Kg/cm^2)
X - 5 "	酸素系 Chill down 終了
X - 3 "	点火モーター作動
X "	酸素および水素系主開閉弁開放

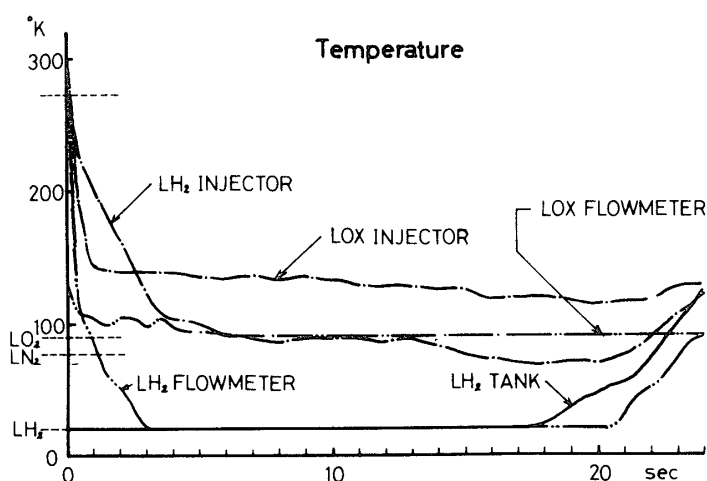
kg/cm²まで加圧し、30秒前から5秒前までの25秒間液体酸素供給ラインを実液を用いて chill down した。液体酸素の chill down の間に、液体水素タンクを常温の水素ガスで15 kg/cm²まで加圧した。燃焼開始5秒前に、酸素供給系の chill down を終り、3秒前から点火モーターを作動させた。燃焼は、水素系および酸素系の主開閉弁を開くことによって開始した。燃焼中、加圧タンク内の圧力を一定に保つように、二次圧自動調節弁を介して、常温の水素ガスおよびヘリウムガスを補充した。冷却水は毎秒1.4 lの割合でポンプによって燃焼室ジャケットに供給した。

2.5 実験結果

タンクの加圧圧力を15kg/cm²に設定したので、水素は臨界圧より2kg/cm²程度高い超臨界状態でエンジンインジェクターに供給された。燃焼は約25秒間続き、初期の4秒間で水素供給系の温度がほぼ正常状態になっているが、15秒までは変化の激しい不安定な流れになっている。15秒から21秒までは比較的安定な流れで設計値に近い状態であった。ほぼ21秒で、水素を使い尽し、加圧用の水素ガスが流れ始めたために25秒で燃焼を停止した。以下に各部の温度、圧力、推力、および流量についての計測結果を示す。

温度 (第5図)

図に示した温度は各部の流体の温度を計測した値である。水素の供給系は chill down を行っていないので、各部の温度は常温から急激に低下している。供給ラインの途中にあるタービンフローメーターの位置の流体温度は+3秒位で20°Kまで低下し、インジェクター内の流体温度は+4秒程度で準定常状態に達し、+13秒位までこの状態にある。この準定常状態の温度は、ほぼ、液体酸素の沸点である。その後、インジェクター内の流体温度は更に低下し、最低値で60°K付近にあり、21秒位から上昇し始めた。水素加圧タンクの底から、31mm上方の流体温度は+18秒位から上昇し始め、続いてタービンフローメーターの

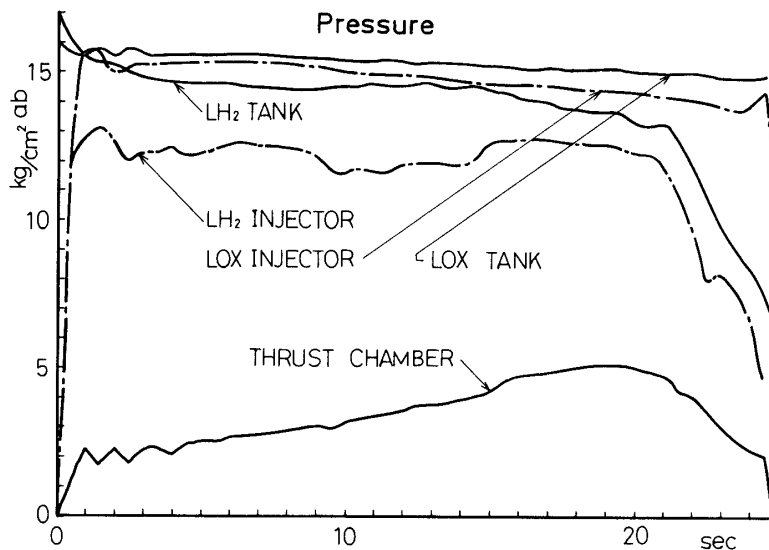


第5図 温度

位置の流体も+20秒位から上昇し始めた。一方、液体酸素の供給系は chill down を行っているのので、+1秒以内で定常な温度になっている。

圧 力 (第6図)

水素供給系の圧力は温度変化によく対応した変化をしている。水素タンクは燃焼開始25秒前に 15 kg/cm^2 に加圧したが、燃焼開始時には 17 kg/cm^2 まで上昇していた。燃

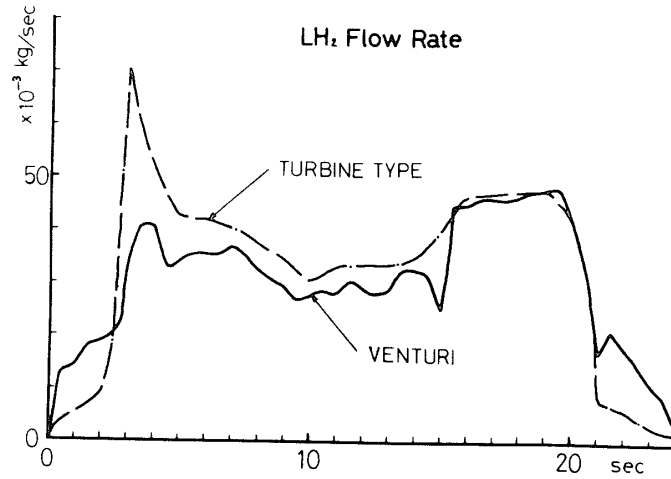


第6図 圧 力

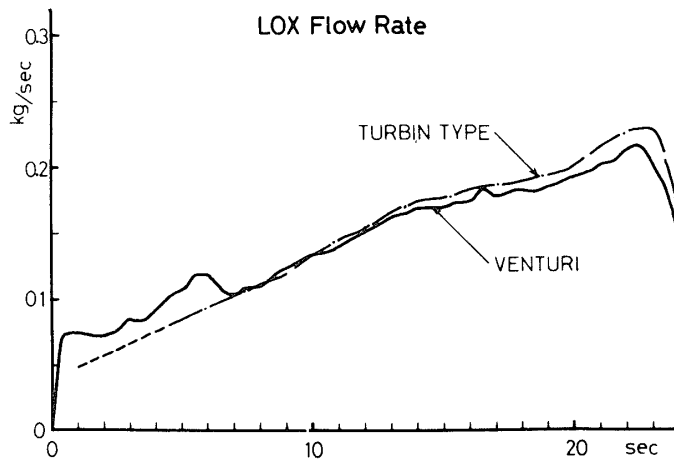
焼開始と同時に減少し始め、+3秒で 14.6 kg/cm^2 まで減少し、その後15秒までこの状態が続いた。+15秒位から再び減少し、+21秒で 13.5 kg/cm^2 になり、その後、急激に減少した。従って、液化水素がある間はタンク内の水素は超臨界状態にあった。水素インジェクター内圧力は亜臨界状態から超臨界状態に微妙に変化している。即ち、+15秒までは不安定で $12 \sim 13 \text{ kg/cm}^2$ の範囲の亜臨界状態にあり、+15秒で急に 1 kg/cm^2 程度上昇して、+21秒までほぼ安定な超臨界状態が続いた。一方、酸素の供給系は、+1秒程度で、定常に達し、その後安定な状態にあった。また、燃焼室圧力は+1秒で 2 kg/cm^2 に達し、その後+15秒までは徐々に増加し、+15秒で急に増加して、+19~+20秒で最高値 5.2 kg/cm^2 に達した。

流 量

第7図に水素の流量を、第8図に酸素の流量を示した。図にはベンチュリー型流量計とタービン型流量計を用いて計測した値を示した。水素流量は燃焼開始後4秒位で準定常な状態になり、不安定な状態で+15秒位まで続いている。その後、+15秒から+20秒まで比較的安定な状態で、約 0.05 kg/s の割合で流れた。一方、酸素流量は、+1秒位で安定になり、+14秒まで一様に増加し、+20秒で急に増加し始めている。これは、水素がなくなり、燃



