

液水／液酸ターボポンプ用ガスジェネレーターの開発研究

棚次 亘弘・成尾 芳博・長友 信人・岩間 彬
秋葉鏢二郎・倉谷 健治

Developmental Study on Gas-Generator for LH₂/LOX Turbopump

By

Nobuhiro TANATSUGU, Yoshihiro NARUO, Makoto NAGATOMO,
Akira IWAMA and Kenji KURATANI

Abstracts: We have developed the gas-generator to drive the turbo-pump for a LH₂/LOX rocket engine of 7,000 kg-thrust level.

The present gas-generator is the reverse-flow type which is composed of a spherical combustion chamber with a turbulence ring, uniform mixture ratio-coaxial injectors and a start valve.

The performance characteristics and functions of the gas-generator have been verified through eight running tests of gas-generators themselves and ten running tests of the second gas-generator assembled to a turbine. Total burning duration is 204 seconds.

Here are presented the design details of gas-generators developed at the Institute of Space and Aeronautical Science (ISAS), University of Tokyo, the test facilities and the test results obtained up to date.

概 要

推力7トン級液水／液酸ロケットエンジン用ターボポンプを駆動するガスジェネレーターの設計および試験を昭和52年から実施し、その開発を完了した。

このガスジェネレーターはリバースフロー型のものであり、攪拌リング付の球形燃焼室と12個の均一混合比型の同軸インジェクターおよびスタートバルブから構成されている。

8回のガスジェネレーター単体での試験および10回のターボポンプとの組合せ試験によって、性能および機能の確認を行った。インジェクター、燃焼室およびタービン部に焼損は認められず、燃焼および混合が良好に行われているものと思われる。現在までの総燃焼時間は204秒である。

ここでは、東大宇宙研において開発したガスジェネレーターの設計諸元、試験設備および試験結果を報告する。

1. 序 論

ここに報告するガスジェネレーターは、東大宇宙研において開発研究を進めている液水／液酸ロケットエンジンの供給系に用いるターボポンプを駆動することを目的として実験研究したものである。ガスジェネレーターの開発研究は先に報告したターボポンプ [I] よりやや遅れて開始し、昭和 52 年度に基本設計および製作設計を行い、昭和 53 年 8 月から昭和 55 年 3 月にかけてガスジェネレーター単独の実験およびターボポンプとの組合せ実験を行った。

このガスジェネレーターは軸出力 310 kW の 2 段速度複式衝動タービンを駆動し、燃料および酸化剤は液体水素と液体酸素である。タービンディスクの許容応力に対する余裕を考慮して、燃焼ガス温度を 900 °K に調整するため燃料過剰側 (O/F=0.875) で燃焼させている。インジェクターは均一混合比型で、燃焼室は球形のリバースフロー型である。この形式のガスジェネレーターは液水／液酸ロケットエンジンには実用化された例がない。

2. ガスジェネレーター

2.1. 概要

ロケットエンジンターボポンプのタービンを駆動するガスジェネレーターの主な問題は hot streak であり、これが大きくなるとガスジェネレーターだけでなくタービン部を焼損し、これらの破損はエンジンやテストスタンドにまで被害をおよぼす場合がある。

この hot streak は燃焼生成物が稀釈剤とよくまた十分に混合しない場合に発生するものであり、この混合の均一性はインジェクターと燃焼室の設計によって強く支配される。燃料過剰側で水素・酸素混合気を燃焼させると未燃水素が発生して、hot streak による損傷を少なくさせる稀釈剤としての役目を果たす。さらにこれによって、発生ガスの分子量が小さくなりタービンの推進剤消費率が良くなる。

hot streak を抑制するために、混合比の偏りによって生ずる高過領域 (hot zone) の生成を避け、小拡散炎の集合にして混合比の空間分布が一様になるインジェクターを採用した。

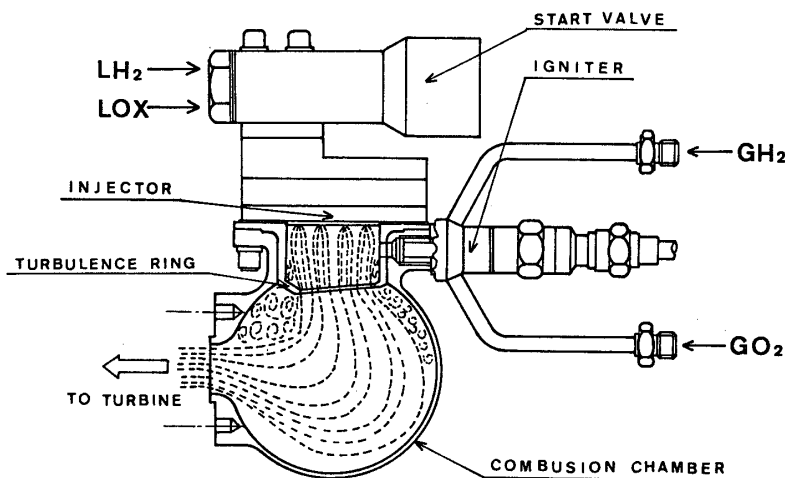


図1 球形リバースフロー型燃焼器

LH₂/LOX GAS GENERATOR GG-701

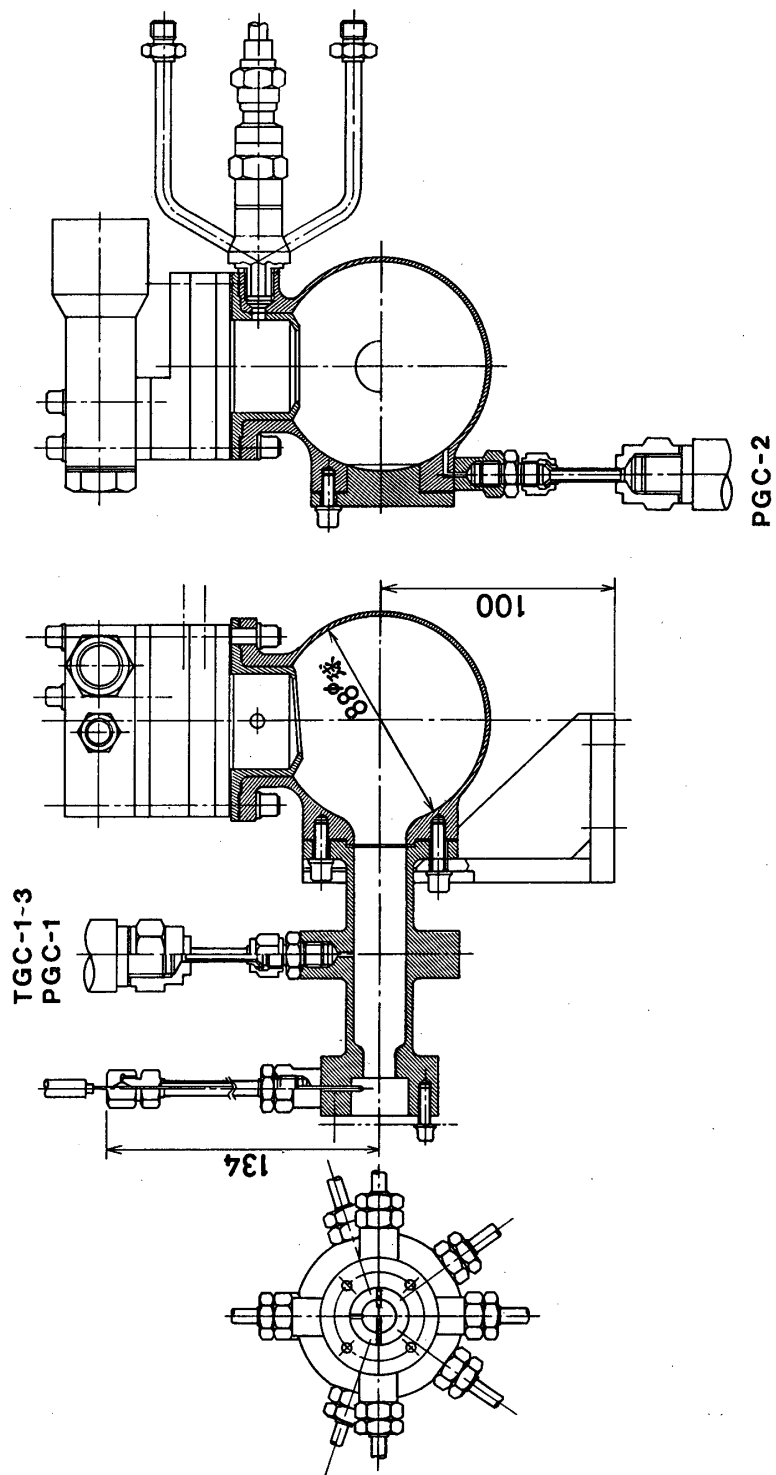


図2 東大宇宙研において開発したガスジェネレーター

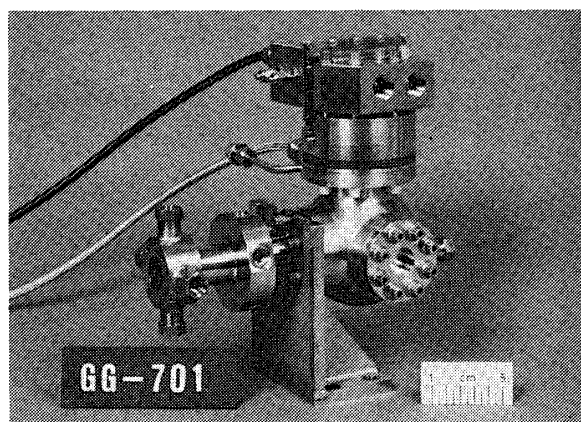


図3 ガスジェネレーターの外観

さらにインジェクターの前方に攪拌リングを設けた。また、燃焼室にはガスの流れ方向を反転して混合を促進する形式を採用した。これは図1に示すように、インジェクターから噴射した水素と酸素は燃焼し、燃焼室壁に衝突して流れ方向を変えて出口に向うものであり、燃焼ガスが直接タービン部を焼損することがない利点がある。流れ方向を反転する燃焼室として、いくつかの形状のものが研究開発されているが、ここでは形状が簡単な球形のものを採用した [2]。

ガスジェネレーターは図2に示すように、燃焼室、インジェクター、スタートバルブおよび点火器が一体になっており燃焼室出口フランジによってタービンマニホールドに支持する構造になっている。図3に外観写真を示した。ガスジェネレーター単体の燃焼試験を行う場合には、図2に示すように燃焼器出口にタービノズルを模擬したノズル部を設け、発生ガスの温度および圧力を計測した。

2.2. 設計性能諸元

表1に、タービンおよびシステムから要求される設計諸元を示した。GG-701 およびGG-702は、それぞれTP-701 およびTP-702 ターボポンプに使用するものであるが、インジェクターおよび点火器が異なるほかは同一のものを用いている。

表1 ガスジェネレーターの設計性能諸元

		GG-701	GG-702
燃料 / 酸化剤		LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX
燃焼室圧力	kg/cm ² A	25	25
燃焼ガス温度	°K	900	900
燃焼ガス流量	kg/S	0.176	0.256
混合比 (O/F)		0.875	0.875
インジェクター圧損	LH ₂ /LOX kg/cm ²	4.0/6.0	4.0/6.0
噴射速度	LH ₂ /LOX m/S	76/23	76/23
燃焼室内径	mm	88.0	88.0
stay time	msec	2.5	1.71

2.3. 構造

ガスジェネレーターは主に次の4つの部分から構成されている。

- (1) 燃焼室
- (2) インジェクター
- (3) スタートバルブ
- (4) 点火器

これら主要部品を組合せる構造として、開発の初期からできるだけフライトタイプに近いものを目指して設計した。したがって、軽量かつコンパクトな形状の要求からスタートバルブはインジェクターと一体にし、燃焼室に取付けた。さらに、燃焼室は燃焼ガス出口フランジによって直接タービンノズルマニホールドに取付ける構造を採用した。ターボポンプシステムを構成する場合には、燃焼室にタービンスピナーが取付けられる[3]。ガスジェネレーターの単独試験では、タービンスピナー取付部は盲フランジによって密閉しており、また、タービンとの取合部にはタービンノズルを模擬した計測部を取付ける。

燃焼室

燃焼室はインジェクターとともにガスジェネレーターの特性を左右する最も重要な部分である。概要でも述べたように過剰な燃料(水素)を希釈剤に用いて燃焼ガス温度を調整するガスジェネレーターでは燃焼の効率はあまり問題にする必要はない。しかし、蒸発および混合過程はきわめて遅く、数 msec 程度の時間がかかる[4]。したがって、燃焼室の大きさを決める場合のパラメーターとして、特性長 (Characteristic length)、容積負荷 (Volumetric loading) [5]、および滞留時間 (Stay time) 等が用いられているが、滞留時間が最も有効なパラメーターであると思われる。現在までに開発されている J-2 および M-1 エンジンのガスジェネレーターの滞留時間はそれぞれ 3.3 msec および 2.35 msec であり[4]、GG-701 についてはこれらを参考にして 2.5 msec を採用した。GG-702 については、TP-702 タービンの性能改善に伴って流量が増加したため、滞留時間は 1.71 msec と短くなっているが、タービンに取付けた場合にはノズルマニホールドや取合配管が燃焼室の一部となり、有効な滞留時間としては約 2 倍程度と見積られる。

