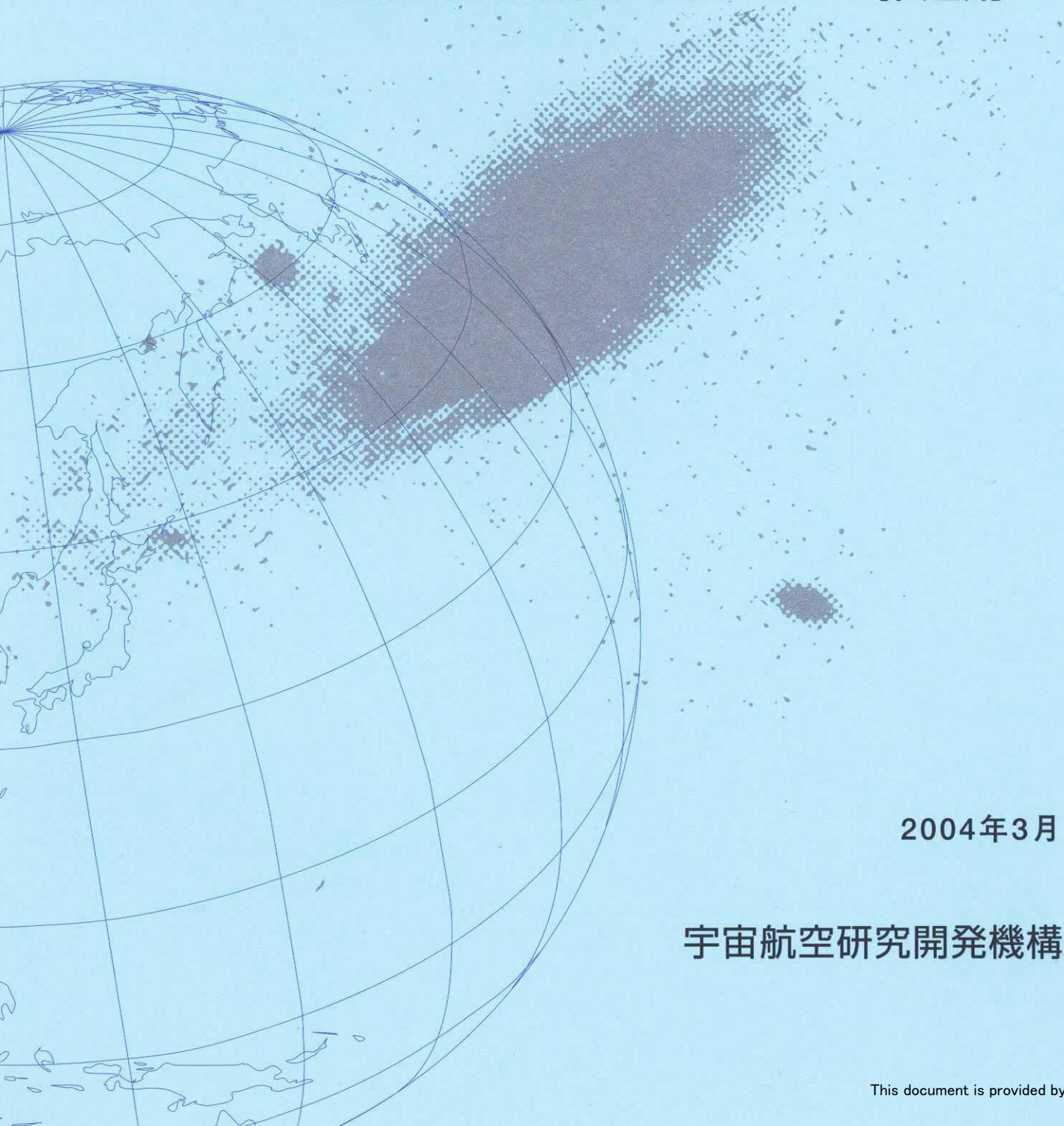


宇宙航空研究開発機構研究開発報告

環境適合型推進剤のレーザー着火特性 —GO₂/GH₂およびGO₂/GCH₄推進剤—



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

環境適合型推進剤のレーザー着火特性
—GO₂/GH₂およびGO₂/GCH₄推進剤—

Laser Ignition Characteristics on Green Propellants
— GO₂/GH₂ and GO₂/GCH₄ Propellants —