第7図 水素流量



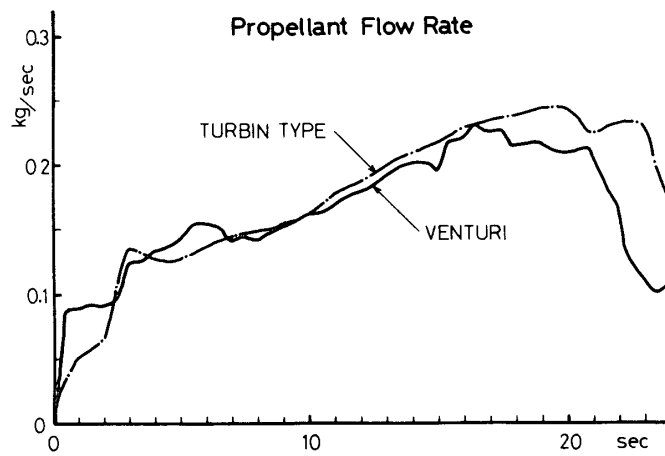
第8図 酸素流量

焼室圧力が低下したためにインジェクターの差が大きくなったためである。

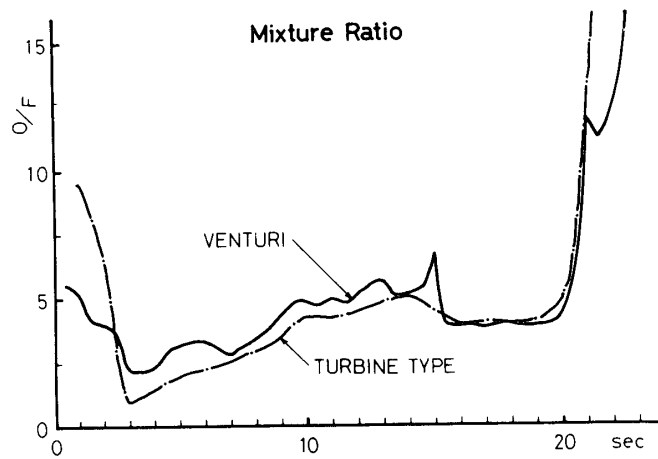
第9図に水素と酸素の流量の和として推進剤流量を示し、第10図に酸化剤と燃料の比（O/F比）の変化を示した。

推 力

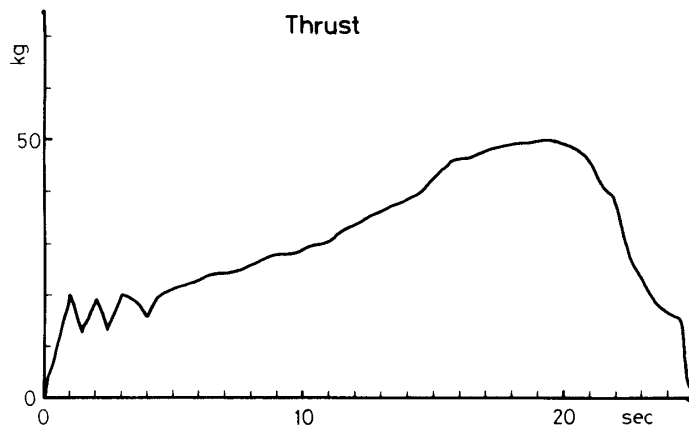
第11図に推力の変化を示した。燃焼開始後4秒位までは不安定な状態であるが、その後、+15秒位まで徐々に増加し、+15秒から+21秒までは45~50kgの推力であった。



第9図 推進剤全流量



第10図 混合比 (O/F)



第11図 推力

2.6 考 察

今回の実験では、エンジン燃焼器への水素の加圧供給における過渡現象を顕著に捕えるために、次の四つの点に配慮した。

(1) 加圧タンクからインジェクター間の配管を長くとり、加圧タンク以外の部分は、全く断熱構造にしない。

(2) 水素供給系は、予め chill down を行わない。

(3) 水素物性値の温度に対する変化の激しい臨界圧 (12.98 kg/cm^2) 近傍の圧力条件で、実験を行う。

(4) 酸素供給系との干渉を除くために、酸素供給系は十分に chill down を行う。

前節の実験結果を総合すると、燃焼中の状態は次の4領域に分けられる。第1領域は、燃焼開始後5秒までの間で、常温にあった配管系（流量計，流量調節弁，主開閉弁を含む）およびインジェクターは冷却され水素はタンク出口からインジェクターに向って加熱される。タービンフローメーターを流れる水素は、この第1領域ではほぼ水素沸点まで減少している。第2領域は、5～15秒の間でインジェクター内の温度は比較的ゆるやかに減少し、インジェクター内圧力および流量は不安定な変化を示している。この第2領域においては配管系およびインジェクターの比較的熱容量の大きな部分が冷却されているものと思われる。更に、注目すべき点は、第1，第2領域ともに加圧タンク内は超臨界状態にあるが、摩擦圧力降下のためにインジェクターに入る前に亜臨界状態に移行していることである。第3領域は、15～21秒の間でインジェクター内温度の計測値が13秒位から急に減少していることから判断して、かなり大きな密度の水素が流れたと思われる。重量流量も第2領域よりかなり増加し、ほぼ一定な値になっている。また、インジェクターでの圧損が増加し、このためにインジェクター内の圧力も臨界圧をわずかに超える超臨界状態になり、第2領域より安定な流れになっている。第4の領域は、21秒から燃焼を停止した25秒までの間で、液化水素を使い尽し、タンク加圧用の水素ガスが流れたと思われる。第4領域では、水素供給系の各部の圧力は急に減少し、温度は上昇している。これに伴って、燃焼室圧力および推力は急に減少した。一方、酸素供給系の方は最初に予定したように chill down を十分行ったので、燃焼開始後の1秒間位を除けば、燃焼停止まで安定した状態にあった。

今回の燃焼実験においては、第3の領域を定常燃焼期間とみて、それ以前に15秒程度の過渡状態がみられた。

ここで、水素供給系の流体の状態をもう少し詳しく知るには、インジェクター内の真の水素温度を知る必要があるが、第5図に示す熱電対の測定値は、インジェクターの熱容量が大きいため、真の水素温度よりかなり高く計測されているように思われる。従って、次のような方法でインジェクター内の真の水素温度を推定してみた。

インジェクターを流れる水素の重量流量 \dot{W} は次のように表わせる。

$$\dot{W} = C_D A_1 \sqrt{2gr \Delta P_1} \quad \text{kg/sec}$$

C_D : 流量係数

A_1 : インジェクター断面積 m^2

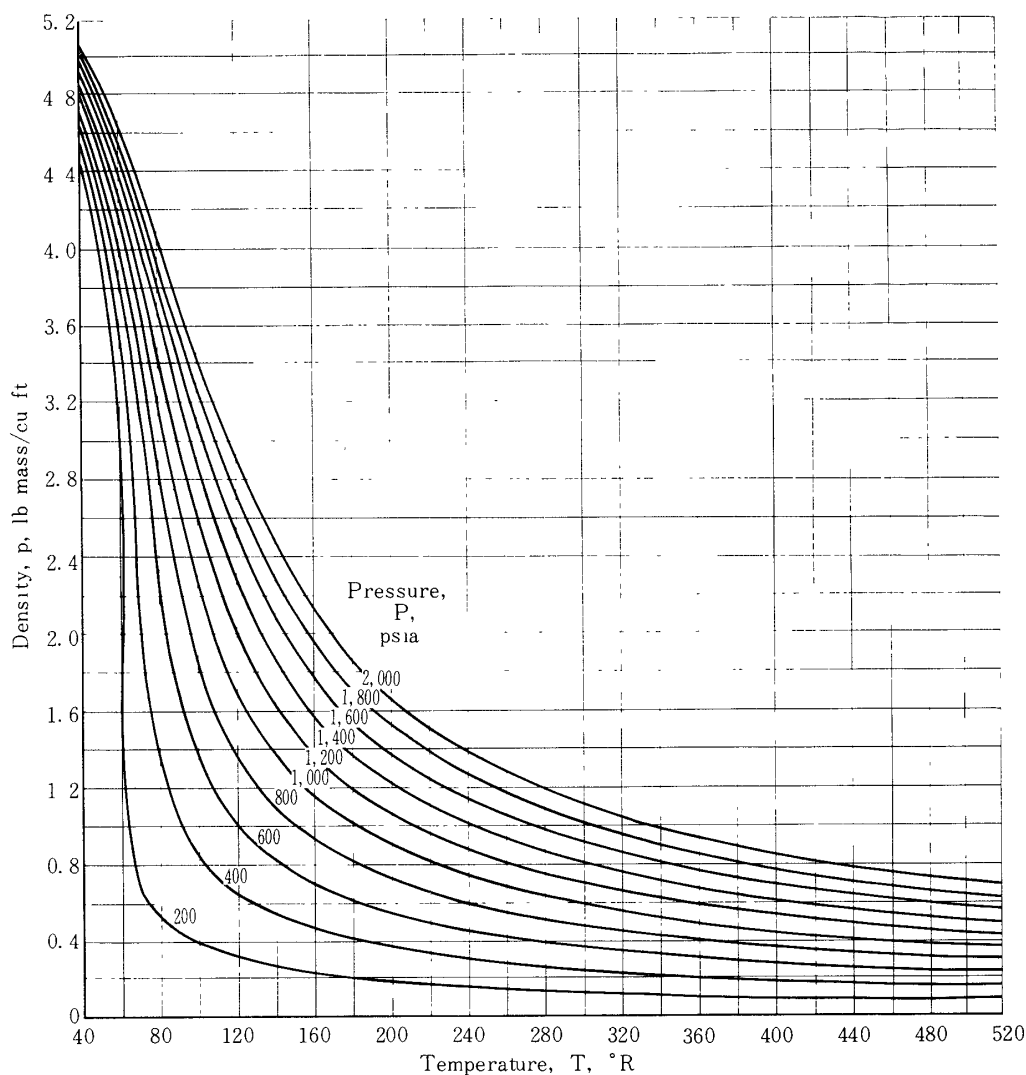
r : 水素の比重量 kg/m^3

ΔP_i : インジェクターの差圧 kg/m^2

今, 第2領域と第3領域の代表点として14秒と19秒を選び, その点における値を上式に代入し rC_D^2 を求めてみると次のようになる.