滞留時間は一つの有効な目安にはなるが、それだけをもって特性を評価できるものでなく、燃焼室の形状が特性に大きな影響を持つことは多くの研究者の指摘するところである[4]。概要でも述べたように、ここでは燃焼室内において燃焼ガスを一度燃焼室の壁に衝突させ、ガスの流れ方向を反転する形式 (Reverse flow type) の燃焼室を採用した。この形式は J-2 エンジンのガスジェネレーターにおいて開発例があり、その有効性が示されており、特に混合については現在までに開発された型式の中で最良のものといえる。

また、ここで採用したような球形の燃焼室について、基礎的な研究結果はあるが未だ実用化されていない。

燃焼室は Hastelloy X の一体構造であり、切削加工によって製作されている。燃焼室内径は 88ϕ mm で、壁の肉厚は 2.4 ± 0.1 mm である。燃焼室とインジェクター取合部には攪拌リング (Turbulence ring) を設け、混合を促進させた。攪拌リングは Hastelloy X 製の

偏心した 120° の円錐形であり、インジェクター面より 24 mm の距離にある。

点火器は攪拌リングの上流側にあり、インジェクター面より 10 mm の距離にある。点火器の燃焼ガスは、インジェクターから噴射される水素および酸素ガスの流れに直角に衝突するように配置されている。

インジェクター

インジェクターには大別して、hot-core 型インジェクターと UMR (Uniform mixture ratio) 型インジェクターがある。前者は酸化剤の総てをインジェクターの中央部に噴射し、同じ領域に化学量論比に近い燃料を噴射する。燃焼ガスは、周辺部のインジェクターから噴射された過剰な燃焼によって混合され稀釈される。一方、後者はインジェクターの各要素から全体混合比で均一に燃料と酸化剤を噴射し、多数の小さな燃焼領域を作り、過剰な燃料によってすばやく混合稀釈するものである。hot-core型インジェクターは着火性に優れている

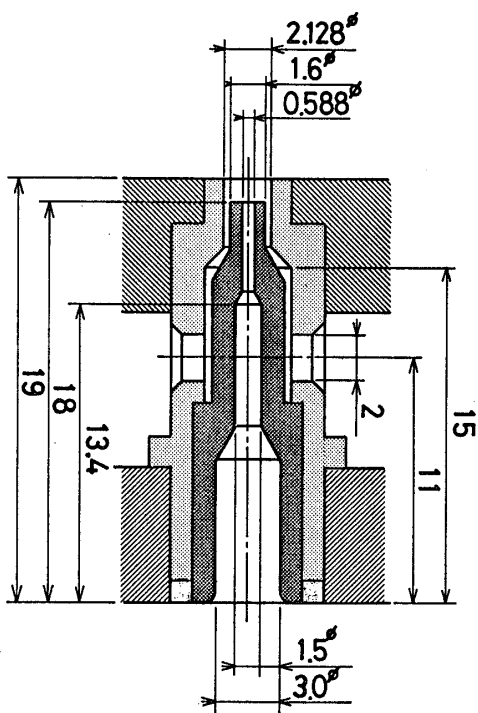


図4 GG-701 ガスジェネレーターのインジェクター要素

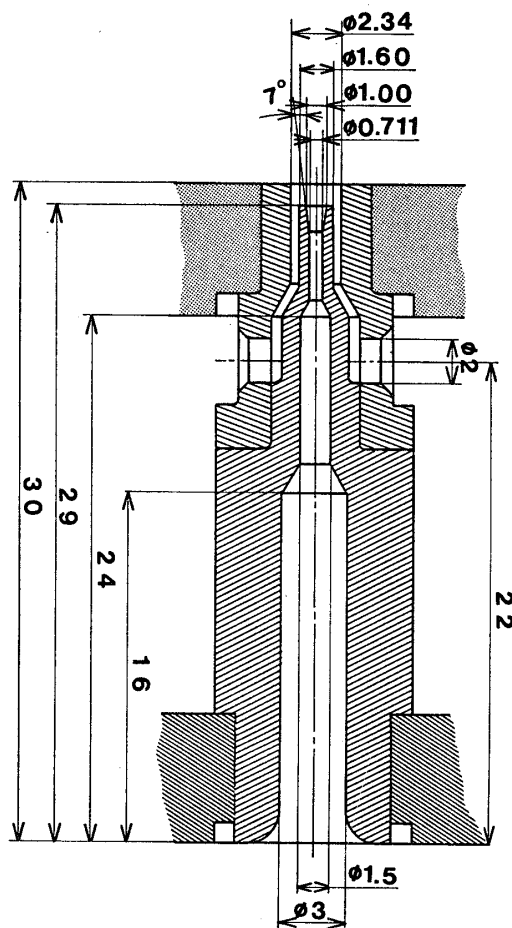


図5 GG-702 ガスジェネレーターのインジェクター要素

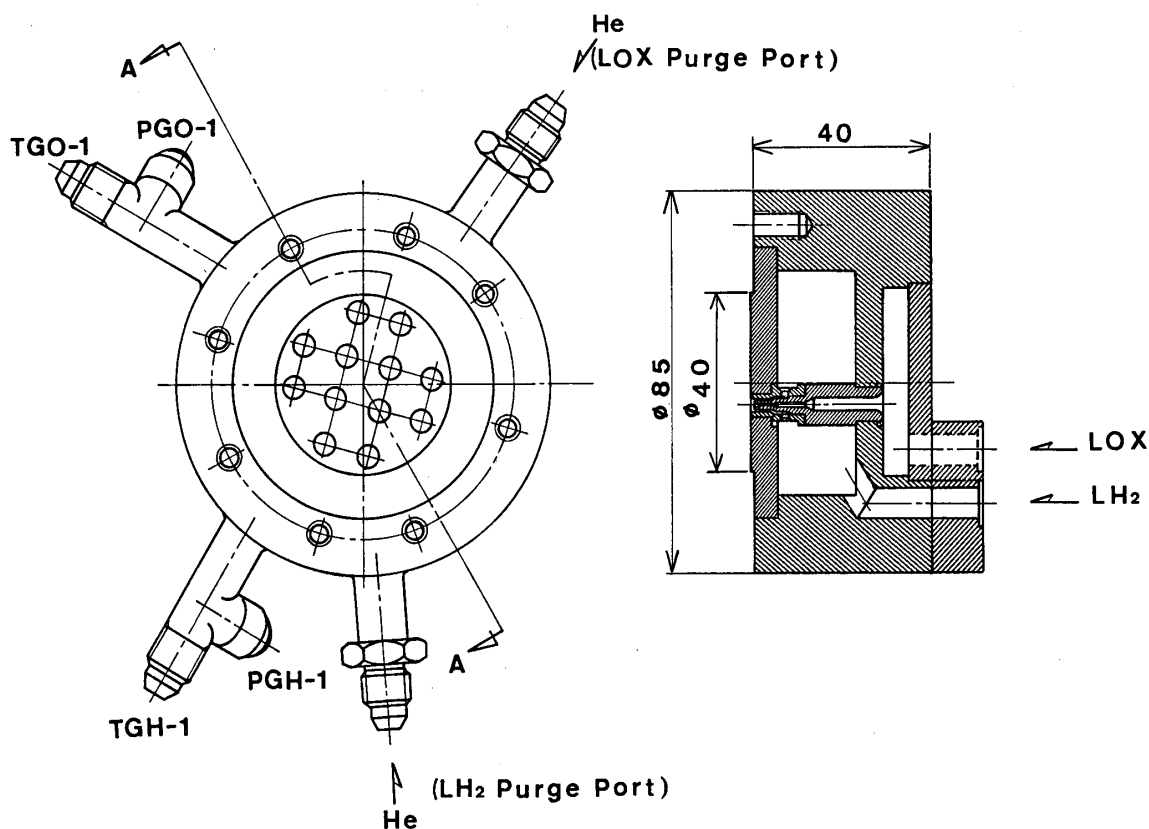


図6 インジェクターの構造

が、この型式のインジェクターをもつガスジェネレーター (Navaho, Atlas MA-3, Thor, Jupiter, J-2, Titan I and II) は、その開発段階において多くの苦い失敗を重ねている。その原因は hot-core の稀釈が十分に行えないことによって生じる hot streak であった。それ故、最近のガスジェネレーターはほとんど UMR 型インジェクターを用いている。

インジェクター要素としては、100 kg 級および 1 ton 級液水/液酸燃焼器で経験のある同軸型を採用した。同軸型インジェクターは単位要素あたりの噴射流量を少なくすると UMR 型となる特性をもつことから、同じ形状の同軸型インジェクターを 12 個均等に配置した。

固体推進薬をタービンスピナーとしているシステムにあっては、燃焼生成物によるインジェクターの汚染が問題となり、J-2 エンジンでは Poppet-valve 型インジェクターを用いているが、我々はタービンスピナーの作動中、インジェクタードームをヘリウムガスによってパージする方式を用いた。

図4および図5に GG-701 および GG-702 のインジェクター要素の断面形状を示した。また、図6にインジェクター要素の配置を示した。インジェクター要素は SUS 347 であり、インジェクター面は無酸素銅でできている。

燃焼終了時、インジェクタードームに残留する推進剤によって後燃えが生じ、その温度は

表2 インジェクター設計諸元

	GG-701		GG-702	
	(水素系)	(酸素系)	(水素系)	(酸素系)
供給流量 kg/S	0.0938	0.0821	0.137	0.120
インジェクター圧損 kg/cm ²	4.0	6.0	4.0	6.0
インジェクター温度 °K	27	100	27	100
噴射速度 m/S	76.2	22.9	75.5	22.9
インジェクタードーム容積 cm ³	8.5	6.9	22.8	8.3
流路断面積 mm ²	18.55	3.26	27.48	4.76
要素数	12		12	

残留推進剤の混合比によって決る。後燃え温度を低く抑えるには、両推進剤のインジェクタードーム容積は、定格燃焼時の体積混合比（ $\approx 1:19$ ）と同一またはそれ以下にすることが好ましいが、これを実現することは困難である。したがって、我々は燃焼終了時に、両インジェクターをパージする時刻をずらすことによって、後燃え温度を低く抑える操作を行うことにした。

表2にインジェクターの設計諸元を示した。

スタートバルブ

スタートバルブはガスジェネレーターへの推進剤の供給を制御する弁であり、エンジンシステムから見た場合エンジンの始動および停止を司る重要なコンポーネントである。図7にスタートバルブの断面図を示した。ポペット型のON/OFF弁であり、液体水素および液体酸素の弁は2軸で構成され、これらの軸は機械的に連結されて1個のアクチュエーターによって開閉作動する。2軸間の連結には遊びを設け、液酸弁は液水弁より遅く開き、また早く閉じるように考慮した。この遊びの量は弁のストローク（4mm）に対して50%の範囲内で調節できる。この機構によって始動および停止時に生じるサーマルスパイクを抑える効果がある。

運転上の安全を考慮し、アクチュエーターに操作圧力が供給されない場合にはスプリングによって弁が閉じる構造とした。アクチュエーターを小形にするため操作圧力を30 kg/cm²にした。

アクチュエーター部には密閉したケースを設け、ケース内をヘリウムガスによってパージし、大気中の水分が凍結しないように考慮した。

弁が開いた場合には触針がアクチュエーターに接触し、アンサー信号を出す機能を設けた。弁軸およびアクチュエーターにはベローシールを用い、弁座には Kel-F を用いた。

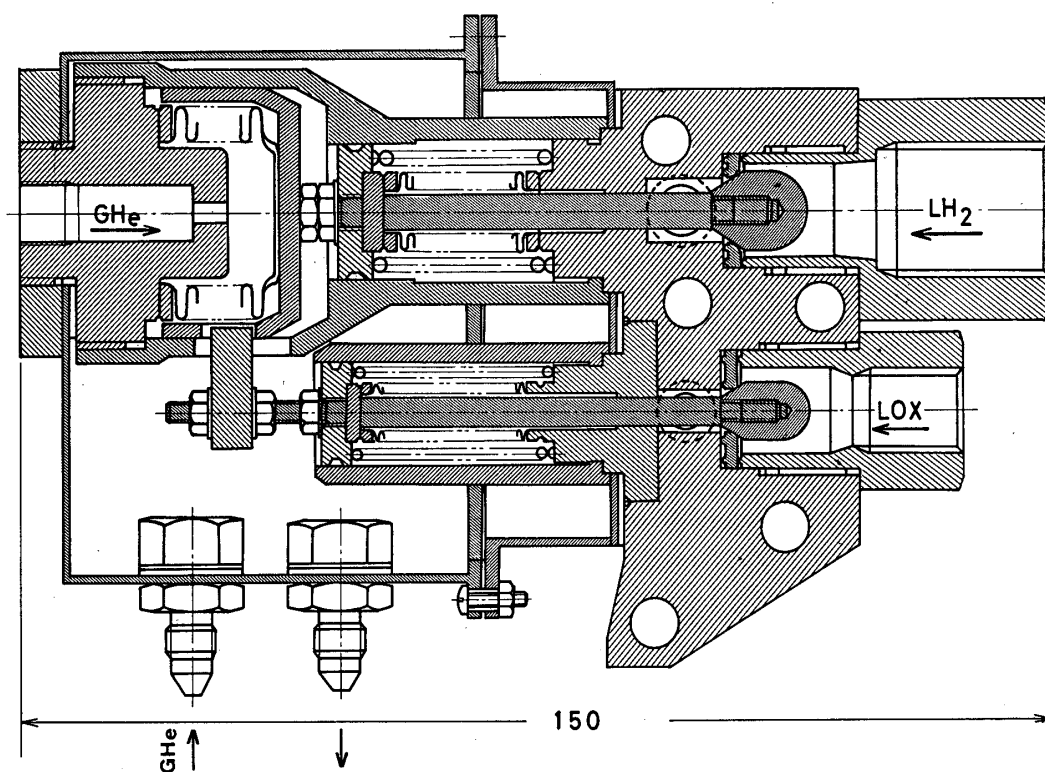


図7 ガスジェネレーターのスタートバルブ

点火器

東大宇宙研において開発する最終的なエンジンシステムでは、ガスジェネレーターの点火源としてタービンスピナーによって発生する固体推進薬の燃焼ガス（燃焼温度約1400 K）を用いる予定であるが、ガスジェネレーター単独の燃焼試験のために水素および酸素ガスの点火器を用意した。図8,9にGG-701およびGG-702ガスジェネレーターに用いた点火器の断面図を示した。どちらも電気火花式の点火プラグを持ち、陽極を水素ガスによって冷却している。GG-701の点火器においては、点火プラグの陽極と陰極間に電気スパークを発生させており、点火プラグを特別に製作した。一方、GG-702の点火器では点火プラグの陽極と燃焼室壁との間で電気スパークを発生させており、点火プラグは市販の自動車用プラグを改造したものである。