日下 和夫^{*1}、佐藤 政裕^{*1}、只野 真^{*1}、長谷川 恵一^{*1}、熊川 彰長^{*1}
高橋 秀明^{*2}、中島 昭二^{*3}

Kazuo KUSAKA, Masahiro SATO, Makoto TADANO, Keiichi HASEGAWA, Akinaga KUMAKAWA
Hideaki TAKAHASHI, Shoji NAKAJIMA

*1: 総合技術研究本部 宇宙推進技術共同センター
Space Propulsion Research Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

*2: 株式会社 コスモテック
COSMOTEC Co.,LTD.

*3: 三菱重工業株式会社 長崎研究所
MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.
NAGASAKI Research & Development Center

2004 年 3 月
March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

Page 1 of 1

Page 1 of 1

Page 1 of 1

Page 1 of 1

Page 1 of 1

Page 1 of 1

Page 1 of 1

Page 1 of 1

目 次

概要	1
1. まえがき	2
2. 着火方式およびターゲット材の選定	2
2.1 着火方式	2
2.2 ターゲット材	4
3. 試験装置および試験方法	5
3.1 試験装置	5
3.2 供試体	6
3.3 試験方法	6
4. 着火特性試験結果および考察	8
4.1 最小着火エネルギーと初期燃焼圧力の関係	8
4.2 混合比と着火可能範囲	8
4.2-1 GO_2/GH_2 推進剤	8
4.2-2 GO_2/GCH_4 推進剤	9
4.3 パルスモード作動燃焼試験	9
5. まとめ	10
謝辞	11
参考文献	11
付録	12

環境適合型推進剤のレーザー着火特性*

—GO₂/GH₂およびGO₂/GCH₄推進剤—

日下和夫*¹、佐藤政裕*¹、只野 真*¹、長谷川恵一*¹、熊川彰長*¹、
高橋秀明*²、中島昭二*³

Laser ignition Characteristics on Green Propellants*

—GO₂/GH₂ and GO₂/GCH₄ Propellants—

K. KUSAKA*¹, M. SATO*¹, M. TADANO*¹, K. HASEGAWA*¹, A. KUMAKAWA*¹
H. TAKAHASHI*², S. NAKAJIMA*³

Abstract

Future rocket engine systems will require more reliable ignition systems than conventional spark plugs. RCS (Reaction Control Systems) in particular with their multiple thrusters will require the most reliable and durable ignition systems. Laser ignition may be an option for such systems. Gaseous oxygen (GO₂) /gaseous hydrogen (GH₂) and GO₂/gaseous methane (GCH₄) were selected as green propellants, due to the environmental and handling problems of conventional propellants ordinarily used for RCS, such as hydrazine and NTO/MMH.

A high-intensity laser pulse focused on the target surface generates a high-temperature metal vapor and causes ignition of the mixture gas. In the experiment, a YAG pulse laser ignition system was used to ignite a small thruster (with an inner diameter of 1cm).

It was found that the ignition energy decreases as the chamber pressure increases as the result of single-pulse tests, the minimum ignition energy was lower than 2mJ, and at the optimum chamber pressure and mixture ratio, GO₂/GH₂ mixture gas and GO₂/GCH₄ mixture gas can be ignited at 30 μJ and 230 μJ, respectively. This means that fiber-optic transmitted laser ignition can be applied to both GO₂/GH₂ and GO₂/GCH₄ propellants. One hundred cyclic pulse mode operation was also successfully demonstrated for the RCS.