燃焼開始後の時間	\dot{W}	ΔP_i	rC_D^2
14 sec	0.030 kg/s	$8 \times 10^4 \text{ kg}/\text{m}^2$	16 kg/m^3
19	0.048	7.5×10^4	40

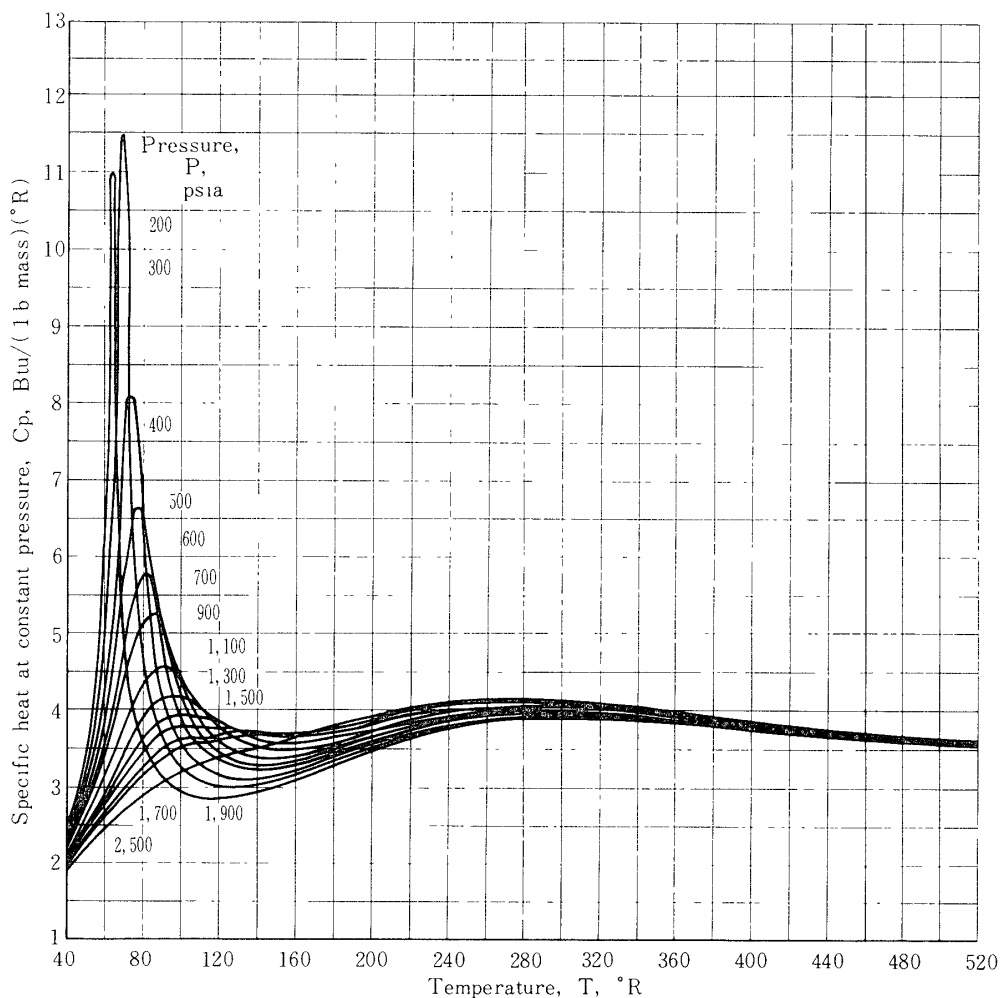
まず, 19秒の点について $C_D = 1.0$ と仮定すると $r = 40 \text{ kg}/\text{m}^3$ となり, この値は 32°K に相当する. 逆に, 水素温度を 20.4°K と仮定すると $r = 72 \text{ kg}/\text{m}^3$ ($P_i = 13 \text{ kg}/\text{cm}^2$ の場合) で $C_D = 0.74$ となる. C_D は, 通常 $0.5 \sim 0.9$ にあるので, この値は不合理なものでない. 従って, インジェクター内の水素温度は $20.4^\circ \sim 32^\circ \text{K}$ の間にあるものと推定される. 次に14秒においては19秒の点より比重量は相当小さく, 温度は 35°K 以上になっていると推



第12図 水素の密度

定される。第12, 13, 14図[4]から分るように、この実験で設定した圧力においては、 33°K 近辺で水素物性値は急激に変化する。従って、先に推定したインジェクター内の水素温度から判断すると、第2領域ではタンクから出た水素はインジェクターに入る間にその物性値に大きな変化を生じることになる。更に、この領域では配管内で超臨界状態から亜臨界状態に移行することを考え合せて、流れが不安定になったと思われる。第3領域では、インジェクター内は 32°K 以下であり、しかもインジェクターまでの配管内は超臨界状態にあるので、比較的安定な流れになったのであろう。

以上に述べた超臨界状態における水素物性値の急激な変化をもう少し一般的に考えてみる。第15図には水素の蒸気圧曲線（実線）と、それを超臨界範囲に延長した超臨界圧範囲の遷移点の軌跡（破線）を示した。図において亜臨界状態では曲線の左側は液体で、右側は気体という明確な区別があるが、超臨界状態でも破線を左から右に移行すると密度の急激な変化



第13図 水素の定圧比熱

があり、亜臨界の場合ほど明確ではないが、液体状と気体状の差がある。第12～14図に示した物性値の温度に対する変化の激しいところは、第15図の破線を横切るところに相当している。第16図に示すP-V線図においては、超臨界圧範囲の遷移点の軌跡は図中の一点鎖線に相当する。今回の実験の状態を第16図に書き入れると、加圧タンク内は①に、第2領域のインジェクター内は②に、第3領域のインジェクター内は③に相当する。第2領域では、タンクとインジェクター間で超臨界範囲の軌跡を横切って、図のような径路で②に達するものと思われる。第3領域では、供給系内は常に超臨界状態で遷移点の軌跡の左側にあり、図に示すような径路で③に至ると思われる。

超臨界範囲の遷移点の軌跡を横切る場合の水素物性値の変化は、圧力が低い程顕著に現われ、今回の実験のように臨界圧よりわずかに高い超臨界状態では、この効果は明確に捕えられた。

今回の実験では、液体水素の加圧供給における過渡的現象を捕えるためにかなり厳しい実験条件を設定したが、今後行う予定のエンジン燃焼器の試験では燃焼室圧力を20kg/cm²以上に設定するので、供給系内は25kg/cm²以上になり、今回の実験結果から判断して、加圧供給方式のエンジン燃焼試験における過渡的な効果は問題にならないであろう。

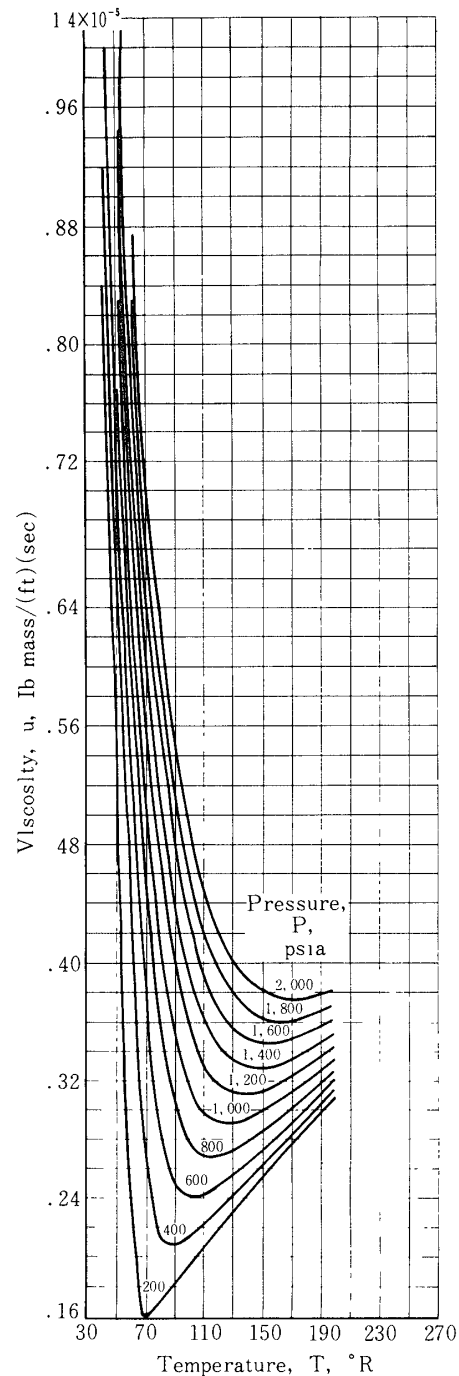
3. 1000kg級再生冷却式燃焼器の実験

3.1 実験目的

100kg級エンジン燃焼器の試験の場合と同様に得られる液体水素の量が少ないために再生冷却エンジンとしては最小規模のもの、かつ、燃焼秒時も必要最少限のものを考えなくてはならなかったが、検討の結果、推力1ton、燃焼秒時4秒が実現しうるものであることが判明した。