両点火器の大きな相異点は燃焼室の形状であり、GG-701の点火器では燃焼室出口に絞りを設けていないが、GG-702の点火器では絞りを設け燃焼ガスの流れをチョークさせた。これによって、GG-702ではミスファイヤーが皆無になった。

図10にGG-702で用いた高電圧スパーク発生器の回路図を示した。高電圧を発生する部分は市販の自動車に用いられているものであり、高い放電エネルギーを取り出せる閉磁路コイルを採用した。これに発振回路を取付け、100Hzの電気スパークを発生させている。これら

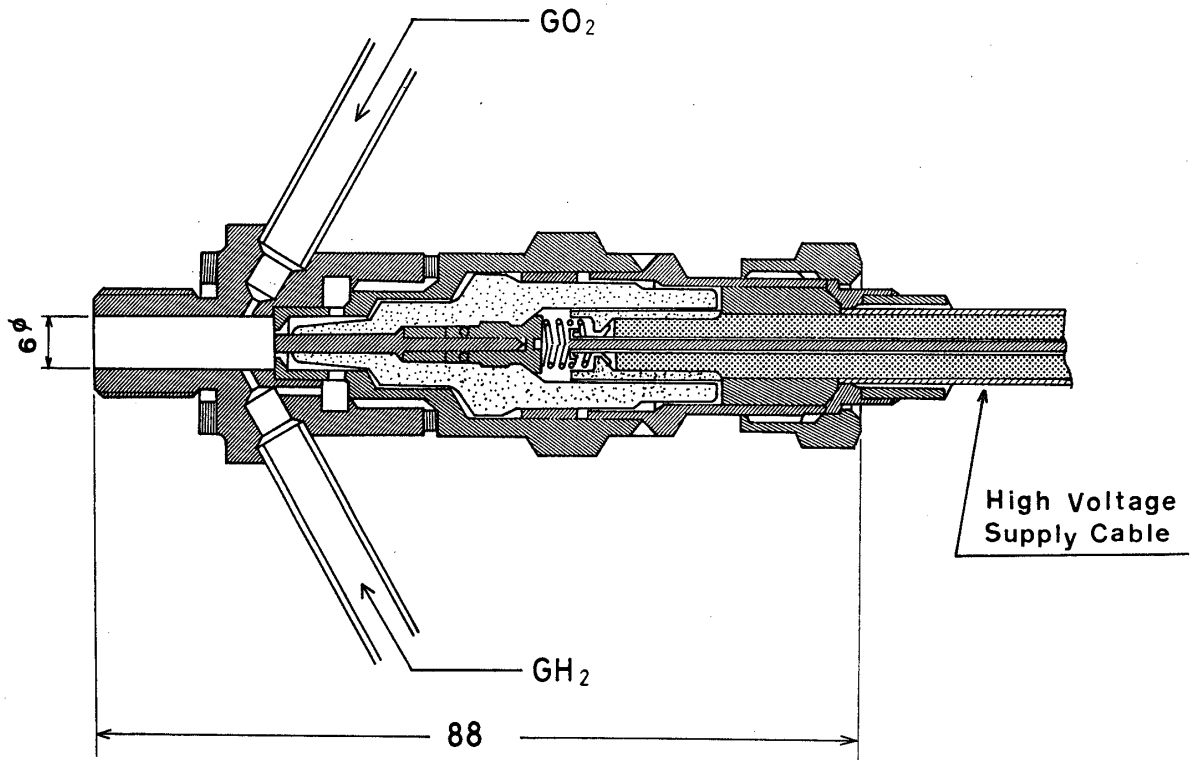


図8 GG-701 ガスジェネレーターの点火器

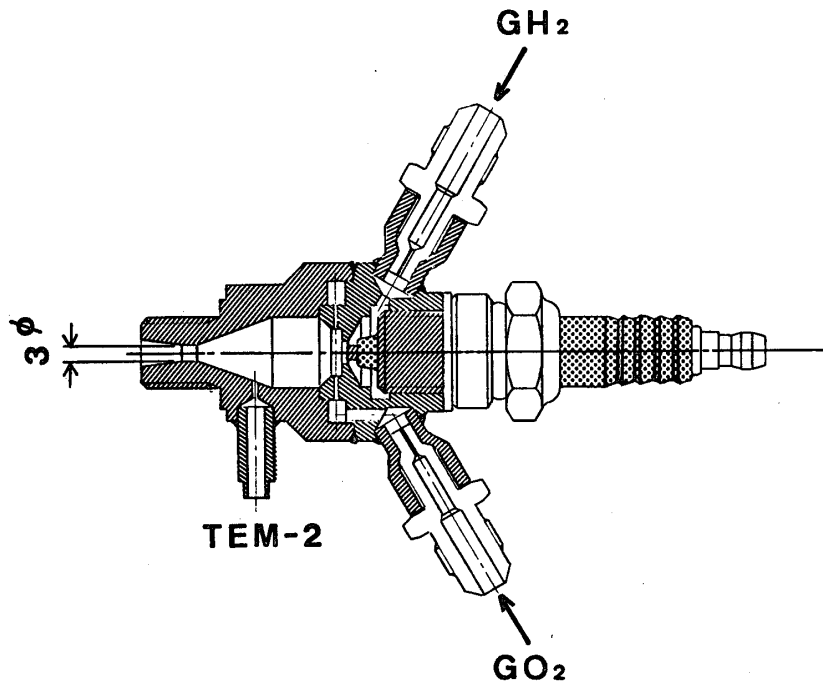


図9 GG-702 ガスジェネレーターの点火器

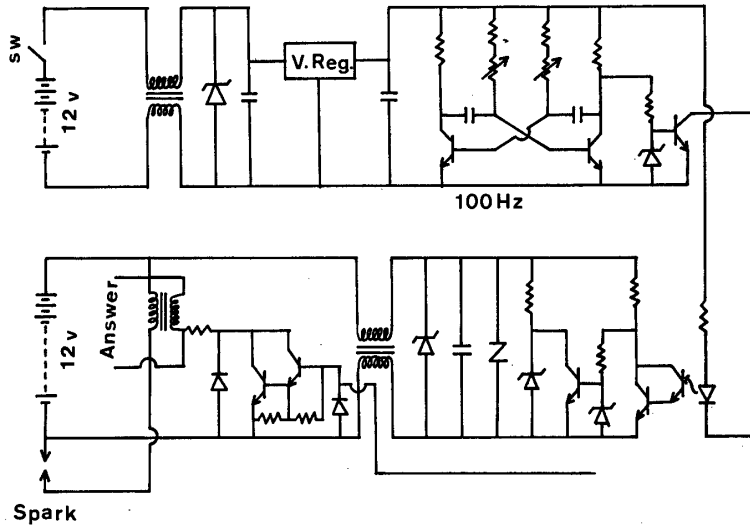


図10 点火用高電圧発生回路

表3 点火器の設計諸元

	GG-702
燃焼室特性長 L*	24.0 cm
燃焼ガス流量	2.6 g/S
混合比 O/F	1.0
電極間隙	1.2 mm
放電エネルギー	15~20 mJ

2つの回路は一つのアルミニウム製のケースに納め、シリコンゴムによってモールドし、漏洩した水素の引火源にならないよう配慮した。このスパーク発生器と点火プラグ間は、約1.3mの金属製フレキシブルホースでシールドした高圧ケーブルによって接続した。

表3に点火器の設計諸元を示した。

3. 試験設備

ガスジェネレーター試験設備はターボポンプ試験設備 [1], [6] の機能の一部になっており、タービンの熱走試験を行う場合には両試験設備を同時に使用することになる。試験設備を機能別にみると、(1) 液水および液酸供給および排液系、(2) ラインの予冷系、(3) パージ系、(4) 点火系、(5) 制御および計測系から成っている。図11に試験設備の供給系統図を示した。次に各系統別に説明する。

3.1. 液水および液酸供給および排液系

ガスジェネレーターへの液水および液酸の供給流量は、定格運転時それぞれ1.9 l/s および0.1 l/s であり、液酸の供給量は極めて少ない。さらに、液酸と液水の供給流量の比は厳密にコントロールする必要があり、定格値の0.875に対して±0.3以上ずれると失火あるいは

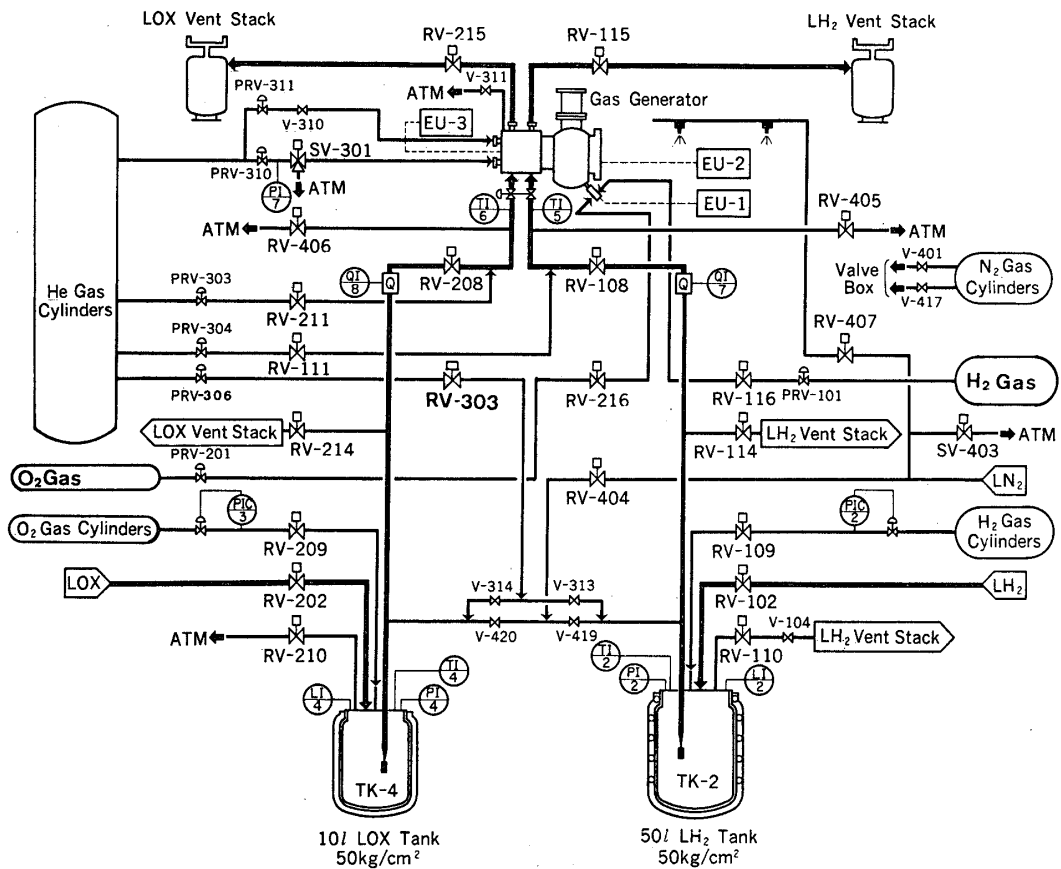


図11 ガスジェネレーター試験設備の供給系統図

燃焼器が焼損する。以上のことに対処するため、我々は次のような措置を施した。

(1) 液酸供給流量が少ないため、供給ラインの予冷および断熱を考慮して、液水供給ラインだけでなく液酸供給ラインにも真空断熱二重管を採用し、内管にはトレース管を抱せて、これに液体窒素を流し予冷する。

(2) スタートバルブの上流からベントスタックへ液を棄てるラインを設け、これによって燃焼開始直前まで供給タンクからガスジェネレーターへの供給ラインに液水および液酸を流し、その温度を沸点近くの定常状態にしておく。

(3) 液水と液酸の供給混合比が流量に関係なく一定に保たれる流量調節弁を供給ラインに設けた。

液水および液酸は真空ジャケット付のタンクに注液され、それぞれ水素および酸素ガスによって加圧し、先に述べた供給ラインによってガスジェネレーターに供給される。タンクの加圧圧力は $50 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ までの範囲で遠隔操作によって設定でき、その圧力に自動的に保持できる。供給ラインの予冷排液および試験終了時のタンク残液はベントスタックから大気中に排気する。