Key Words: Laser, Ignition, RCS

概 要

従来、姿勢制御エンジン（RCS、Reaction Control System）等には、着火性に優れたヒドラジンや四酸化二窒素／モノメチルヒドラジン等が用いられてきた。これらの推進剤は毒性が強く、環境や作業性に問題があることから、将来的には、環境に優しく、無毒な酸素／水素や酸素／メタン等の採用が望まれている。ここでは環境適合型推進剤としてガス酸素（GO₂）/ガス水素（GH₂）と GO₂/ガスメタン（GCH₄）を選定し、レーザーアブレーションを用いて着火する方法について検討を行った。本方式は、高強度のレーザーパルスを経由ファイバーにより伝送し、金属ターゲット材表面に照射し、金属から発生する高温蒸気によって推進剤混合ガスに着火させるものである。ここでは、Nd:YAG パルスレーザーおよび小推力スラスタ（燃焼器内径 1 cm）を用いて着火の可能性について検討した。実験から、2 m J 以下のエネルギーで着火が可能であり、最適混合比でガス酸素（GO₂）/ガス水素（GH₂）では 30 μJ、GO₂/ガスメタン（GCH₄）は 230 μJ であった。このことから光ファイバーによるレーザー着火は可能である。又、燃焼器内初期圧力を高くすればその値は減少することが分かった。

さらに、RCS を用いた 100 回のパルス作動試験も成功した。

* 平成14年6月16日 受付 (received 16 June, 2003)

*¹ 総合技術研究本部 宇宙推進技術共同センター (Space Propulsion Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

*² 株式会社コスモテック (COSMOTEC Co., LTD.)

*³ 三菱重工業株式会社 長崎研究所 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. NAGASAKI Research & Development Center.)

1. まえがき

近い将来の宇宙輸送系の推進系では高性能、長寿命、軽量化を図り、且つ、低コスト化が要求されている。特に低コスト化のためには従来の使い捨て型から再使用型への転換が必須であると思われる。その際には推進系のみならず地上での整備作業にも低コスト化が望まれている。従来のロケットや衛星の軌道変換(OMS:Orbit Maneuvering Subsystem,以下OMSと言う)や姿勢制御(RCS:Reaction Control System,以下RCSと言う)用の小推力スラスタには着火信頼性の観点から自燃性の推進剤であるヒドラジンやモノメチルヒドラジンと四酸化二窒素の組み合わせが使用されている。しかしながらこれらの推進剤は毒性が強く、環境や人体には好ましくない上、特に保守点検作業に時間とコストがかかるのが問題となっていた。そのため将来のOMSやRCSスラスタは、推進剤を環境適合型の推進剤に変更していくことが不可欠になっている。

環境適合型推進剤の候補としてガス酸素/ガス水素(以下 GO_2/GH_2 と言う)、ガス酸素/ガスメタン(以下 GO_2/GCH_4 と言う)等の二液式や過酸化水素(H_2O_2)、硝酸ヒドロキシルアンモニウム(HAN)等の一液式が考えられているが、これら推進剤は自燃性ではないところから確実に着火させる技術の確立が課題となる。特に、同時に多数の小推力スラスタを作動させる必要があるRCSに用いるためには、多数のスラスタを同時に高速で数千回以上の連続パルス着火させることができる技術の確立が不可欠である。

本研究の目的は、上記要求を満足する小推力スラスタを実現するために、環境に優しい推進剤を選定し、その着火技術を確認することにある。本研究では、推進剤と着火法について検討し、選定した推進剤と着火法について、着火特性に関するデータを取得し、高速繰り返し着火技術に関する技術課題を抽出し実用化の可能性について検討するものである。