研究の目標としては、

1. 燃焼器の設計、製作技術
2. 始動時の過渡的現象の把握



第14図 水素の粘性係数

今回の実験の結果、推力1ton、燃焼秒時4秒が実現しうるものであることが判明した。

3. 点火方法の確認

などがあげられる。1については、水素と酸素の燃焼ガス特性はよく計算されており、ガスの成分の単純さから考えても実際とよく一致すると思われる。再生冷却式燃焼器の設計で重要な部分は、燃焼器壁の熱および応力計算と再生冷却管内の熱および流体計算で、燃焼壁温度と熱応力、再生冷却管内の圧損および出口流体温度をどの程度の精度で決定できるかにかかっている。更に、設計によって得られた諸元を製作面に正確に反映できるかどうかの問題と考えた。

2については、4秒あれば理論上および先の100kg燃焼器の実験結果から判断して十分である。それは、流路および燃焼器の熱容量と流される水素流量とから計算してその時間内にはほぼ定常状態に近づくかと推定されるからである。

3については、点火プラグによるガス水素・酸素予燃焼室方式と固体点火モーター方式の2つを試みた。

3.2 燃焼器の設計、製作

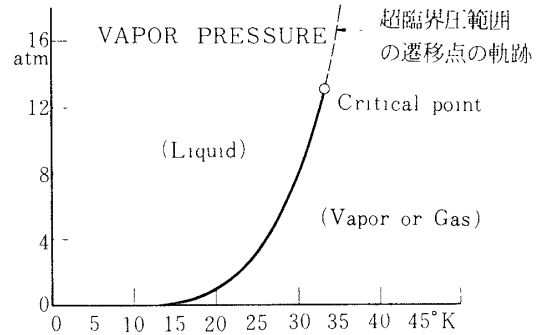
燃焼室

製作方法と寸法諸元の異なる2個の燃焼器を製作した。設計では、ノズル開口比 $\epsilon = 40$ で、真空中での推力1tonのエンジンを想定し、ノズル出口圧力が1気圧になる $\epsilon = 395$ の燃焼器を製作した。第17, 18図にその断面図を示す。

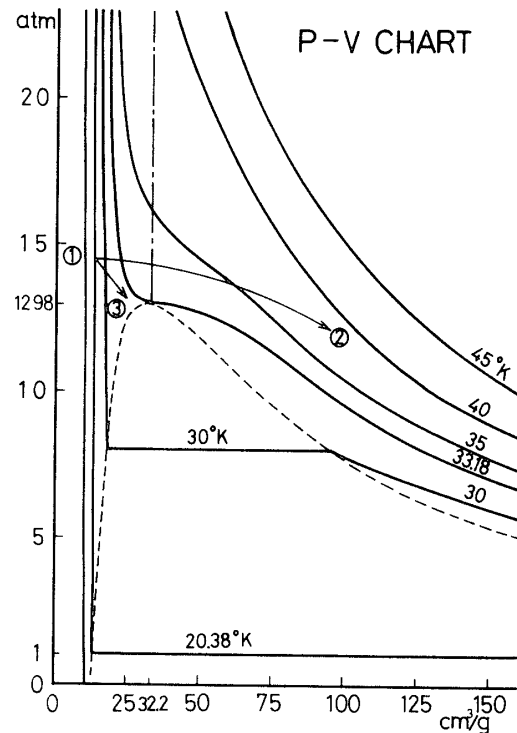
設計に用いた諸元

- 1. 比推力 $I_{sp} = 440 \text{ sec}$
- 2. スラスト係数 $G_f = 1.8$
- 3. 混合比 $O/F = 5.2$
- 4. 比熱比 $\gamma = 1.21$

		No 1 燃焼器	No 2 燃焼器	
5. 燃焼室圧力	P_c	23	21	kg/cm ²
6. 特性長	L	80	56	cm



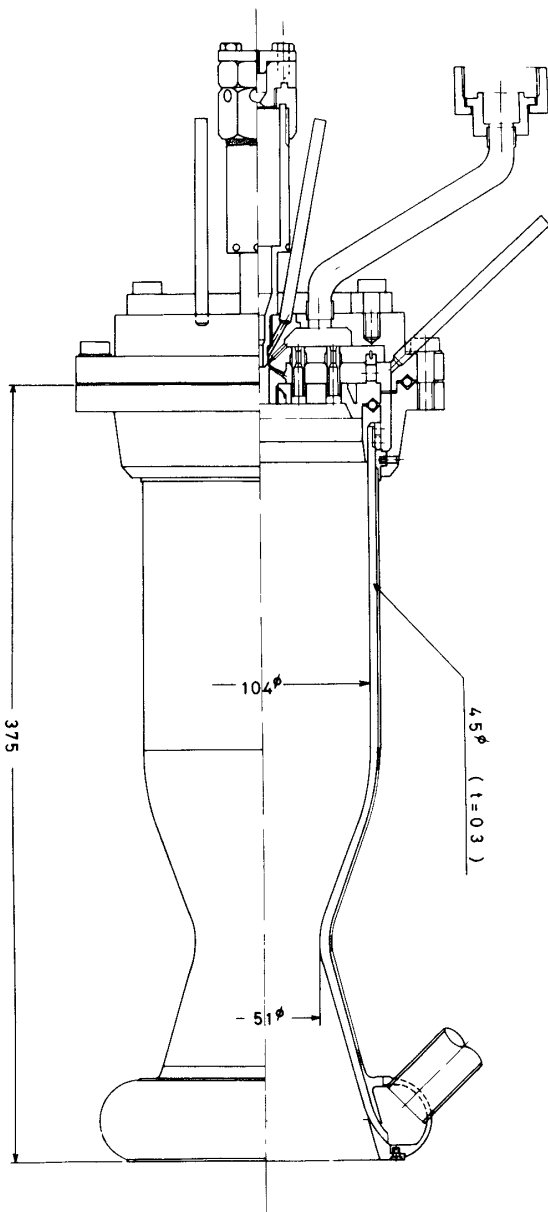
第15図 水素の蒸気圧曲線 (normal hydrogen)



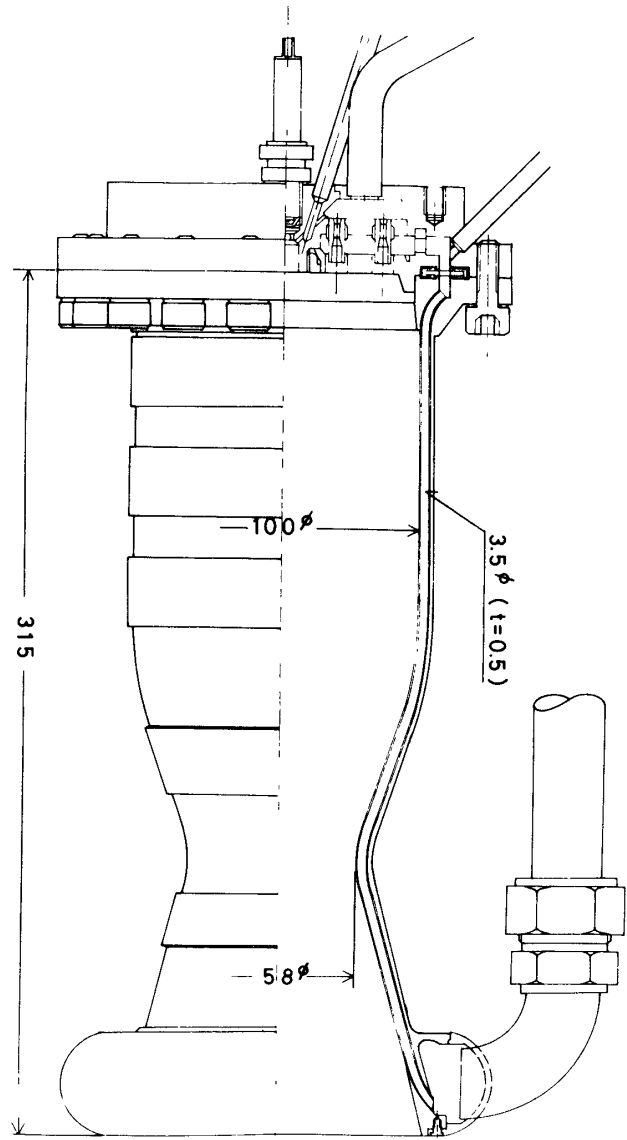
第16図 水素のP-V線図 (normal hydrogen)

7. 縮小比	ϵ	3.5	2.97	
8. スロート直径		55	58	mm
9. チャンバ内径		104	100	mm
10. チャンバ全長		375	315	mm
11. ノズル開口角		15	15	deg.
12. しぼり角		20	20	deg.