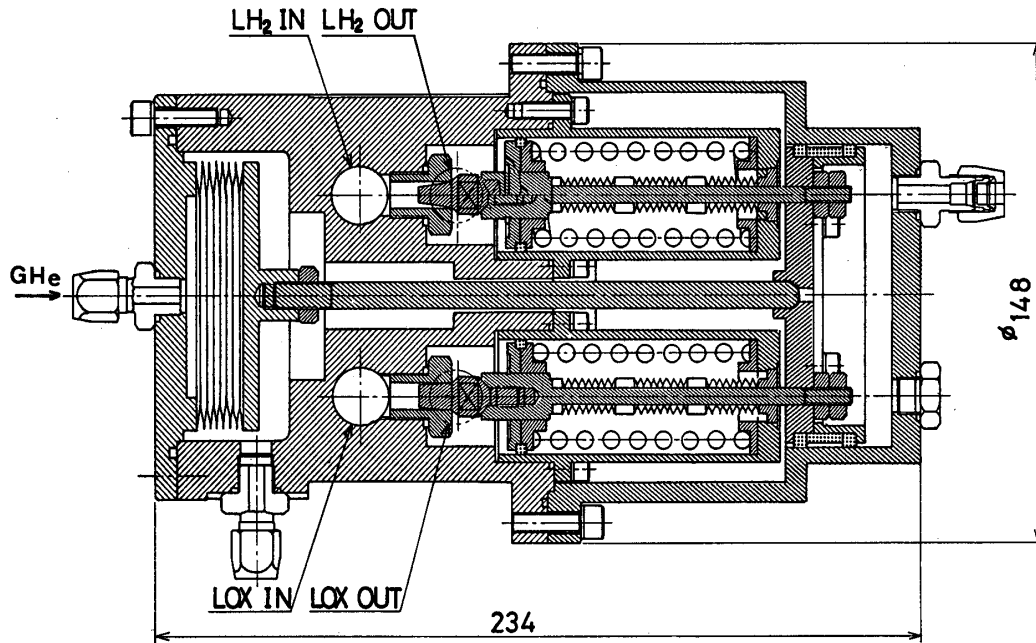


図12 液水/液酸供給流量調節弁

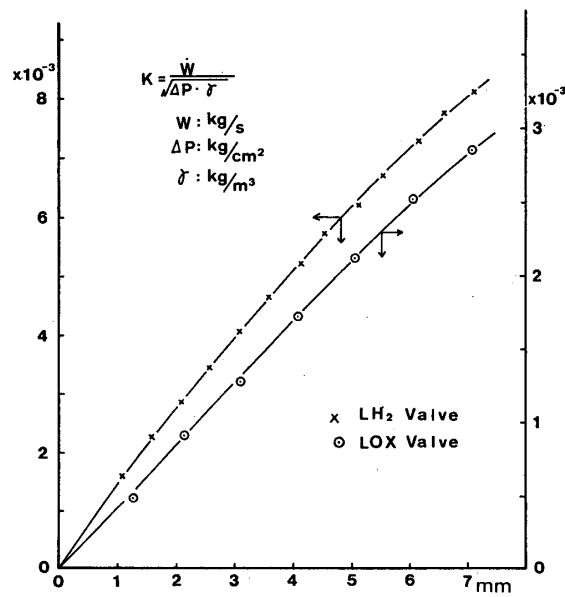


図13 流量調節弁の流量特性

(3) で述べた流量調節弁の断面図を図12に示した。液水および液酸弁は一つのアクチュエーターによって、そのストロークを同じように調節できる。液体の圧力の変動によるストロークの変化ができるだけ小さくなるようにスプリングおよびアクチュエーターを設計したが、流量制御の機能はもっていない。弁のストロークは作動トランスによって検知している。弁のベローシール部およびアクチュエーター部は密閉したケースに納め、ヘリウムガスによってパージしている。弁体には液体窒素による予冷口を設けた。図13に弁の流量特性を示した。どちらの弁も流量係数はストロークに対してほぼ直線的な関係になっている。

3.2. ラインの予冷系

予冷の目的は液水および液酸を急激に流した場合の温度こう配による熱応力を緩和すること、液水の節約、液水が急激に気化することによる危険の防止、および定常状態に達するまでの時間の短縮である。この試験設備においては次の4系統について予冷を行っている。

- (1) 液水供給タンク内筒 (トレース管による間接冷却)
- (2) 液水供給ライン (トレース管による間接冷却)
- (3) 液酸供給ライン (トレース管による間接冷却)
- (4) 液水排液ラインおよびベントスタック (直接冷却)

各系統とも液体窒素を用いており、各部の構造および機能に応じて直接あるいは間接に冷却している。間接的に冷却する場合には予冷完了後、予冷管内の液体窒素をヘリウムガスによってパージする。

3.3. パージ系

パージにはヘリウムガスを用いており、ヘリウムの供給ラインは各々独立させ、2カ所以上を同一の供給ラインによってパージすることを避けた。ヘリウム供給ラインへの流体の逆流を防ぐため、供給口にできるだけ近い位置に逆止弁を設けた。特に、極低温流体はパージガス供給ラインへの逆流によって蒸発し、系が振動を起す原因となる。

3.4. 点火系

点火器への水素および酸素ガスの供給ラインは独立させ、他のラインとの干渉を避けた。これは、微妙な供給流量の調節を誤ると点火器の焼損あるいは失火につながるからである。さらに、供給流量を調節する減圧弁には精度の高いものを選び、また、供給弁には作動速度の速いものを採用した。

3.5. 制御および計測系

制 御

パージおよび予冷の一部は現場での手動操作が伴うが、供給タンクへの液水および液酸の注液作業および試験時の運転操作は全て遠隔操作で行う。テストスタンドはターボポンプ試験室に、制御盤は第2計測室にそれぞれ設置されている。

試験時の運転操作はシーケンサーにあらかじめ組込んだ工程にしたがって自動的にいき、その間のインターロックおよび非常停止は自動と手動操作によって行う。詳細については次の章で述べる。

計 測

計測には大きく分類して次の3種類のものがある。

- (1) データ解析を行うため記録を必要とする計測
- (2) 運転状態を監視するため操作盤に指示する計測
- (3) 非常停止およびインターロックに用いる計測

記録を必要とする計測のうち供試体に関するものを表4に、試験設備に関するものを表5に示した。運転時の記録は主にミニコンによってデジタル化し、磁気テープに収録する。運転前の準備段階の計測記録にはペンレコーダー等を併用している。表6に、運転操作盤に指示する計測項目を示した。このうち、運転状態の履歴を必要とするものについてはペンレコーダー等を併用している。表7に非常停止およびインターロックに用いる計測項目を示した。記録した計測データは2つの方法によって処理している。1つは試験終了後ただちにXYプロッターあるいはプリンターに出力し、次の試験の条件を設定するためのものであり、

表4 供試体関係計測項目

GG-702 ガスジェネレーター-実験計測項目 (供試体関係)

計測項目	計測箇所	Tag no	計測範囲	記録計器	備考
(I) 圧力	水素インjekター	PGH-1	0-40 kg/cm ² G	CPU (S)	
	酸素インjekター	PGO-1	0-40	CPU (S)	
	燃焼室内 点火器内	PGC-2 PGC-3	0-35 0-35	CPU (S) PEN (S)	
(II) 温度	水素インjekター	TGH-1	20-300 °K	CPU (DC)	Au-Fe
	酸素インjekター	TGO-1	77-300	CPU (DC)	Au-Fe
(III) 非常停止関係計測	点火器内温度	TEM-2	300-1500 °K	PEN (工業計器)	CA (1.0mm)

表5 試験設備関係計測項目

GG-702 ガスジェネレーター-実験計測項目 (試験設備関係)

計測項目	計測箇所	Tag no	計測範囲	記録計器	備考
(I) 圧力	50 l 液体水素タンク	PK-2	0-50 kg/cm ² G	CPU (S)	
	10 l 液体酸素タンク	PK-4	0-50	CPU (S)	
	液体水素インjekター-入ライン	PK-11	0-50	CPU (S)	
	液体酸素インjekター-入ライン	PK-12	0-50	CPU (S)	
	点火器水素ガス供給ライン	PK-13	0-40	CPU (S), PEN	
	点火器酸素ガス供給ライン	PK-14	0-40	CPU (S), PEN	
	(II) 温度	液体水素インjekター-入ライン	TK-6	20-300 °K	CPU (DC)
液体酸素インjekター-入ライン		TK-7	77-300	CPU (DC)	Au-Fe
50 l 液体水素タンク		TK-12	20-300	CPU (DC)	抵抗測温体
10 l 液体酸素タンク		TK-13	77-300	CPU (DC)	抵抗測温体
(III) 流量	タービン流量計	GG液体水素供給ライン	QT-7	0-3.5 l/s	CPU
		GG液体酸素供給ライン	QT-8	0-0.35	CPU
	ベンチュリー-流量計	GG液体水素供給ライン	QV-2	0-0.20 kg/cm ³	CPU (S)
		GG液体酸素供給ライン	QV-4	0-0.15	CPU (S)
(IV) 液位	差圧型	50 l 液体水素タンク	LP-2	570mm (68 l)	
		10 l 液体酸素タンク	LP-4	441mm (13 l)	
	静電容量型	50 l 液体水素タンク	LC-2	570mm (68 l)	PEN
		10 l 液体酸素タンク	LC-4	441mm (13 l)	PEN
	ホットワイヤー型	50 l 液体水素タンク	LH-2	L:107, M:310, H:495	PEN
		10 l 液体酸素タンク	LH-4	L:77, M:270, H:431mm	PEN
(V) GG流調弁開度		VL-1	0-7mm	CPU	差動アンプ

表6 運転操作盤に指示する計測項目

GG-702 ガスジェネレーター-実験計測項目 (操作盤表示)

計測項目	計測箇所	Tag no	計測範囲	備考
(I) 圧力	50 l 液体水素タンク 10 l 液体酸素タンク 50 l 液体水素タンク加圧ライン 10 l 液体酸素タンク加圧ライン GG 弁駆動ガスライン	PI-2 PI-4 PIC-2 PIC-3 PI-7	0-50 kg/cm ² G 0-50 0-50 0-50 0-40	
(II) 温度	50 l 液体水素タンク 10 l 液体酸素タンク 液体水素インジェクター-入口ライン 液体酸素インジェクター-入口ライン GG 流調弁側壁	TI-2 TI-4 TI-5 TI-6 TI-7	20-300 °K 77-300 20-300 77-300 77-300	Au-Fe CC CC CC CC
(III) 流量	GG 液体水素供給ライン GG 液体酸素供給ライン	QTI-7 QTI-8	0-3.5 l/s 0-0.35	
(IV) 液位	50 l 液体水素タンク 10 l 液体酸素タンク	LPI-2 LPI-4	570mm (68 l) 441mm (13 l)	差圧型 差圧型
(V) 流調弁開度	GG 流調弁	VLI-1	0-7 mm	差動アンプ

表7 非常停止およびインターロックに用いる計測項目

非常停止およびインターロックに用いる計測項目

計測項目	計測箇所	Tag No	指示および記録計器
圧力	燃焼室	PEM-1	ベンレコーダー
温度	燃焼室出口ライン	TEM-1	ベンレコーダー
	点火器	TEM-2	ベンレコーダー
	液水供給ライン	TI-5	パネルメーター
	液酸供給ライン	TI-6	パネルメーター
液位	液水供給タンク	LH-2	ベンレコーダー
	液酸供給ライン	LH-4	ベンレコーダー
電圧	点火器スパークプラグ	IG-V	オシロスコープ
電流	点火器スパークプラグ	IG-A	オシロスコープ

もう1つは磁気テープを宇宙研に持ち帰り大型計算機によって処理するものである。

この他、計測とは別に弁の開閉アンサー等の運転状況をデーターレコーダに記録した。

4. 試験方法

4.1. 概要

ガスジェネレーター単体の試験では燃焼室出口にタービンノズルを模擬したノズルを取付けて燃焼試験を行った。この模擬ノズルはタービンノズルのスロート面積を一致させたものである。

試験は次の3段階について順に行った。

- (1) コールドフロー試験
- (2) 急速起動試験
- (3) 階段状起動試験

コールドフロー試験は主に供給系の特性を把握することと、インジェクターの圧損を調査

するために行った。急速起動試験は燃焼開始と同時に定格運転を目指す試験であり、熱衝撃についてはこの試験以上に厳しい試験はない。従って、この段階の試験によって、ガスジェネレーターとしての特性は把握できる。