著者らは環境適合型推進剤として、主エンジンの推進剤との統合性、及び、入手が容易で作業性も低コスト化ができること、環境に優しいこと等を考慮して GO_2/GH_2 および GO_2/GCH_4 を選定し、着火方法としては近年の技術の進歩が著しく、簡略で軽量の高速着火システムが期待できるレーザーを用いる方法を選定した。ところでレーザー着火に関する研究は以前からいくつかの研究¹⁾が行われている。レーザーによる着火法には、燃焼器内の燃料と酸化剤の可燃混合気²⁾に直接高エネルギーのレーザービームを集光し、ガスブレイクダウンを発生させ着火する方式(以下レーザーブレイクダウン方式と言う)と燃焼器内に装着したターゲット材にレーザーを照射し、

ターゲット材表面に生じた高温のプラズマにより着火させるアブレーション着火方式があるが、アブレーション方式の方が着火に要するエネルギーの低減が期待できる。本研究により、レーザー着火技術が確立されれば、着火機構の簡略化、機器類の軽量化且つ着火の信頼性向上が期待でき、さらにレーザーパワーを低減させることで光ファイバーによる伝送が可能になれば、RCSスラスタやエアロスパイクノズルエンジンのように複数個のスラスタへの同時着火が可能になること等、その波及効果は大いに期待できる。図1にはこのような光ファイバー伝送を用いたレーザー着火RCSシステムの概念を示す。一台のレーザー発振器から分配器を経由して光ファイバーでスラスタにエネルギー伝送を行い、複数個のスラスタを同時着火させる方法である。

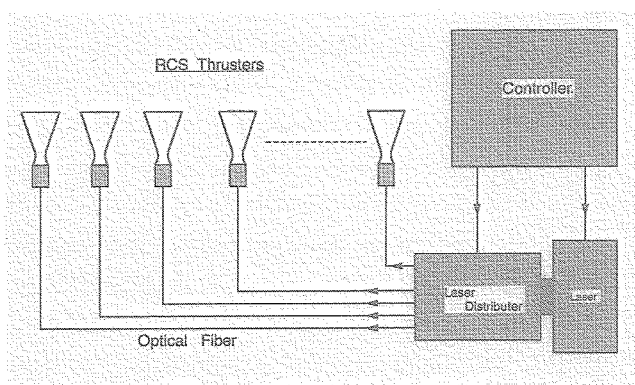


図1 レーザー着火システム例

2. 着火方式およびターゲット材の選定

2.1 着火方式

前述したように環境適合型小推力スラスタ用として選定した推進剤は、自己着火性でないため着火源が必要となる。そこで著者らが検討した着火方式は次のとおりである。

(1)スパークプラグ方式

スパークプラグは主推進系では実績があり、これまでに著者らが試作したスラスタのほとんどがこの着火方式を採用しているが、ひとつの宇宙機に多数基搭載される小推力スラスタでは、電力的な制約、スラスタ及びシステム重量の増大、電気系統への電磁干渉の問題、高速パルス作動着火が困難等の技術課題がある。

(2)レーザー着火方式

スパークプラグ方式で挙げた技術課題のほとんどを解決する方法のひとつが、レーザーによる着火である。レーザーエネルギーを光ファイバーで伝送し、且つ、分岐が可能となれば、ひとつのレーザー装置から各スラスタに分岐することが可能なため、ひとつの宇宙機に多数基搭載される小推力スラスタに適した着火方法であるといえる。また、スパークプラグの電極のような損耗箇所が

無いため、長寿命化が期待できる。ただし、ターゲット材にレーザーを照射するアブレーション方式を採用した場合、ターゲット材の損耗が寿命支配要因となる。

光ファイバーによって高出力レーザーを伝送する場合には伝送損失および、熱衝撃に対する耐久性を考慮して、石英系光ファイバーが最も適している。光ファイバーには、ステップ型およびグレーテッド型の二種類があるが、ステップ型のものが1 MW/mm² と高いエネルギー密度に耐えることができる。