燃焼器壁および再生冷却管内の熱，流体計算においてガス側熱伝達係数はBartzの式 [5] を，冷却材側熱伝達係数はA. P. Colburn の式 [6] を用い，燃焼ガスの物性値には参考



第17図 No. 1 燃焼器



第18図 No. 2 燃焼器

文献[7]に計算されている flozen flowの値を、水素ガスの物性値には参考文献[8]に計算された値を用いた。

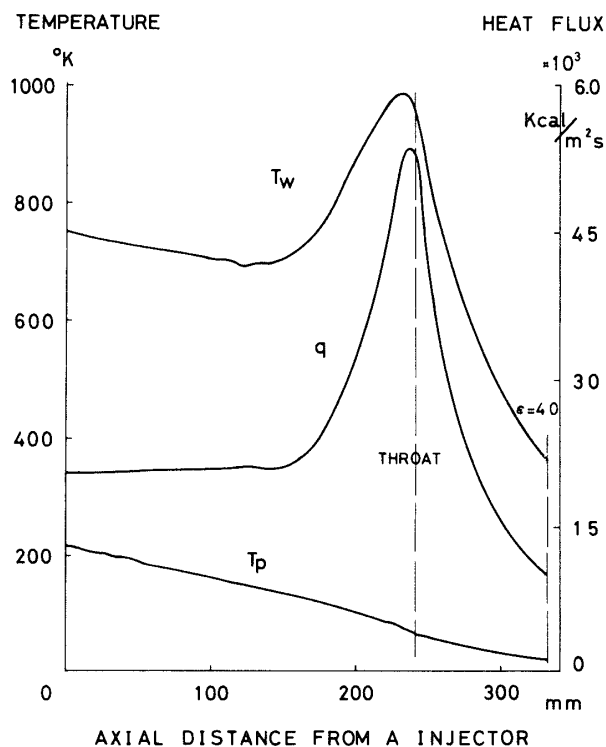
第19, 20図には、熱、流体計算の結果の一部を示した。熱、流体計算の主目的は、再生冷却による壁温度が許容値を越えないことの確認、およびインジェクタ要素の設計に必要なインジェクタ内ガス温度をできるだけ正確に知ることであり、これらは、再生冷却管の各種の応力計算を介して、燃焼室壁の形状によって大きく影響される。ここでは、次のような設計基準に従って、各種の応力計算を行い、再生冷却管の形状を決定した。

- (1) 再生冷却流量 $\dot{W} = 0.37 \text{ kg/s}$
- (2) 再生冷却管の材料は無酸素銅を用いる。
- (3) チャンバ内圧による負荷応力は sus 304 の外はんで受ける。
- (4) 設計許容壁温を 650°K とし、この温度での無酸素銅の耐力 4 kg/mm^2 、引張 15 kg/mm^2 と見積る。

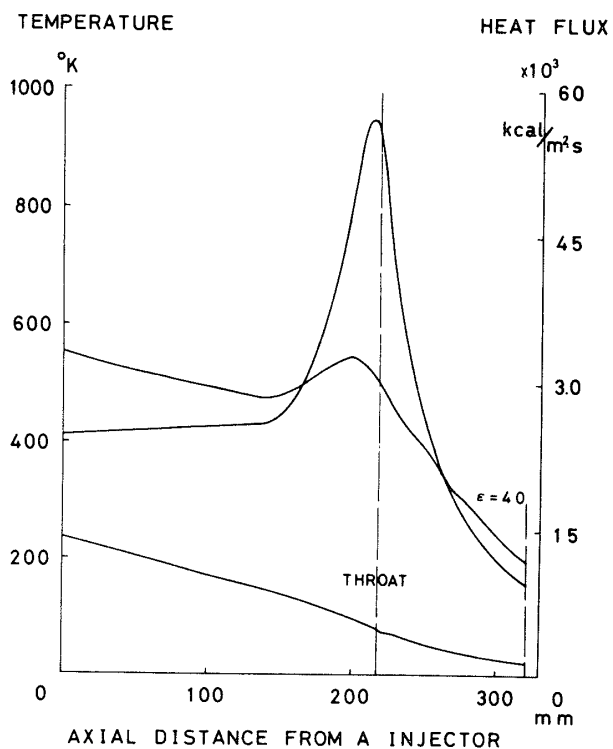
強度計算では、次の4項目の応力計算を行った。

- (1) 冷却材圧力による円周応力
- (2) 管壁の温度勾配による熱応力
- (3) 軸方向の曲げ応力
- (4) チャンバー内圧による軸、円周方向応力

以上の熱、流体および応力計算に基づいて決定した再生冷却管の諸元を次に示す。



第19図 No. 1 燃焼室の熱計算



第20図 No. 2 燃焼室の熱計算

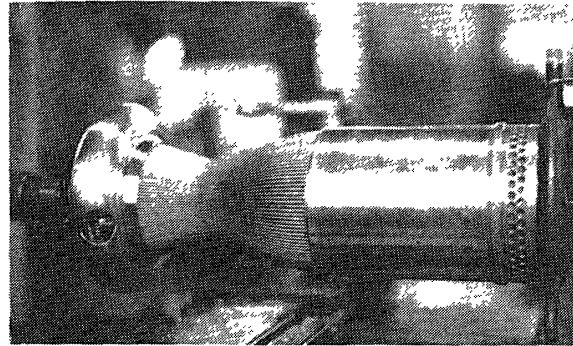
	No 1 燃焼器	No 2 燃焼器
外はん肉厚	1.5	1.5 mm
冷却管外径	4.5 ϕ	3.5 ϕ
肉厚	0.3	0.5 mm
本数	111	128
ロー材	ニッケル	銀口- (BAg 7)

FLUX (AMS 3411 TYPE B-1)

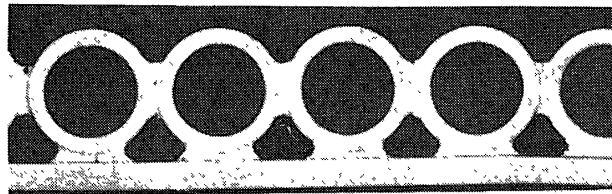
燃焼室製作に関する主な工程は、チューブ成形とロー付作業である。チューブの成形は、先に決定した寸法の円形の管を燃焼室の外形に合せた金型プレスで1本ずつ行った。成形を行う前に、素材の無酸素銅管をAr雰囲気中で約400°C 30分間焼ナマシ処理を行った。ロー付の良否は、チューブ成形の精度に大きく依存しているので、1/100mmの精度を目標にして成形を行ったが、最終的に燃焼室に組上げると、冷却管の本数が予定数より数本多くなった。第21図に、No 1 燃焼器の仮組の状態を示した。ロー付は、No 1の燃焼器については真空炉中でニッケルロー付を行い、No 2の方についてはAr雰囲気炉中で銀ロー付を行った。ニッケルロー付の温度は920°Cで、銅の融点(1080°C)に近く、素材の劣化が問題になった。第22、23図に、No 2 燃焼器に使用したロー付の試験サンプルを示す。No 1、No 2の両燃焼器とも、炉中ロー付だけでは十分なシールができなかったため、より低温のロー材で部分的に手直した。

3.3 インジェクター

No 1、No 2の燃焼器ともにインジェクター面は無酸素銅で、12個の同心円型のインジェクターが第24図のように配置されている。インジェクター面の中央に後に述べる点火器が入る。第2表にインジェクターの設計諸元を示す。



第21図 No 1 燃焼器の仮組



第22図 No 2 燃焼器ロー付のための試験サンプル
無酸素銅管 3.5 mm ϕ \times 0.5 mm大 ロー材 BAg
7 (P+F) Ar 雰囲気 750°C 10分



第23図 ロー付部分の拡大

第2表 インジェクターの諸元

	No.1 燃 焼 器	No.2 燃 焼 器
LOX 流量 Kg/S/element	0.1425	0.1425
H ₂ 流量 Kg/S/element	0.0283	0.0283
LOX 注入圧力降下 Kg/Cm ²	13.3	6.1
H ₂ 注入圧力降下 Kg/Cm ²	7.1	7.1
LOX 注入面積 mm ²	50.0	74.0
H ₂ 注入面積 mm ²	249.0	249.0
H ₂ /LOX 面積比	4.98	3.36
インジェクター内水素温度 °/人	218	237
LOX 流量係数	0.7	0.7
H ₂ 流量係数	0.9	0.9

3.4 点火器

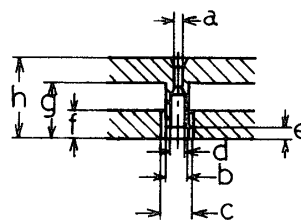
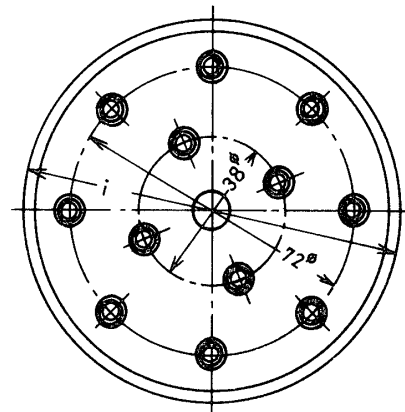
点火器は、インジェクターから燃焼室に噴射された水素と酸素の混合ガスに点火する機能があり、今回は2種類の点火器の試験を行った。No.1の燃焼器には固体燃料の点火モーターを用い、No.2の方には予備燃焼室においてガス水素を酸素ガスで燃焼する点火器を用いた。

固体燃料点火モーター

第25図に点火モーターの構造図を示す。この形状は燃焼器への取付は場所の制約から必ずしも最適なものにはならなかった。運搬上の安全性から、点火薬は容易に着脱可能な構造にした。点火モーターの燃焼時間は約2秒間に設定したが、点火遅れのため全燃焼秒時は2.6秒になった。第3表に点火モーターの設計諸元を第4表に推進薬および点火薬の諸元を示す。

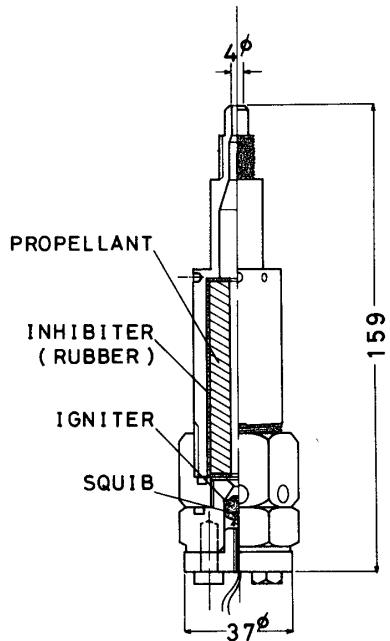
予備燃焼室GH₂/GO₂点火器

この点火器は、第26図に示すようにNo.2燃焼器のインジェクターと一体構造になっており、予備燃焼室はインジェクター面の中央にあり、常温のガス水素と酸素が噴射され、自動車用