最後の階段状起動試験はタービンと組合せた運転において必要なものであり、タービン出力を除々に上昇させて定格運転にもっていくためのものである。

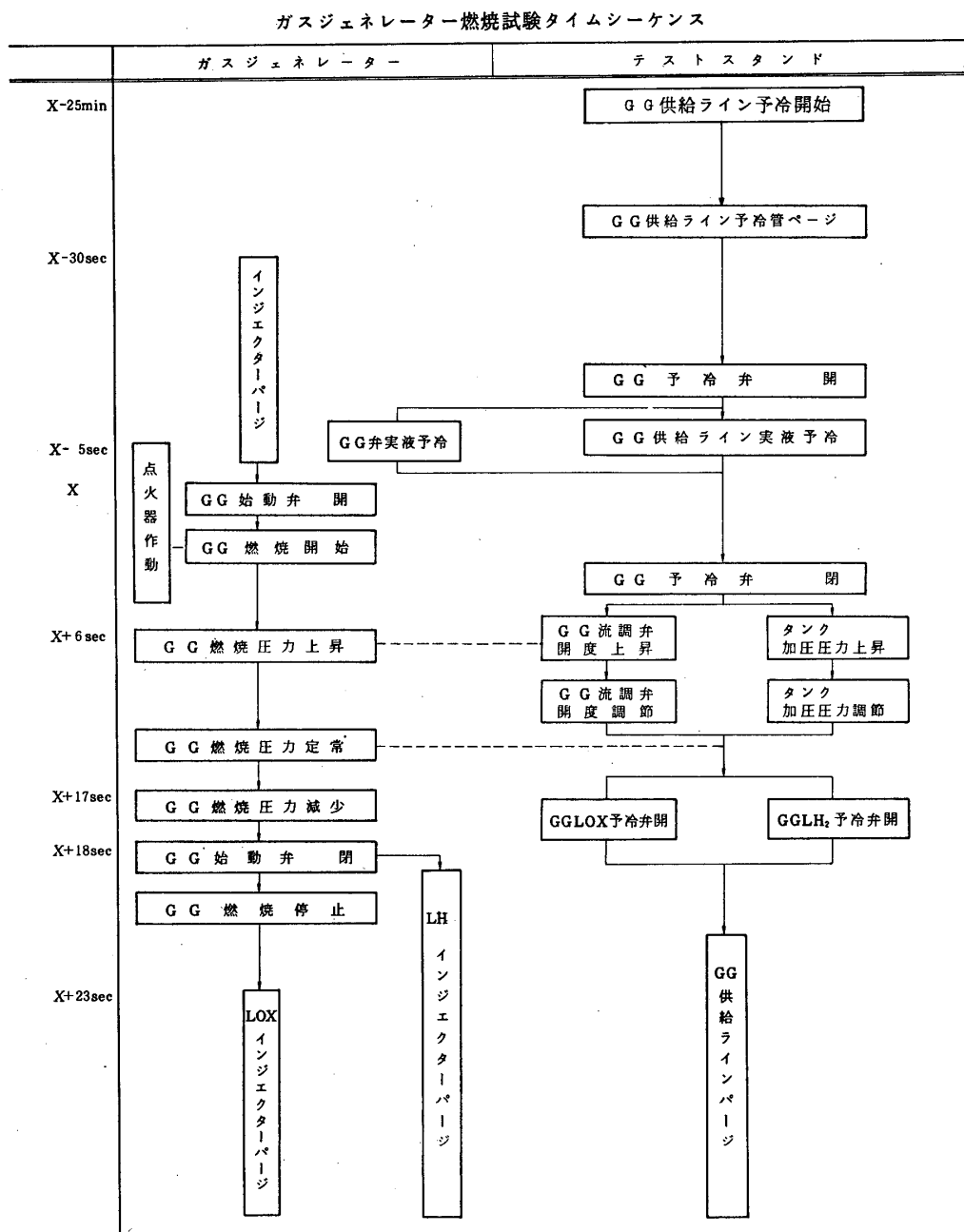


図14 燃焼試験のシーケンス計画

4.2. 試験方法

試験の主な手順は、(1) 予冷、(2) 点火、(3) 燃焼、および(4) 停止である。図14に燃焼試験時のシーケンスを示す。

(1) 予冷は2段階で行っており、まず流調弁を含む供給管を 100°K 以下に冷却する。これには供給管に沿せたトレース管に液体窒素を流し、間接的に冷却する。次にトレース管に残留する液体窒素をヘリウムガスによってパージした後、供給管に液水あるいは液酸を流し冷却する。この冷却液はガスジェネレーター始動弁の入口部よりベントスタックへ排液する。この第2段階の予冷は燃焼開始の10秒前から始め、始動弁を開いた後約0.1秒で終了する。このように予冷操作と燃焼開始をオーバーラップさせることによって、燃焼開始時の供給系の乱れを抑えている。

(2) 点火器のスパーク発生器は燃焼開始の10秒前に作動し、点火プラグに流れる電圧および電流波形をオシロスコープによって観測し、異常の有無を確認する。燃焼開始の5秒前に水素および酸素ガスを点火器に供給し着火する。着火後約3秒でスパーク発生器の作動を停止し、ガスジェネレーターの燃焼開始後2~3秒で点火器の作動も停止する。

(3) 燃焼はガスジェネレーター始動弁を開くことによって始まる。燃焼開始時には流量調節弁の開度を絞り、燃焼圧力が定格値の約60%程度になるように設定しておく。燃焼開始後、流量調節弁によって徐々に供給流量を増し、燃焼圧力を上げてゆくが、燃焼ガス温度をモニターしながら混合比の調整を行うため、供給タンクの加圧圧力の調節も合せて行った。

(4) 停止は細心の注意を必要とする操作であり、後燃え温度をいかに低く抑えるかに重

表8 ガスジェネレーター試験異常監視

異常監視項目	判 断		処 置	
	異常の基準	操作	異常時の処置	操作
燃 焼 ガ ス 温 度	300°C 以下 あるいは 800°C 以上	自 動	非 常 停 止	自 動
燃 焼 器 内 圧 力	$27\text{ kg/cm}^2\text{G}$ 以上	自 動	非 常 停 止	自 動
点 火 器 ガ ス 温 度	500°C 以下	自 動	イ ン タ ー ロ ッ ク	自 動
供 給 管 予 冷 温 度	100°K 以上	手 動	イ ン タ ー ロ ッ ク	手 動
点 火 器 電 圧 ・ 電 流 波 形 モ ニ タ ー	電圧・電流がでない。 あるいは波形異常	手 動	イ ン タ ー ロ ッ ク	手 動
V T R モ ニ タ ー	異 常 出 火 漏 洩	手 動	非 常 停 止	手 動

点を置いた。まず始動弁を閉じる1秒前に液酸供給系の予冷弁を開き、その供給量を減す。これによって燃焼圧力および混合比が低下し、燃焼温度も低下する。次に、始動弁を閉じると燃焼は停止するが、インジェクタードームに残留する推進剤によって後燃えが生じる。この時間は短いが温度は非常に高くなる場合がある。我々は燃焼停止と同時に水素インジェクタードームをパージし、その後約5秒間において酸素インジェクタードームをパージすることによって燃焼停止直後の混合比が低くなるように操作し、後燃え温度の上昇を抑えた。

急速起動試験においては流量調節弁を用いず、またインジェクターパージポートを設けていない。

4.3. 異常時の操作

試験時の異常状態に対処するための異常の監視とその処置を表8に示した。異常状態の判断および処置には自動および手動操作を併用しており、VTRのモニターによる監視以外の手動操作は燃焼開始以前の準備段階で用い、燃焼開始直前および燃焼中の操作は全て自動的に行っている。異常時の処置として行う操作の内容はシーケンスの非常停止工程あるいはインターロック工程に予め設定しておき、異常時には自動あるいは手動によってシーケンスをその工程に移す。

5. 試験結果および考察

5.1. 試験の概要

昭和53年8月から能代ロケット実験場において試験を開始し、昭和55年3月までに21

表9 ガスジェネレーターの試験経過

液水/液酸ガスジェネレーター実験経過

実験記号	実験日	燃焼時間	備考
1.GG-701-1-1 A,B	78- 8-21	(19) sec	LH ₂ /LN ₂ コールドフロー
2.GG-701-1-2	78- 8-26	2.6	GG 単体
3.GG-701-1-3	78- 9- 2	17	GG 単体
4.GG-701-1-4	78- 9- 2	17	GG 単体
5.GG-702-1-1	79- 7- 5	(6.5)	LN ₂ /LN ₂ コールドフロー
6.GG-702-1-2	79- 7- 6	(36.5)	LN ₂ /LN ₂ コールドフロー
7.GG-702-1-3	79- 7- 7	1.8	GG 単体
8.GG-702-1-4	79- 7- 9	18	GG 単体
9.GG-702-2-1	79- 9-20	3	GG 単体
10.GG-702-2-2	79- 9-25	18	GG 単体
11.GG-702-2-3	79- 9-25	18	GG 単体
12.TP-702-2-1	79- 9-29	8.4	GG + TP 組合せ
13.TP-702-2-3	79- 9-29	8.1	GG + TP 組合せ
14.TP-702-2-4	79- 9-30	17.2	GG + TP 組合せ
15.TP-702-3-1	79-11- 7	18.4	GG + TP 組合せ
16.TP-702-3-2	79-11-10	2.2	GG + TP + TS 組合せ
17.TP-702-3-3	79-11-12	7	GG + TP + TS 組合せ
18.TP-702-3-4	79-11-13	1.6	GG + TP + TS 組合せ
19.TP-703-2-1	80-33-22	10	GG + TP 組合せ
20.TP-703-2-2	80- 3-23	18	GG + TP 組合せ
21.TP-703-2-3	80- 3-24	18	GG + TP 組合せ

GG:ガスジェネレーター, TP:ターボポンプ, TS:タービンスピナー

回の試験を行った。この間の試験の概要を表9に示す。ガスジェネレーター単体で行うコールドフロー試験(3回)と燃焼試験(8回)を行った後、タービンおよびタービンスピナーと組合せた状態での燃焼試験を10回行った。これらの試験を通じてガスジェネレーター各部の調整および不具合個所の改善を行い、設計性能を満足することを確認した。また、試験設備および計測技術の改善を逐次行い、試験方法を確立した。

5.2. 試験結果

図15~18に急速起動試験の結果を示した。また、この試験のタイムシーケンスを図19に示す。これは図14に示した内容と多少異なる。

ガスジェネレータースタートバルブは7.8秒に開き、24.8秒で閉じている。従って、ガスジェネレーターの正規の燃焼時間は17秒間である。燃焼開始前に供給ラインを冷却するため、液水および液酸が流れるが、これは予冷弁から排液されガスジェネレーターへは供給されていない。5秒において点火器が着火し、これによって燃焼室出口ライン温度が上昇する。7.8秒においてスタートバルブが開き、燃焼室に推進剤が供給されるが、約0.36秒の着火遅れが見られる。このため燃焼室出口ライン温度は一時140°Kまで下がり、また燃焼室圧力は約6.3 kg/cm²G付近で一時停滞している。この圧力はコールドフロー試験において得られた結果と一致する。

着火直後と停止時スタートバルブを閉じた直後に、かなり大きなサーマルスパイクが生じている。これはいずれもO/Fが瞬間的に上昇したことによって生じたものである。起動時のサーマルスパイクは水素供給系の温度が定常値に低下する時間が酸素系より長いために生じたものと思われる。これについては水素と酸素の供給系予冷状態を調節することによって、ほぼ許容できるところまで解決できた。一方、停止時のサーマルスパイクはインジェクタードームに残留する推進剤の後燃えによって生じるものである。GG-702においてはインジェ