また、損傷に関しては、以下のような問題が生じることが考えられる。

イ. 端末部（レーザー光導入アダプタ部）の発熱およびファイバー被覆部の熔融

ロ. ファイバー入射端面の破損

ハ. ファイバー出射端面の破損（照射対象からの反射光に伴う破損）

ニ. ファイバー入射端の破損（コア内部の破損）

入射端面および入射部の破損を防ぐためには、レーザーのエネルギー密度を1 MW/mm² 以下に保つ必要がある。ファイバーの代表的な直径は0.3mm であるので、YAG パルスレーザーを用いて10ns 幅のレーザーパルスを送る場合、パルスあたりのエネルギーは700 μJ 以下に抑えなければならないことになる。

このような制約とともにレーザー装置自身のエネルギー効率の低さ、伝送・分岐時の効率低下等の技術課題はあるが、レーザー着火方式は将来有望な着火技術であるといえる。

(3)触媒着火方式

着火エネルギーを最小にできること、及びシステム構成が非常に簡素であるため、ひとつの宇宙機に多数基搭

載される小推力スラスタに適した着火方式である。しかしながら、環境適合型推進剤の燃焼温度は、従来実績のある触媒着火（ヒドラジン、過酸化水素等）よりも高くなるので、耐熱性の向上が求められる。また、着火応答性の向上も技術課題である。使い捨て宇宙機向けには、将来有望な技術であるが、再使用型宇宙機に適用する場合には、触媒の交換を考慮した推進系の整備性、ライフサイクルコスト等を考慮して、他の着火方式とのトレードオフをはかる必要がある。

(4)NHMF方式（過酸化水素系酸化剤と自己着火性を付加した燃料：Non-toxic Homogeneous Miscible Fuel）

本来、自己着火性のない二液式推進剤に自己着火性を持たせる方式であり、従来型二液式推進剤と同様な簡単なスラスタ構成が可能であり、応答性も良いが、比推力の低下、燃焼生成物への固形物混入、長期貯蔵性の問題がある。

(5)その他の着火方式

着火方式の研究開発は、スパークプラグ、レーザー、触媒着火、及びNHMFが主流であるが、その他にも、ガスの流体力で生じる音響共鳴でガス温度を上げるMicroresonant Igniterが、米国で研究されている。作動ガスにエネルギーを与えるために、共鳴管からの熱損失を非常に小さくしなければならない技術課題があるが、実現できれば、電力不要、軽量、高信頼性かつ低コストな着火方式になりうる。

本研究では各種の着火方式を検討した結果、将来技術としての応用性や研究価値が高いと思われるレーザーアブレーション着火法を選定した。表1にスパークプラグ、レーザー着火、触媒着火、及びNHMF方式を比較した結果をまとめて示す。

表1 着火方式の比較

項 目	スパークプラグ	レーザー	触 媒	NHMF	備 考
着火機構の簡素化	△	△	○	○	
推進剤選択の自由度	○	○	△	△	
電 力	△	△	○	○	
電磁適合性	△	○	○	○	スパークプラグは、電磁ノイズ発生の可能性がある。
システム質量	△	△	○	○	スパークプラグ、レーザーは電源等が必要である。
パルス作動	△	△	○	○	
燃焼性能	○	○	△	△	触媒方式は、触媒許容温度で燃焼温度に制限がかかることがある。 NHMFは、溶解触媒の分効率が下がる。
起動特性	○	○	△	○	触媒方式は、触媒温度が低い作動初期と熱平衡時の特性差が大きい。
排ガス成分	○	○	○	△	NHMFは、燃焼生成物に固形物が含まれる。
寿 命	△	○	△	△	レーザーは、損耗部品なし。
コスト	△	△	○	○	触媒、NHMFはライフサイクルコストが高くなる可能性がある。

2.2 ターゲット材

実用化の段階ではファイバーによるエネルギー伝送を目指しているため本研究では、ガスブレイクダウン方式より着火エネルギーを低減できるアブレーション方式を採用することから、まず、ターゲット材について検討を行った。ターゲット材として、金属材のステンレス、タングステン、タンタル、また、燃焼器材料としても検討を行っているカーボン材の4種を候補とした。試験条件はレーザーエネルギー1mJ、 GO_2/GH_2 の初期圧力0.29Mpa（着火前の未燃混合ガスの圧力）、混合比（MR）2で一定とした。又、レーザービームの焦点がターゲット材表面になるよう調整して、レーザーを照射した。