	No.1	No.2
a	2.3φ	2.8φ
b	6.0φ	6.0φ
c	7.9φ	7.9φ
d	4.0φ	4.0φ
e	4	4
f	10	7
g	20	15
h	28	21
i	100φ	96φ

第24図 インジェクター要素の分布と寸法



第3表 固体燃料点火モーター諸元

推進薬	BP-30 B
点火薬	NAB
点火薬量	46.0 g
点火薬量	2.0 g
ノズルスロート径	4.0 mm
推進薬形状	中空円筒
点火電流	0.5 A 以上
全燃焼秒時	2.5 秒

第25図 固体燃料点火モーター構造図

第4表 推進薬および点火薬の諸元

	推進薬 (BP-30 B)	点火薬 (NAB)
比重	2.4	1.75
燃速	5.6 mm/秒 (50 気圧)	39 mm/秒 (10 気圧)
圧力指数	0.22	0.4
比熱比	1.17	-
発熱量	800 カロリー/g *	1,800 カロリー/g

比推力 250 秒から逆算した値

点火プラグによって点火される。点火プラグは、通常の自動車用プラグの先端を多少加工し、点火器側壁と直接スパークするようになっている。点火器の混合比O/Fは1にとり、燃焼ガス温度を1000°K程度にした。点火器の寸法諸元を次に示す。

GO₂ 注入穴直径 0.5mmφ GH₂ 注入穴直径 1mmφ

面積比 4

点火器単体で5秒程度の燃焼が可能であり、エンジン作動時には連続燃焼が可能である。

3.5 1,000 kg 級燃焼器テストスタンド

実験装置の系統図を第27図に示す。第4図に示した100kg級燃焼器のテストスタンドと比較してわかるように、供給能力を増加したこと、推力の較正が常時、遠隔操作で行えるこ

と、および液体窒素で熱交換したヘリウムガスで再生冷却管内をパージ、予冷できるようにしたことが大きな変更点である。加圧供給用のタンクは、LH₂用、LOX用ともに内容積35 lで、最高使用圧力50kg/cm²である。LH₂タンクは真空およびLN₂で熱シールドされているが、LOXタンクは全く断熱していない。供給配管には、1" SUSパイプを使用し、組立を容易にすることと、熱応力を除くために耐圧60kg/cm²の2重ベローが入っている

3.6 燃焼実験の手順

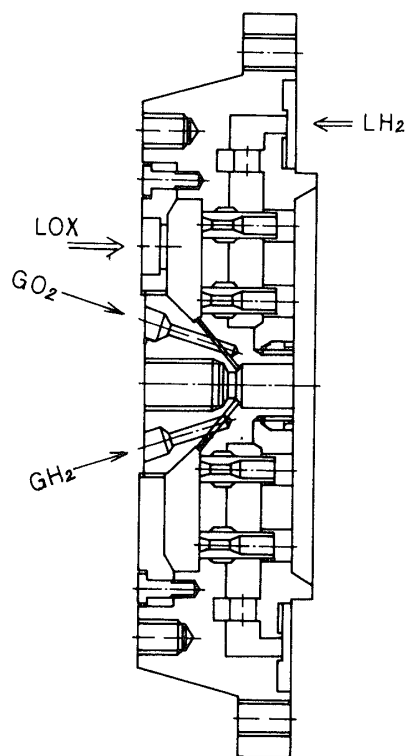
100kg級燃焼器の試験の場合と異なるのは、操作項目がかなり多くなったことと、燃焼秒時が短かいために、遠隔操作の可能な項目は全て予めプログラマーにセットしたシーケンスに従って自動的に操作したことである。第28図に、燃焼試験のタイムシーケンスを示した。図には、No 1とNo 2の燃焼器の場合を示してあり、多少異なる部分がある。主な相異点は、No 1の燃焼器においては、タンクを予め所定の圧力に設定しておき、X時に急速に推進剤を供給する方法をとり、No 2の燃焼器においては、ターボポンプによる供給を模擬するため、X時からタンクの加圧を行い、2秒程度の立上りで推進剤を供給する方法をとったことである。また、今回の実験では、燃焼器の点火器による点火に失敗した場合に供えて、燃焼器の外に固体の点火薬を用意し、X+0.5秒で点火した。

3.7 実験結果および考察

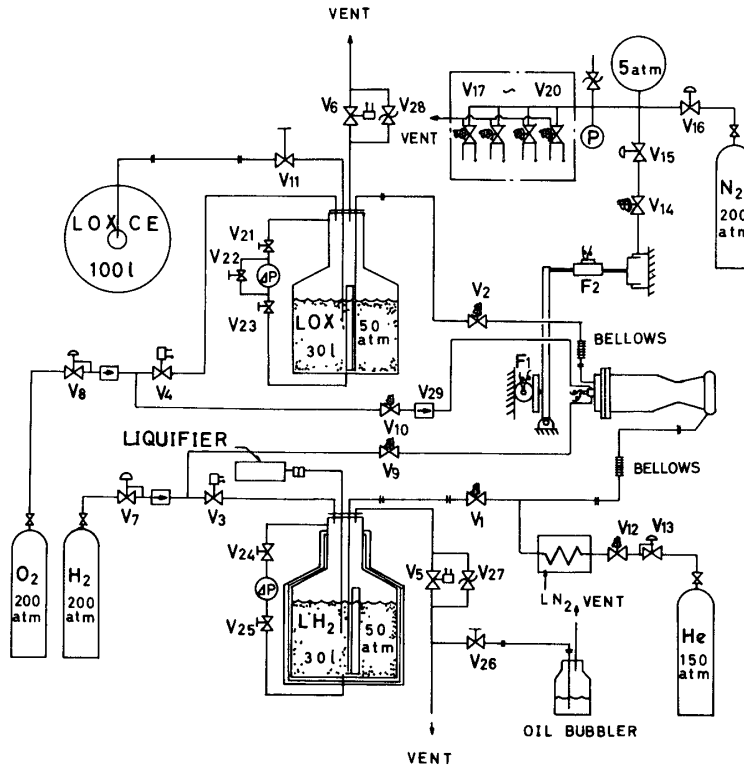
No 1 燃焼器の実験結果および考察

第29, 30, 31図に水素および酸素供給系の各部の圧力と流量の計測結果を示す。横軸の時間は、酸素のメインバルブを開く信号を出す時を基準にしている。水素のメインバルブはバルブの作動遅れによる再生冷却管の破損を考慮し-0.3秒に開いた。+0.5秒ぐらいまでは、水素タンクから再生冷却入口マニホールまでの配管内はガス状の流れで、その後、2秒近くまで液状(20°K近くの超臨界状態)で流れ、その後再び、ガス状の流れであると思われる。このことは、液体水素の充填量およびコールドフロー試験の結果からもわかる。酸素供給系については、+0.3秒ぐらいまでインジェクター入口付近はガス状の流れで、その後、液状で流れている。酸素流量が2秒近くから徐々に増加しているのは、水素がなくなり燃焼圧力が下り、インジェクターの差圧が大きくなったためである。O/Fは2秒近辺で約4.3である。