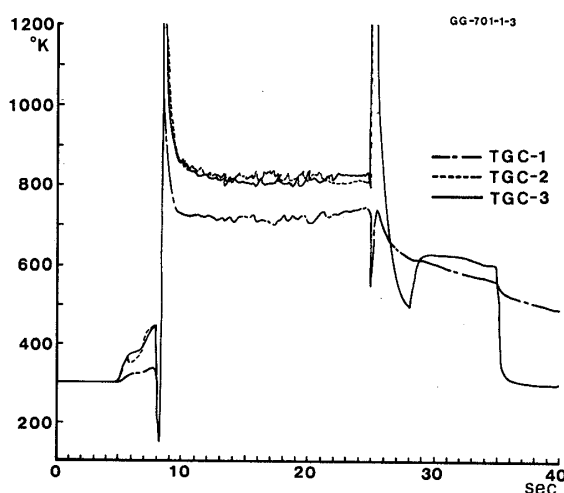


図15. 燃焼ガス温度〔急速起動試験〕

TGC-1; 壁際温度 TGC-2; 1/2 半径温度

TGC-3; 中心温度

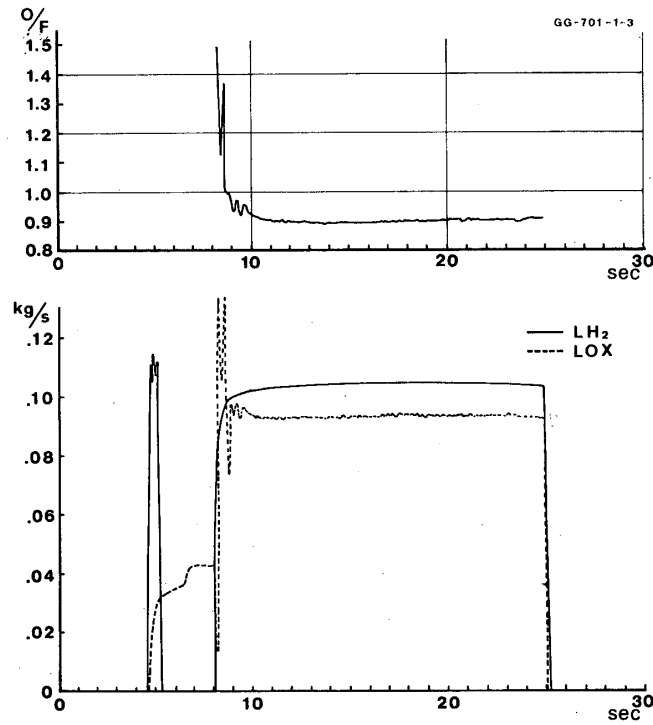


図16 供給流量および混合比〔急速起動試験〕

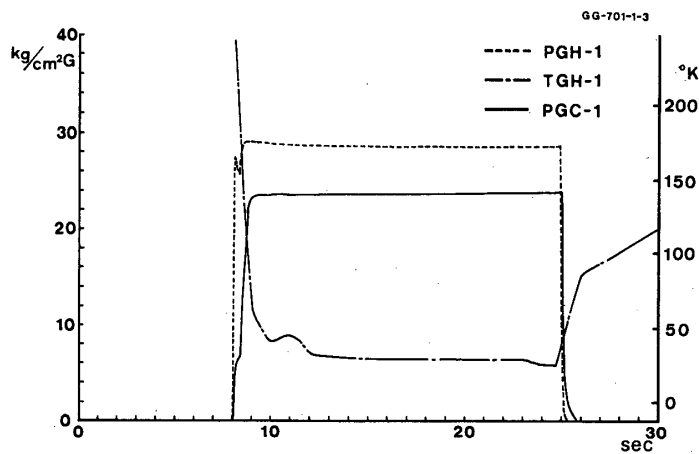


図17 水素インジェクターの状態〔急速起動試験〕
 PGH-1; インジェクター圧力 TGH-1; インジェクター温度
 PGC-1; 燃焼室圧力

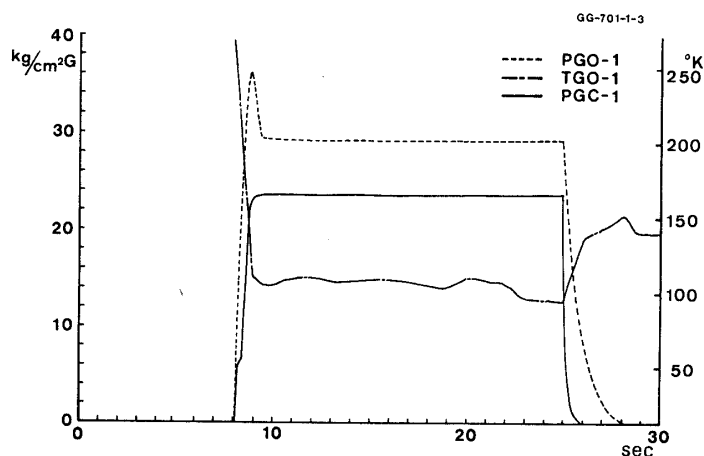


図18 酸素インジェクターの状態〔急速起動試験〕
 PGO-1; インジェクター圧力 TGO-1; インジェクター温度
 PGC-1; 燃焼室圧力

ガスジェネレーター燃焼試験シーケンス

シーケンス項目	定常運転までのシーケンス																停止シーケンス																						
	GG-701-1-3																																						
液水供給弁	[Active]																[Active]																						
液水供給タンク加圧弁	[Active]																[Active]																						
液水タンク排液弁	[Active]																[Active]																						
水素供給ラインパージ弁	[Active]																[Active]																						
水素供給ライン予冷弁	[Active]																[Active]																						
点火器水素供給弁	[Active]																[Active]																						
液酸供給弁	[Active]																[Active]																						
液酸供給タンク加圧弁	[Active]																[Active]																						
液酸タンク排液弁	[Active]																[Active]																						
酸素供給ラインパージ弁	[Active]																[Active]																						
酸素供給ライン予冷弁	[Active]																[Active]																						
点火器酸素供給弁	[Active]																[Active]																						
GGスタートバルブ	[Active]																[Active]																						
点火電源	[Active]																[Active]																						
シーケンス設定時刻		4.0	4.0	4.3	4.8	4.8	4.8	5.8	7.8	9.8	9.8						24.85	24.8	25.00	24.8	25.03	24.8	25.16	24.8	25.3	27.20	26.8	27.22	26.8	28.00	27.8	33.90	33.8	33.92	33.8	34.82	34.8		sec
実際の作動時刻		4.18	4.50	4.56	4.93	4.95	4.96		7.88	9.91	9.99						24.85	24.8	25.00	24.8	25.03	24.8	25.16	24.8	25.3	27.20	26.8	27.22	26.8	28.00	27.8	33.90	33.8	33.92	33.8	34.82	34.8		sec

図19 急速起動試験のタイムシーケンス

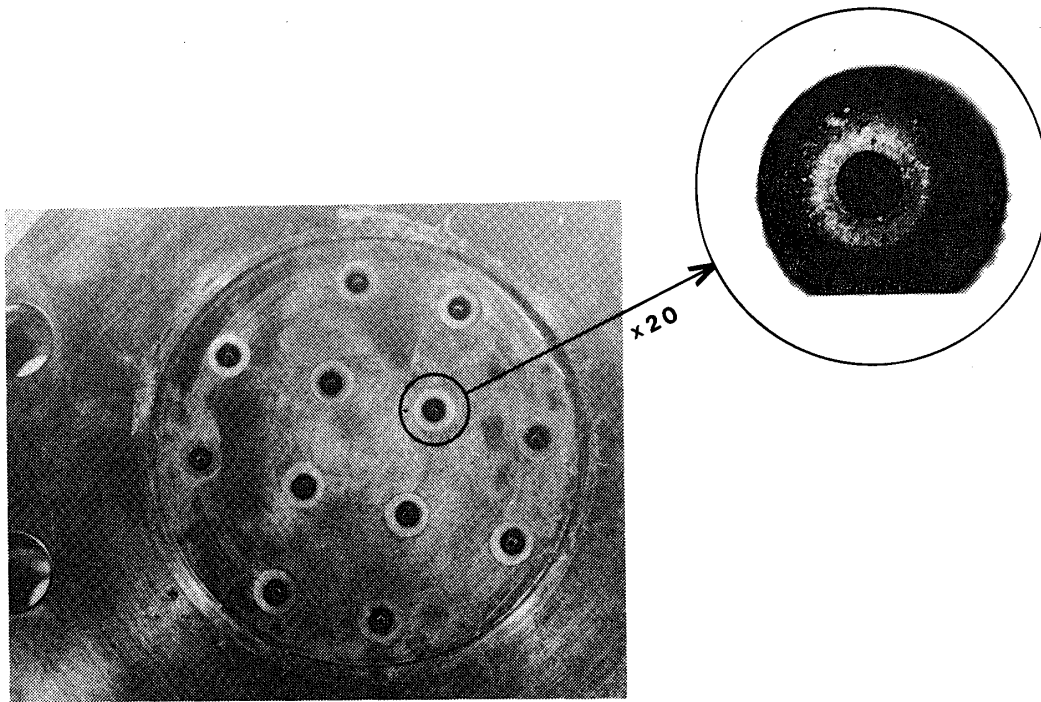


図20 試験後のインジェクター

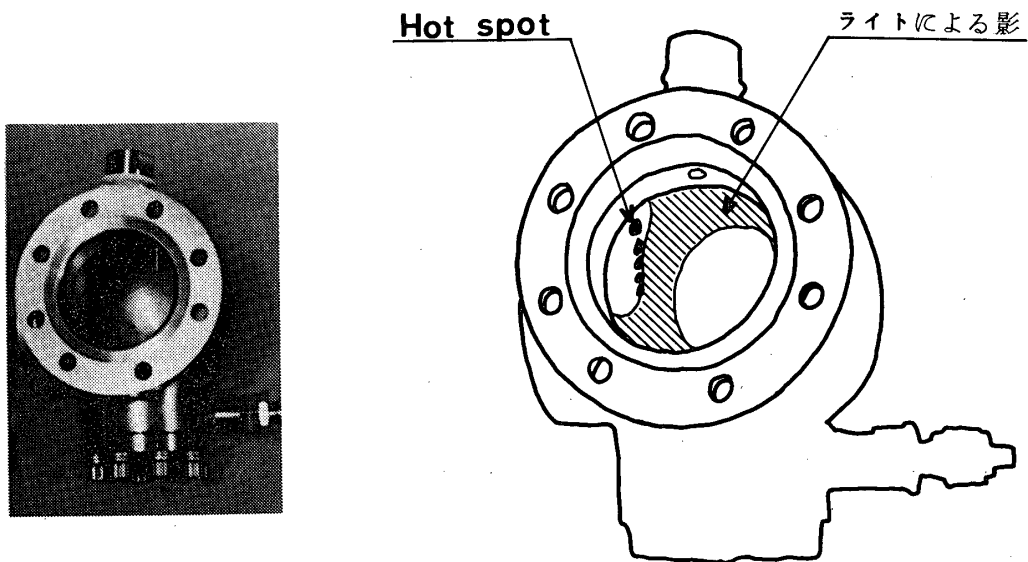


図21 試験後の燃焼室内壁

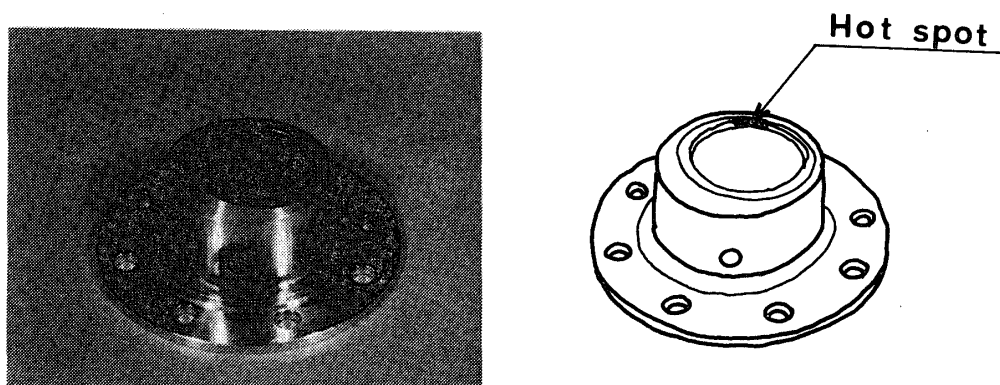


図22 試験後の攪拌リング

クターにパーズポートを設け、両残留推進剤をパーズする時間をずらすことによって解決した。

試験後に供試体を分解点検した結果、図20に示すように酸素インジェクター要素の噴射出口端部に丸味がついていた。また、攪拌リングおよび燃焼室内壁が、図21, 22に示すように薄く黄色に焼けた部分が見られた。これらはいずれも重大な焼損には至らず実用に供するものである。

図23～27に階段状起動試験の結果を示した。図28にはこの試験のタイムシーケンスを示す。供給ラインは $X - 22.5$ 秒から $X + 0.27$ 秒まで液水および液酸を流して予冷した。 $X - 4.76$ 秒に点火器に着火し、ガスジェネレーター出口ライン温度は約 500°K まで上昇した。 $X + 0.44$ 秒にスタートバルブが開き、インジェクター圧力は上昇するが、ガスジェネレーター内圧は $2.6 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ で一時停滞しさらに上昇した。これは急速起動試験においても見られる現象で、着火遅れによるものである。着火遅れ時間は急速起動試験の場合より短かく、 0.3 秒であった。階段状起動試験の最初の定常燃焼圧力は約 $8 \text{ kg/cm}^2 \text{ G}$ であり、その後図27に示すように流調弁を階段状に開き、供給量を増して燃焼圧力を上昇してゆき、最後に定格運転状態に調節した。燃焼開始時の $X + 3$ 秒まで O/F が大きく燃焼ガス温度が高くなったが、急速起動試験の場合のような大きなサーマルスパイクは生じなかった。また、燃焼終了後酸素インジェクタードームを酸素インジェクタードームに先行してヘリウムパーズすることによって後燃え温度をかなり抑制できた。

図29に振動測定の結果を示した。振動センサーはガスジェネレーター取付架台に3方向取付けて測定したものである。 $X + 15$ 秒の定格運転状態における振動レベルは上下方向 $26 \text{ G}^{\text{P-P}}$ 、左右および前後方向は $34 \text{ G}^{\text{P-P}}$ および $44 \text{ G}^{\text{P-P}}$ であった。着火時の衝撃は比較的小さく、上下方向 $25 \text{ G}^{\text{P-P}}$ 、左右および前後方向は $19 \text{ G}^{\text{P-P}}$ 、 $32 \text{ G}^{\text{P-P}}$ であった。