試験の効率化を図るために、初めは推進剤を流さずにレーザービームをターゲット材に1,000～数十万回照射する加速試験を行い、その後、推進剤を流して10回の着火試験を行いその着火確率を調べた。実際に使用されるRCSスラスタは、要求されるトータルインパルス（N・sec）によって一回の連続パルス作動回数（<1,000回）が異なることから、本試験とは必ずしも連続パルス照射時間や停止時の冷却時間による効果など厳密には同一条件とは言えないが、試験の目的はレーザー照射によるターゲット材の損傷が着火特性にどの程度影響を及ぼすか調べることから、この方法とした。図2に試験に供した4種のターゲット材の着火確率を示す。

図2で、各プロット($10^3, n=3\sim6$)の時点で一時照射を

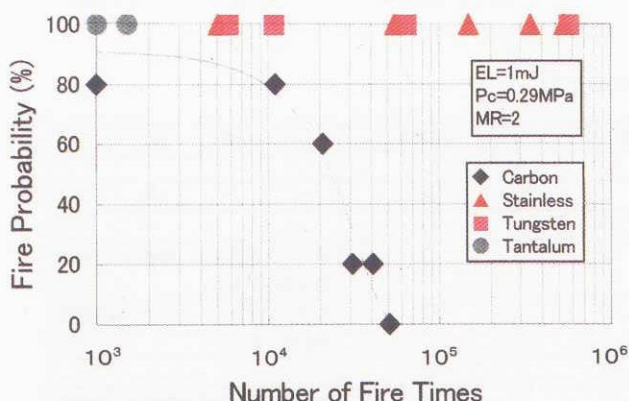


図2 4種のターゲット材の着火確率(GO_2/GH_2)

止めている。連続パルス照射時間は最長で約 2.8 時間（10Hz 時）である。

金属材のステンレス、タングステンでは照射回数が数十万回に達しても着火確率の低下は見られない。一方、カーボン材では1,000～10,000回で着火確率は80%と低く、10,000回を超えるとその確率は急激に低下する。図3に各ターゲット材の試験後の表面拡大写真を示す。中央部がレーザービーム照射により侵食されている。カーボン材の侵食が特に深いことから、レーザー照射部が後退したことにより、ターゲット材表面のビーム径が大きくなってエネルギー密度が低下したことが着火確率の低下を招いたものと考えられる。図3で、ステンレス表面には一部溶融した跡が見られるが着火確率には影響は無かった。

RCSの標準累積着火回数は十万回のオーダーであるので、供した金属ターゲット材であれば十分耐え得ることになる。タンタル材は1,500回の照射で他の金属より照射回数が少ないが、他の金属の融点との比較からみても着火確立の低下が無いことが推測できることから、実際のRCS使用条件に合うよう燃焼器と組み合わせ、推進剤混合ガスに着火させる試験を行い評価することも兼ねた。図3で見られるレーザースポットのずれは、数百回毎に光学系の調整を行った際に生じたもので、今後、他の金属と同様の評価試験を行う必要があるが少なくとも数千回のオーダーでは問題ないと思われる。

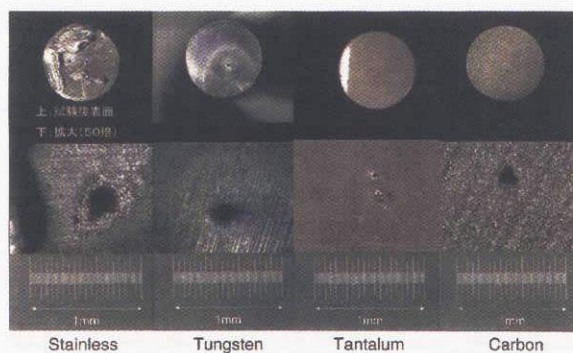


図3 ターゲット材の試験後の表面写真
(GO_2/GH_2)