固体モーターによる点火は良好であった。



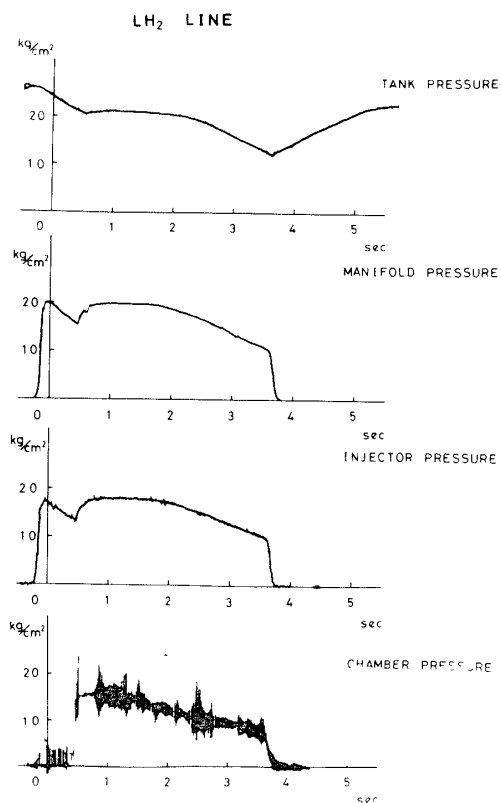
第26図 No 2 燃焼器のインジェクターと点火モーター



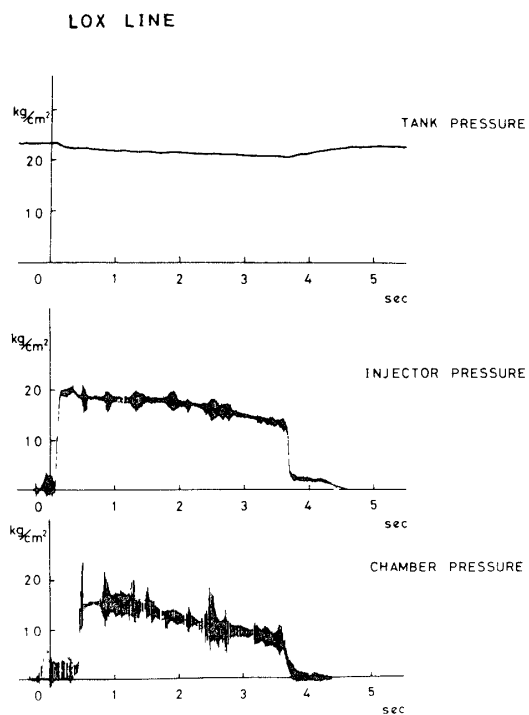
第27図 権力 1000 Kg 級 エンジン燃焼テストスタンド

		-120	-20	-10	-5	×	10	15	20	
		単位 秒								
		No. 1								
		No. 2								
プログラマー		130							20	
メーカ						0			20	
LH ₂ 系	He バージ V ₁₂	-120				-1	4		15.5	21.5
	LH ₂ 加圧 V ₃	-120				-1	4.5		15.5	21.5
	LH ₂ メイン V ₁					-11			5.5	
	LH ₂ ベント V ₄					0			6.5	
LOX系	LOX 加圧 V ₄					-10			5.5	
	LOX 加圧 V ₂					0			3.5	
	LOX ベント V ₆					0			4.5	
点火系	LH ₂ 点火 V ₉					-21			15.5	21.5
	LOX 点火 V ₁₀					-1			4.5	
	点火プラグ					-1			4.5	
点火内(固体)	点火内(固体)					-3			4.5	
	点火外(固体)					-1			1	
点火外(固体)	点火外(固体)					0.5			1	
	点火外(固体)					0.5			1	

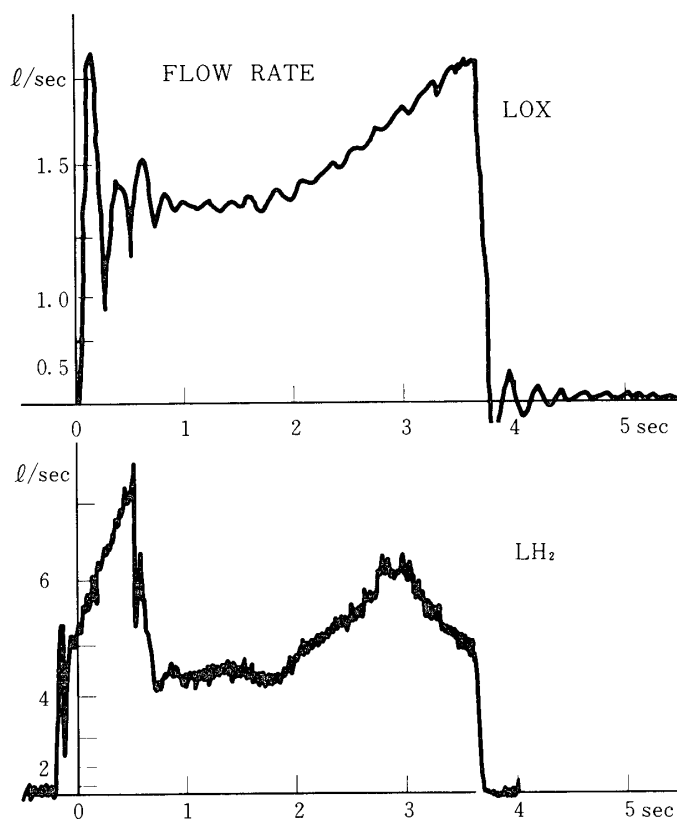
第28図 燃焼試験タイムシーケンス



第29図 No.1 燃焼器の燃焼試験
—水素系の圧力



第30図 No.1 燃焼器の燃焼試験
—酸素系の圧力

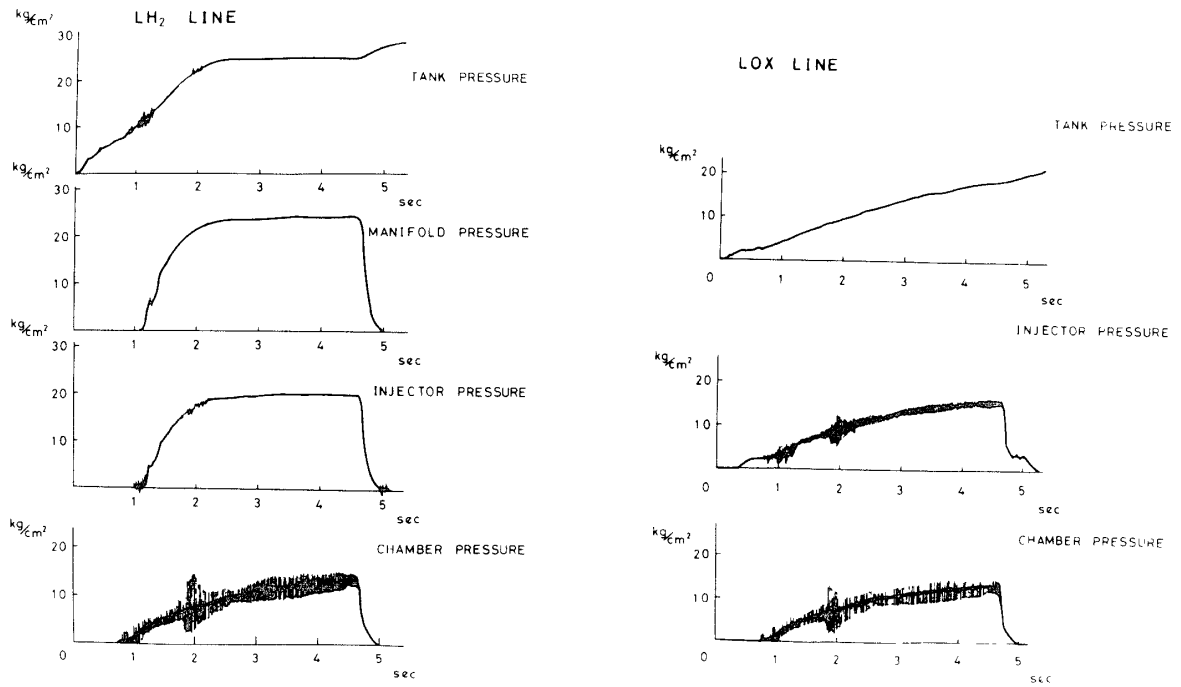


第31図 No.1 燃焼器の燃焼試験——流量

No.2 燃焼器の実験結果および考察

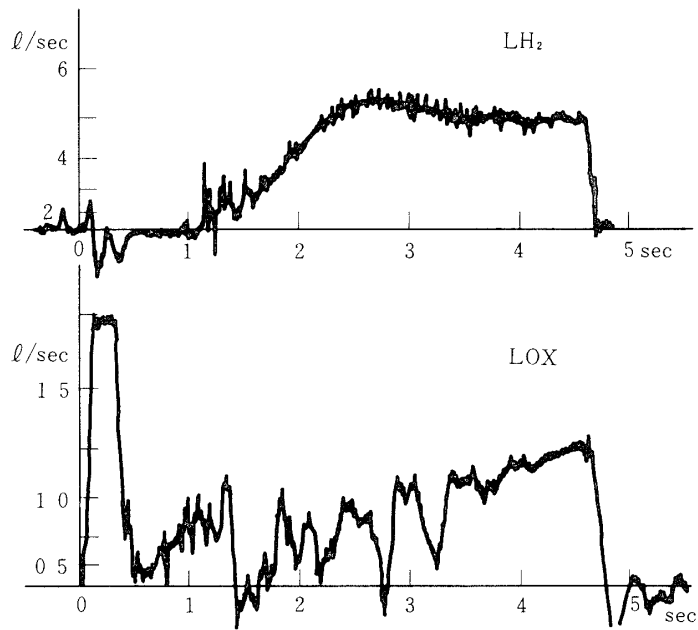
第32, 33, 34図に水素および酸素の供給系の各部の圧力および流量の計測結果を示す。この実験に際して2つの不具合があった。その一つは、水素のメインバルブを-0.3秒に開くように計画していたが、実際には、バルブの操作系の不具合のために、+0.9秒近辺で開いたこと。もう一つは、酸素タンクの加圧を2秒程度で所定の圧力に上昇させる計画であったが、調和弁の不具合のため、タイムシーケンス内で上昇しきらなかったことである。水素タンク圧力は、計画値に近い割合で所定の値まで上昇したが、メインバルブの開き遅れのため、タンク圧力が約 10 kg/cm^2 に達した時にメインバルブが開き、水素が流れ始める結果になった。一方、酸素系については、メインバルブは計画した時間に開いたが、タンク圧力の上昇がゆるやかなために、酸素は、タンク圧力に比例する形で徐々に流量が増加していった。

以上のような事情のために、水素メインバルブが開いた+0.9秒近辺から燃焼が始まり、



第32図 No.2 燃焼器の燃焼試験——水素系の
圧力

第33図 No.2 燃焼器の燃焼試験——酸素系の
圧力



第34図 No.2 燃焼器の燃焼試験——流量

酸素流量の上昇に比例して燃焼圧力も上昇した。このような燃焼様式であったために、O/F はほぼ零から3.7程度まで変化する結果になった。

また、温度計測については、計測配線の不具合のために、推力については十分な較正が出来なかったために正確なデータが得られなかったので今回の報回から割愛した。

4. 燃焼実験のための計測系

水素液化作業および燃焼実験における計測項目は、圧力、温度、流量、タンク液位、推力および写真記録である。以下に各項目ごとに説明する。

圧力計測

各計測部から内径4mmφ肉厚1mmのステンレス製の導管を300mm以上引出し、ストレーンゲージタイプの圧力計で測定した。ストレーンゲージは温度に敏感であるので圧力計には常温の水を流して温度を一定に保った。