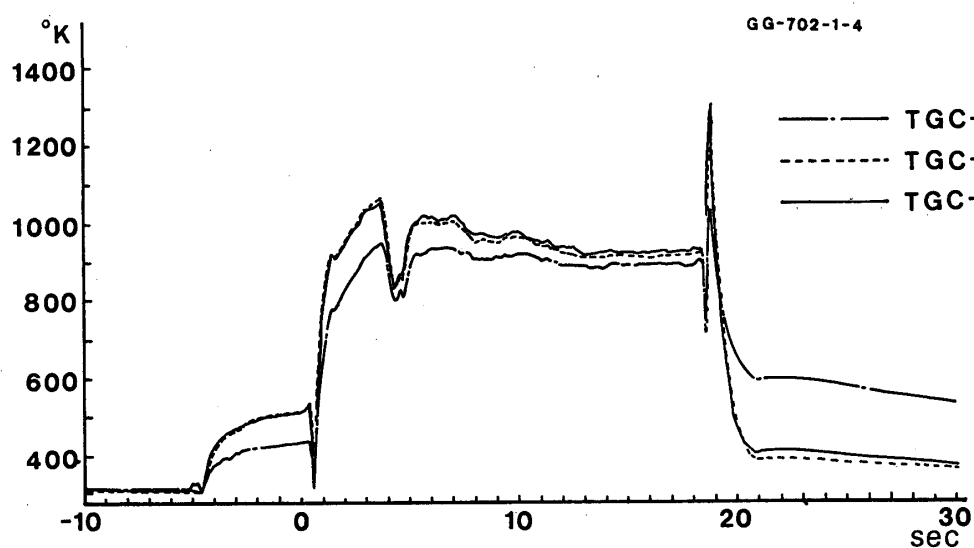


図23 燃焼ガス温度〔階段状起動試験〕

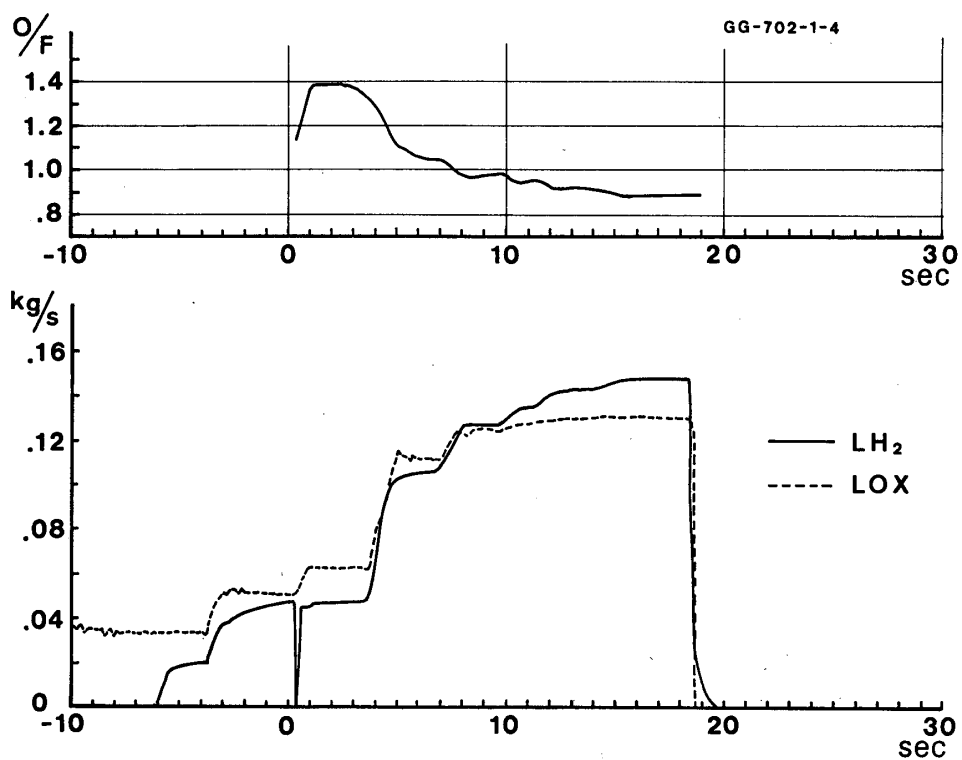


図24 供給流量および混合比〔階段状起動試験〕

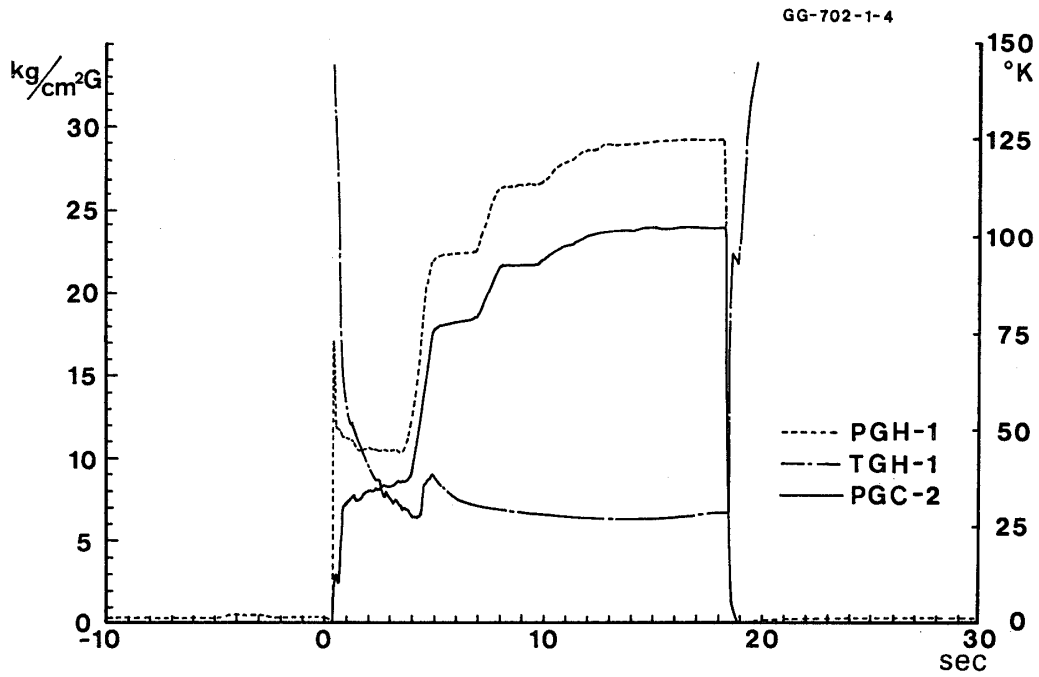


図25 水素インジェクターの状態〔階段状起動試験〕

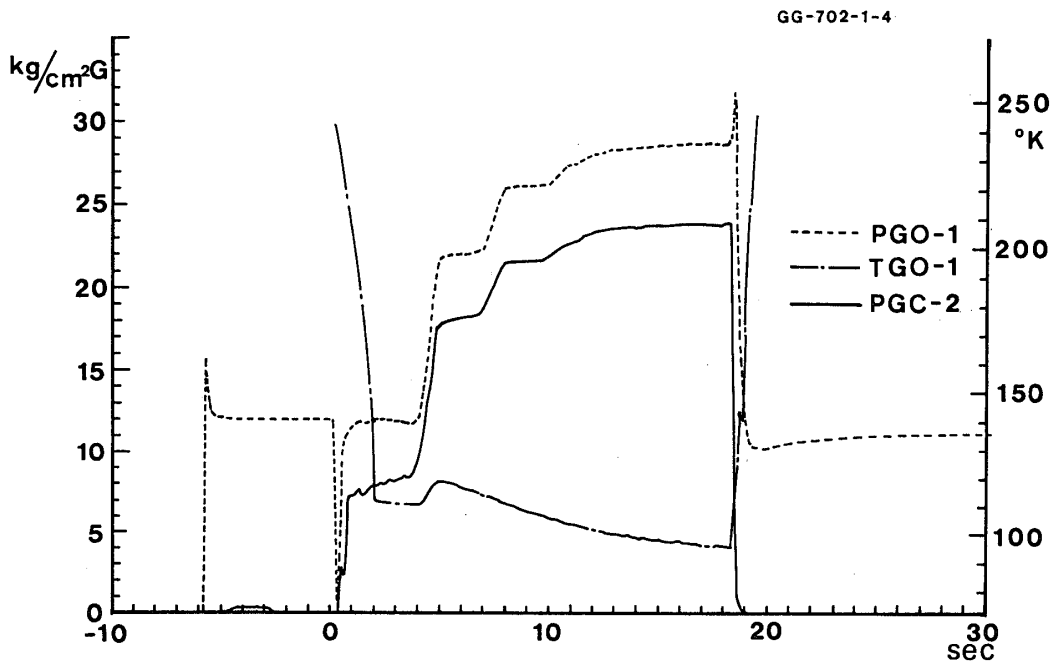


図26 酸素インジェクターの状態〔階段状起動試験〕

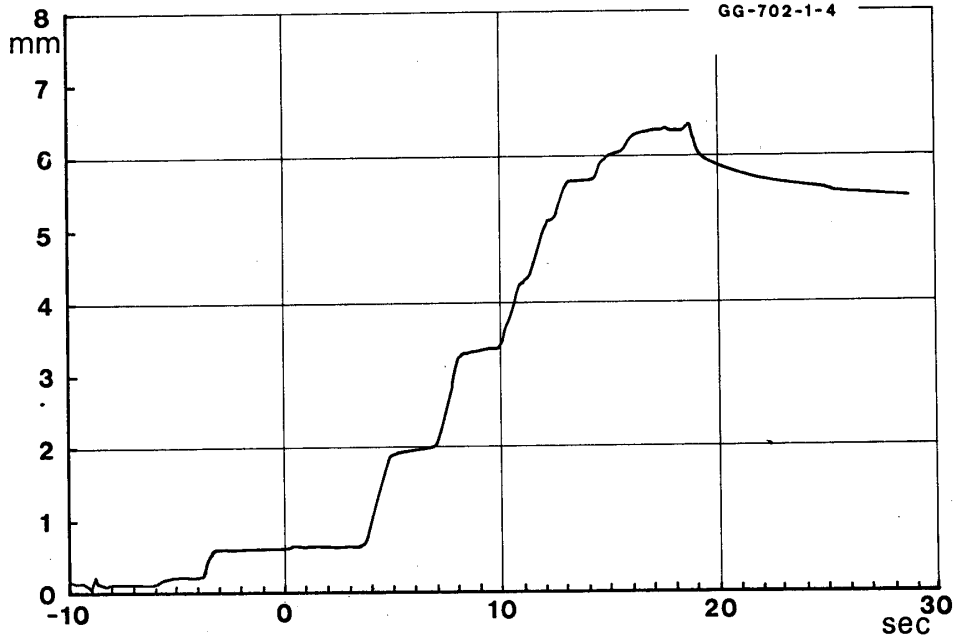


図27 流量調節弁のストローク [階段状起動試験]

ガスジェネレーター燃焼試験シーケンス

GG-702-1-4

シーケンス項目	定常運転までのシーケンス												停止シーケンス		インターロック																			
液水供給弁																																		
液水供給タンク加圧弁																																		
液水タンク排液弁																																		
水素供給ラインバージ弁																																		
水素供給ライン予冷弁																																		
点火器水素供給弁																																		
水素インジェクターバージ弁																																		
液酸供給弁																																		
液酸供給タンク加圧弁																																		
液酸タンク排液弁																																		
酸素供給ラインバージ弁																																		
酸素供給ライン予冷弁																																		
点火器酸素供給弁																																		
酸素インジェクターバージ弁																																		
GG スタートバルブ																																		
点火電源																																		
シーケンサー設定時刻 SEC	0	48	38	30	25	23	10	16	53	48	5	26	3	027	0	354	3	50.0	4.9	179	18	184	18	184	18	199	19	207	20	-3	-28	-08		
実際の作動時刻 SEC																																		

図28 階段状起動試験のタイムシーケンス

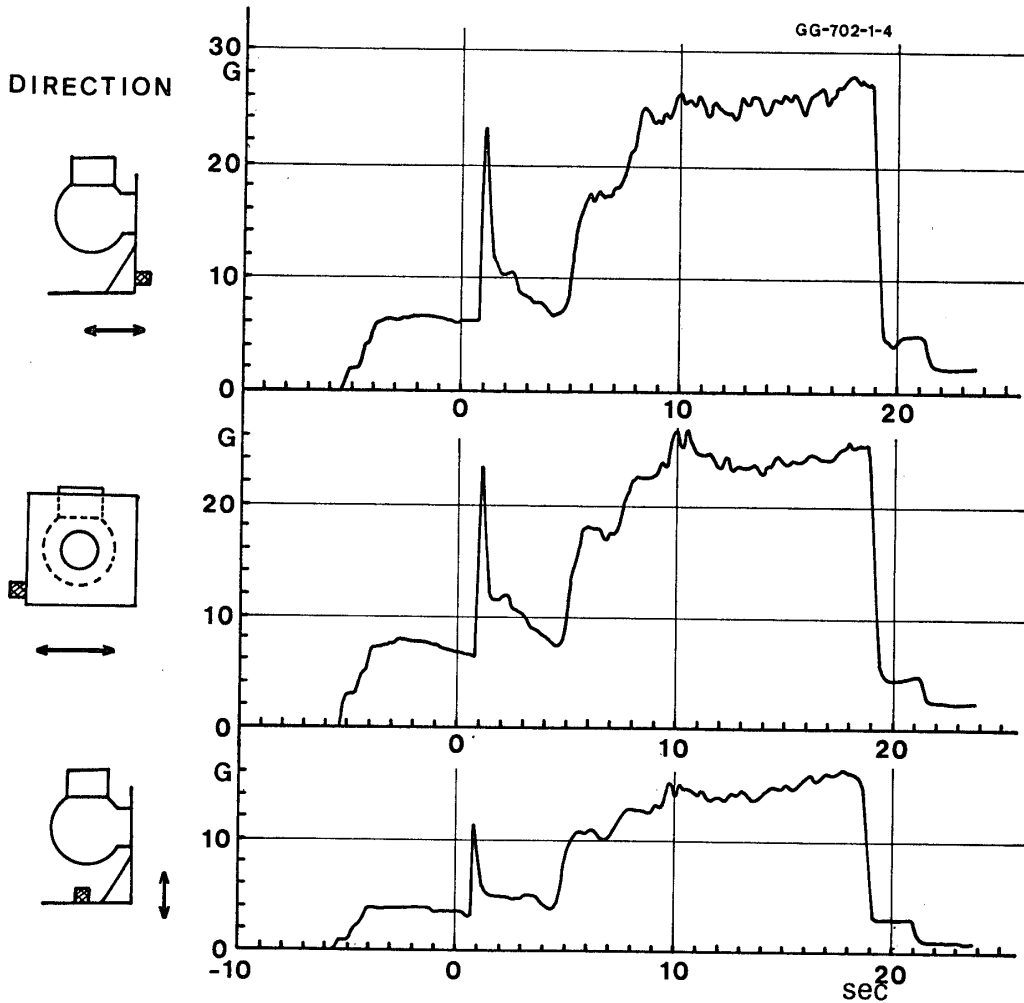


図29 燃焼試験時の振動〔階段状起動試験〕

図30に、X+15秒における前後方向の振動についての周波数分析の結果を示した。276 Hzに振動のピークが見られるが、これはガスジェネレーターから発生した燃焼ガスを排気する配管が共振しているものと思われる。

表10に実験結果をまとめた。

5.3. 性能評価

ガスジェネレーターの燃焼特性を評価するため特性排気速度効率 η_c^* によって試験結果を整理した。図31には特性排気速度効率をガスジェネレーターにとって重要な因子である燃焼器の stay time に対して示した。stay time t_s は次のように定義される。

$$t_s = \frac{V_c \bar{r}}{\dot{W}}$$

表10 ガスジェネレーター試験結果

	GG-701-1-3	GG-702-1-4			
	X+20	X+3	X+6	X+9	X+17
燃焼ガス圧力 kg/cm ² G	24.6	8.33	18.2	21.8	24.0
燃焼ガス温度 °K	821.	1029.	998.	941.	908.
ガス発生量 kg/S	0.197	0.109	0.220	0.252	0.274
混 合 比 O/F	0.889	1.35	1.07	0.970	0.882
特性排気速度効率 %	94.6	85.1	90.8	96.3	99.0
燃焼ガス滞留時間 msec	3.14	2.06	1.90	1.99	1.99
(水素インジェクター)					
ドーム内圧力 kg/cm ² G	28.6	10.4	22.3	26.4	29.2
ドーム内温度 °K	28.9	32.3	32.0	28.6	27.7
噴射流量 kg/S	0.104	0.0465	0.106	0.128	0.144
圧力損失 kg/cm ²	4.00	2.07	4.10	4.60	5.20
噴射速度 m/S	87.7	35.0	68.5	72.7	79.4
流量係数	0.79	0.38	0.57	0.61	0.64
(酸素インジェクター)					
ドーム内圧力 kg/cm ² G	29.1	11.9	22.1	26.2	28.7
ドーム内温度 °K	110.9	110.	115.	107.	95.4
噴射流量 kg/S	0.0925	0.0628	0.114	0.124	0.131
圧力損失 kg/cm ²	4.45	3.57	3.90	4.40	4.70
噴射速度 m/S	27.3	12.7	23.6	24.6	24.5
流量係数	0.94	0.49	0.86	0.86	0.85
噴射速度比 V_F/V_0	3.21	2.76	2.90	2.96	3.24
噴射運動量比 $W_F V_F / W_0 V_0$	3.62	2.04	2.71	3.05	3.56

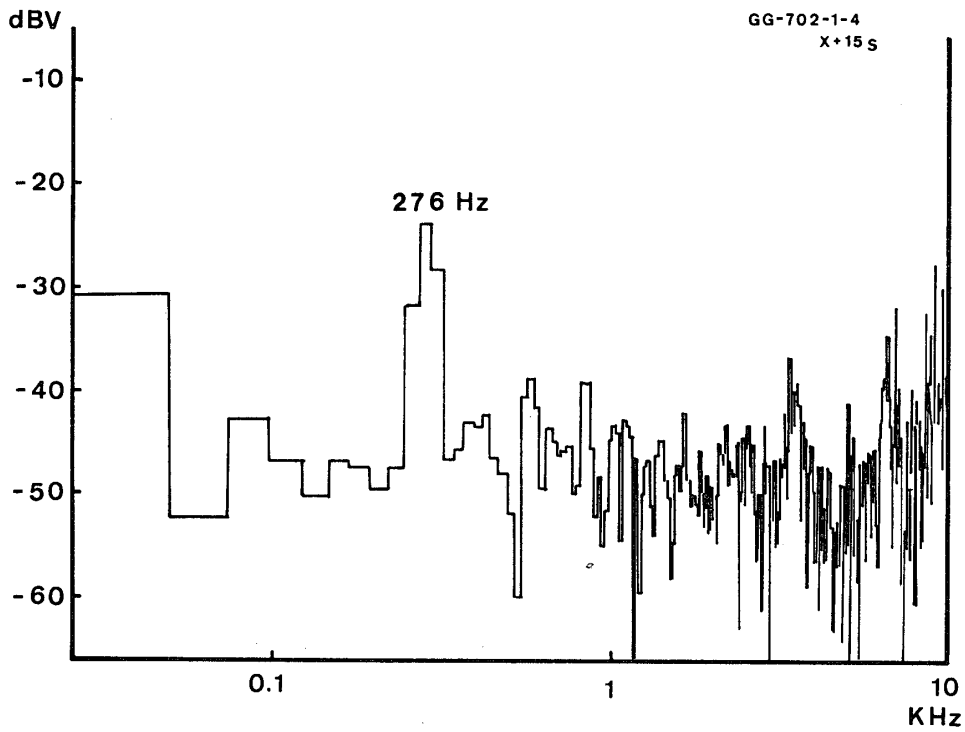


図30 振動の周波数分析〔階段状起動試験〕

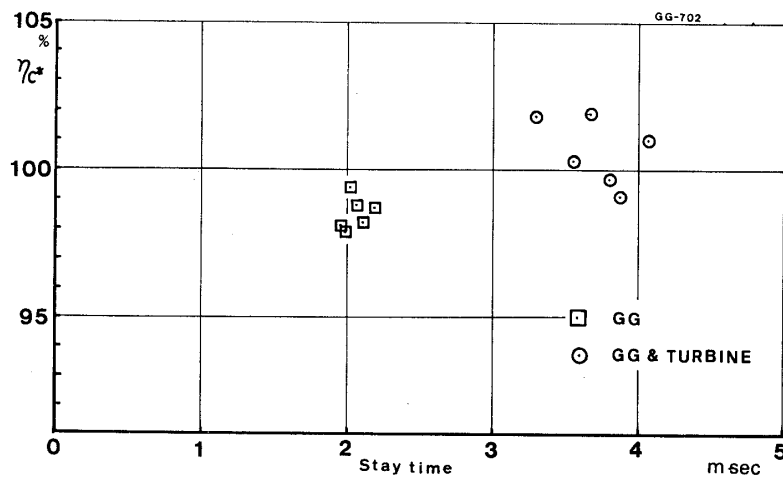


図31 特性排気速度効率

V_c : 燃焼室容積

\dot{W} : 燃焼ガス発生量

ρ : 燃焼ガス密度

ガスジェネレーター単独試験では燃焼室容積は442 ccであるが、ガスジェネレーターをタービンに組合せた試験の場合にはタービンノズルマニホールドが燃焼室の一部となり、燃焼室容積は703 ccに増したことになる。

ガスジェネレーター単独試験においては特性排気速度効率は98~99.5%であるのに対し、タービンと組合せた試験においては99~102%になり、stay timeの増加によって燃焼特性が良くなっていることがわかる。ここで、特性排気速度効率が100%を越えているのは実験結果から特性排気速度を算出する場合にノズルスロートの面積係数を1.0として、次の式を用いているためである。

$$c^* = \frac{A_t P_c g}{\dot{W}}$$

A_t : ノズルスロート面積

P_c : 燃焼室圧力

g : 重力加速度

実際にはスロートにおける境界層によって、スロート面積は見掛け上小さくなっており、したがって実際の特性排気速度効率は図31に示す値にスロートの面積係数を乗じたものになっている。一般に面積係数は97%程度に見積られている[7]。

次に、燃焼ガス温度の計測結果を混合比(O/F)について整理し図32に示した。図には

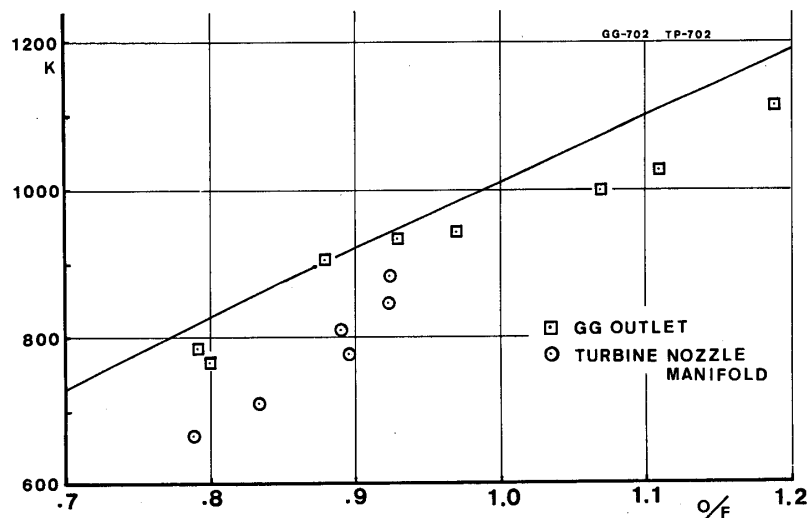


図32 燃焼ガス温度

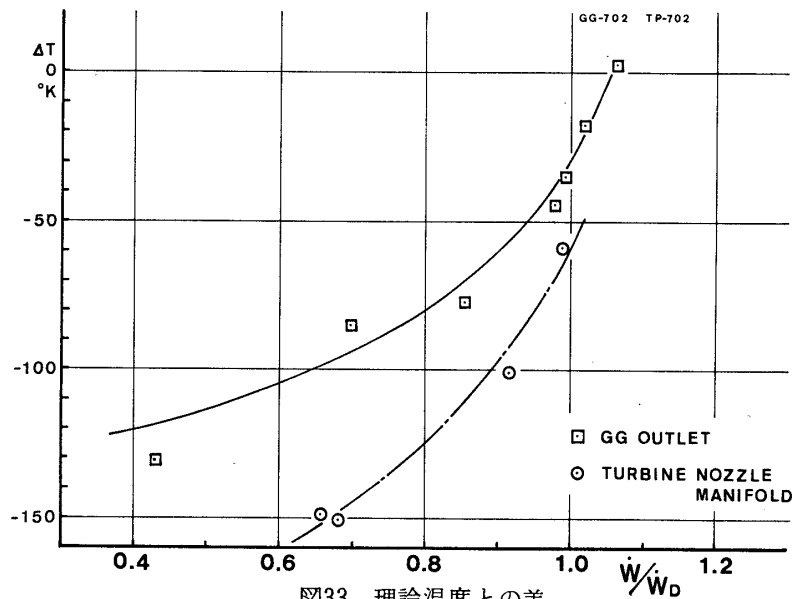


図33 理論温度との差

ガスジェネレーター単独試験において燃焼室出口ラインで測定した結果とタービンとの組合せ試験においてタービノズルマニホールドで測定した結果、および理論燃焼温度を示した。これらの温度は燃焼ガスの流れの中央における値であるが、流れの1/2半径および壁際で測定した温度は図15、23に示したように、この温度よりそれぞれ10Kおよび100K低い。いずれも理論温度を越える hot streak は認められず、混合が良好に行われていると思われる。

図33には、理論温度と測定温度の差 ΔT を設計流量 W_D に対する流量の比について整理した。設計点における ΔT はガスジェネレーター単独試験において約30Kであり、タービンとの組合せ試験において約60Kである。

6. 結 論

(1) 推力7トン級液水/液酸ロケットエンジン用ターボポンプに用いるガスジェネレーターの開発研究を行った。試験は昭和53年8月から昭和55年3月までの間に東大能代ロケット実験場において21回行った。このうち8回はガスジェネレーター単独の試験、10回はタービンとの組合せ試験、3回はコールドフロー試験であり、総燃焼時間は204秒である。

(2) ガスジェネレーター単独試験において、98~99.5%の特性排気速度効率を得た。タービンとの組合せ試験においては stay time が長くなり、燃焼ガスの混合はさらに良くなった。

(3) 設計点における燃焼ガス温度はガスジェネレーター出口ラインにおいて理論値より約30K低く、hot streak は発生しなかった。

(4) 燃焼室の一部に hot spot が見られたが、ハステロイXの表面が薄く黄色に変色した程度で、十分に実用に供し得ることが確認できた。

あ と が き

ガスジェネレーターの試験を行うにあたり、次の方々に計測を担当していただきました。

計測項目	担当者
圧力	加勇田清勇, 橋本 保成
温度	青柳鍾一郎, 霜田 正隆, 斎藤 猛男, 山谷 寿夫
液位	山下 雅道
振動	今沢 茂夫, 平田 安弘, 富沢 利夫
データ収録	上杉 邦憲, 中島 俊, 山下 雅道

加勇田清勇技官には、能代実験場における計測系全般にわたって指揮していただきました。液体水素およびその他のガス類の供給について小林清和技術補佐員に御協力いただきました。

能代実験場の電気設備の増設および保守補修には高木三郎電気掛長ご尽力いただきました。ガスジェネレーターの製作に従事されました石川島播磨重工株式会社の広木強、漢人忠郎の両氏、および試験設備の製作、運転に従事されました住友重機械工業株式会社の古屋善章、栗原昭彦の両氏のご努力に深く感謝します。

また、試験に協力下さいました田丸電気K.K., 新興通信K.K., TEAC K.K., 東理社K.K. およびユシヤ製作所に感謝します。

1980年2月25日 新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 棚次亘弘ほか; 液水/液酸ターボポンプの実験 I. ポンプ, 東大宇宙航空研報告, 15, 4 (1979/11) 787.
- [2] Liquid Propellant Gas Generators, NASA SP-8081. pp. 9-19, (1972/3).
- [3] 棚次亘弘ほか; 液水・液酸ターボポンプの起動実験, 推進系シンポジウム, 於東大宇宙研, (1979/12).
- [4] Liquid Propellant Gas Generators, NASA SP-8081, P. 7 (1972/3).
- [5] H.H. Koelle, et al.; Handbook of Astronautical Engineering, McGraw-Hill Book Co., Inc., (1961).
- [6] 棚次亘弘ほか; 7 トン液酸/液水ターボポンプ用ガスジェネレーター実験 (I), 推進系シンポジウム, 於東大宇宙研, (1978/12).
- [7] S.K. Huzel, et al; Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125, P. 249, (1971).