較正は実験に用いる計測ケーブルを介して油圧分銅式の較正機で行った。

温度計測

温度は、銅-コンスタンタン熱電対の素線あるいは1mmφのシース型を用いて測定した。計測部から温度基準点まで約30mの間は保補導線を用いた。温度の基準は、液体窒素の沸点を用いた。銅-コンスタンタン熱電対は液体水素の沸点近くになると起電力がかなり小さくなり精度が低下する。将来は、金-コバルト熱電対を使用する予定であるが、シース型のもものは現在入手困難である。

流 量

流量はタービン流量計とベンチュリー流量計によって測定した。タービン流量計は配管に取付け断熱構造にはしていない。ベンチュリー流量計は、加圧タンク内の配管に取付け差圧計測のための導管をタンクから取出しストレーンゲージタイプの差圧変換器によって計測した。タンク内は温度変化が少ないため流量の計算が容易である。

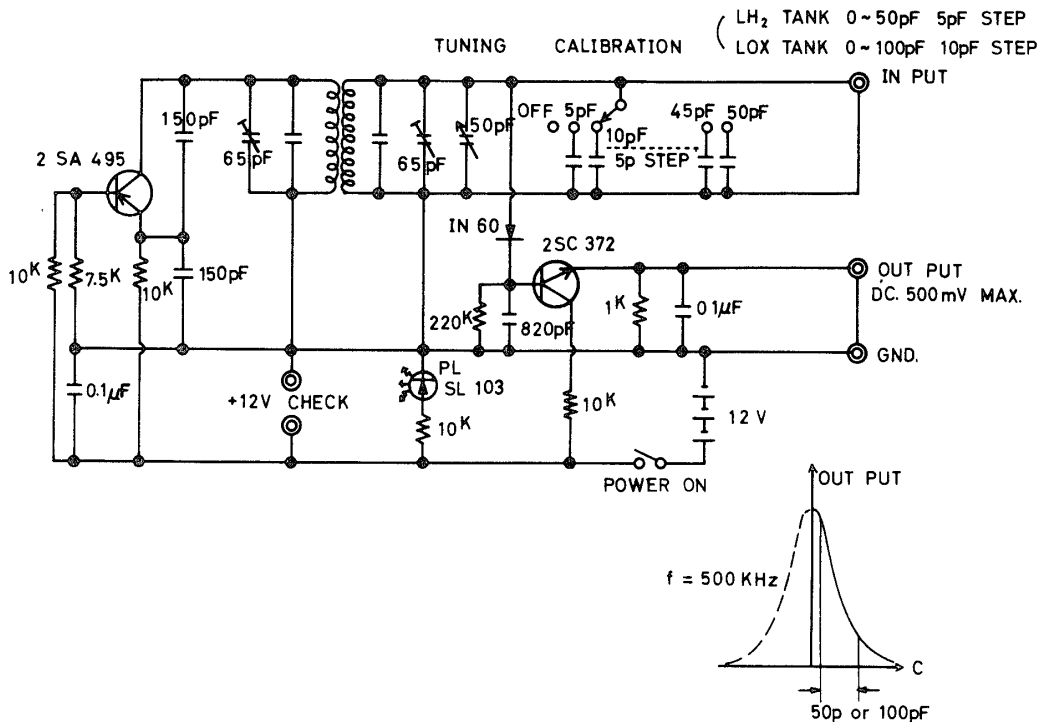
タンク液面計

液面の計測には、微差圧式レベル計、静電容量型レベル計 [9] およびホットワイヤー型ポイントレベル計の3種類を用いた。前2者は連続的に液面の指示ができ、後者はタンクの上下2点の液面の指示ができる。水素液化器内の液面は、専ら微差圧式レベル計によって、液化器から加圧タンクへの充填に際しては、加圧タンク内の静電容量型レベル計と微差圧式レベル計によってモニターした。ホットワイヤー型ポイントレベル計は、その取付位置が予め正確に決められるので、液の総量を計測するのに便利である。燃焼実験中には水素加圧タンク内は超臨界圧になり、液面の計測は意味がなくなる。酸素は50kg/cm²以下では亜臨界状態にあり、燃焼実験中においてもその液面は計測できた。

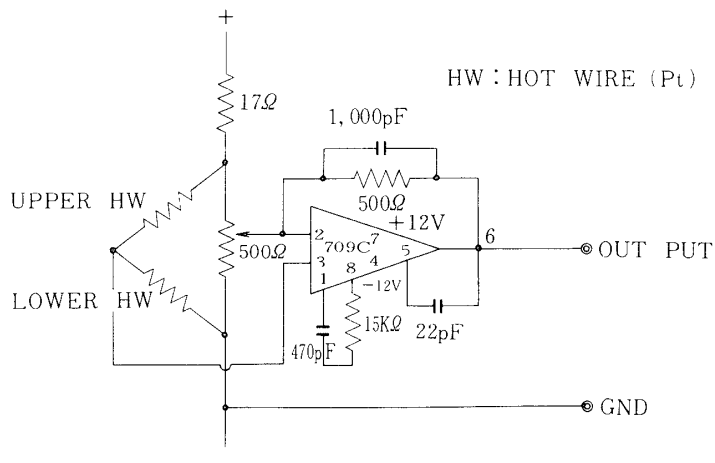
第35図に、静電容量型レベル計の回路図を示す。原理は、電極間の液体の量による静電容量の変化を共振点からの変位に変換している。液体水素の比誘電率 ($\epsilon = 1.27$) は、液体酸素のそれ ($\epsilon = 1.50$) よりかなり小さいので、液体水素のレベル計の共振回路のQ値は大きくしてある。共振周波数は、両レベル計とも500KHzである。

ポイントホットワイヤーレベル計は高低の2点取付け、液位がその点を通過するのを検

LEVEL DETECTOR



第35図 静電容量型レベル計の回路図



第36図 ポイントホットワイヤーレベル計回路図

出する。センサーには、直径 0.05mm、長さ 15mm の白金線を用い、0.5 A の電流を流しておいて、液とガスの熱伝達量の差による白金の温度の違いを抵抗の変化として、ブリッジ回路で検出する。第36図に検出回路を示す。

推力計測

第27図に示すように、1tonのロードセル F_1 で推力を計測し、100kgのロードセル F_2 を用いて校正する。校正には F_2 のロードセルに N_2 ガス圧力で駆動したアクチュエーターで負荷をかけ、テコで増力して F_1 のロードセルに負荷をかける方法を用いた。燃焼試験中の熱応力を考慮して、燃焼中およびその前後においても推力校正ができるようにした。

写真記録

自動送りの35mmスチールカメラと16mmムービーカメラを用いて撮影した。燃焼秒時が短いので、プログラムのシーケンスからの信号により起動させた。

あとがき

得られる液体水素の量が少ないため、燃焼秒時の短い実験になったが、燃焼初期の過渡現象を捕えることはできた。計測系の不具合のため正確なデータが得られない部分があったので、この後、51年度に設置される大型の液化機が稼動する頃に、1ton級の燃焼器を数回試験する予定である。

なお、燃焼テストスタンドの製作にあたり、東理社K.K.、水素液化装置の製作、調整および運転にあたり住友重機械工業K.K.、燃焼器のロー付および補修にあたり日産エトワードK.K.、三菱重工業K.K.、石川島播磨重工業K.K.の御協力をえた。末筆ながら感謝の意を表したい。

また、水素の物性値は全て文献 [4] によったものである。

1976年7月23日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 長友信人, 橋本保成, 加勇田清勇, 棚次巨弘: 液体水素ロケットエンジンシステムに関する研究, 第17回宇宙科学技術連合講演会講演集, 昭和48年10月, pp.161-164
- [2] 棚次巨弘, 長友信人: 液体水素の加圧供給において生じた過渡的現象, 昭和49年度推進系シンポジウム於東大宇宙研, pp. 156-167
- [3] 長友信人, 棚次巨弘, 加勇田清勇, 荒木哲夫, 橋本保成, 小池敏久, 石井早美: 銅管構造再生冷却式液水エンジン燃焼器の実験, 昭和50年度推進系シンポジウム 於東大宇宙研 pp.113-132
- [4] R. C. Hendricks, R. W. Graham, Yih Y. Hsu and R. Friedman: Experimental Heat-Transfer Results for Cryogenic Hydrogen Flowing in Tubes at Subcritical and Supercritical Pressures to 800 Pounds Per Square Inch Absolute, NASA TN D-3095.
- [5] D. R. Bartz: A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Connection Heat Transfer Coefficient, Jet Propulsion, January 1957, pp. 49-51.
- [6] Trans. AIChE, 29, 174 (1933).
- [7] Sanford Gordon and Bonnie J. McBride: Theoretical Performance of Liquid Hydrogen with Liquid Oxygen as a Rocket Propellant, NASA MEMO 5-21-59E, June 1959.
- [8] Robert D. McCarty: Hydrogen Technology Survey-Thermophysical Properties, NASA SP-3089, 1975.