3. 試験装置および試験方法

3.1 試験装置

図4に本試験装置の概要を示す。試験装置は供試体、レーザー発振器、レーザー伝送装置、推進剤供給装置（着火弁含む）、コントローラー（ガス用シーケンサー）、および、真空槽等で構成されている。図4に示すように、レーザー伝送にレンズによる光学系を使用したのは、レーザービーム径を変えることにより、ターゲット材表面照射部のエネルギー密度を変化させて、エネルギー密度をどこまで低減できるかを調べ、ファイバー使用の可否を確認するためである。

図5-1に推進剤供給装置系の写真を示し、図5-2にはレーザー光入射窓を持った燃焼器と、その近傍にある着火弁、排気ダクトの写真を示す。排気ダクトの先に真空槽がある。真空槽を設けたのは、着火により生じた水蒸気が入射窓に結露することによってレーザー光透過を妨げるのを防止するためである。

推進剤噴射圧力および燃焼室圧力は、圧力計の応答性を損なわないようにすることと、燃焼ガスによる温度上昇の影響を受けないようにすることに留意して、噴射器オリフィスおよび燃焼室に、短管を接続して歪式圧力計で測定した。

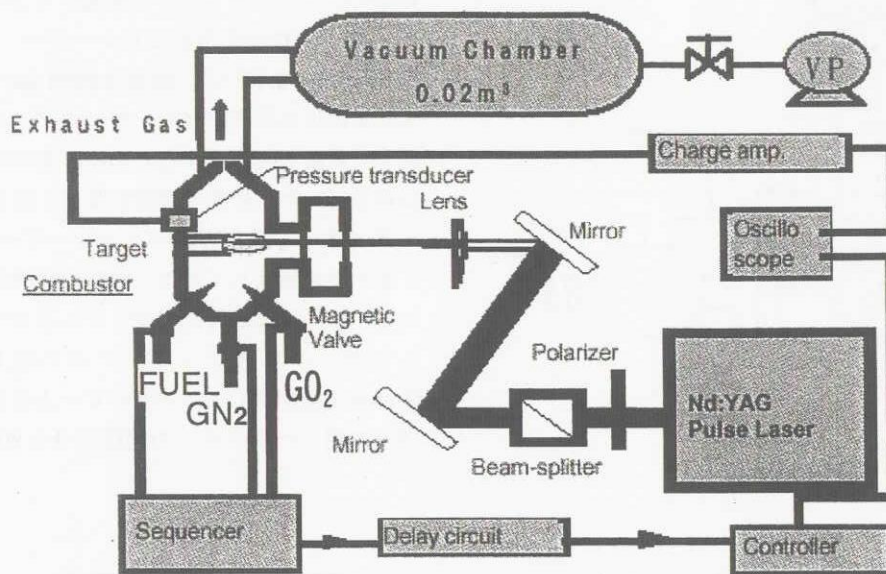


図4 レーザー着火試験装置概要図

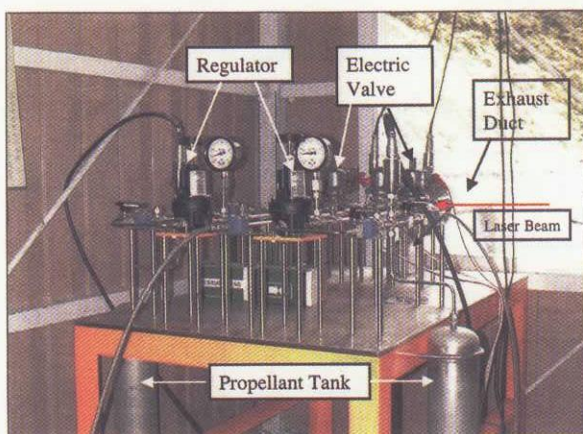


図5-1 試験装置写真1

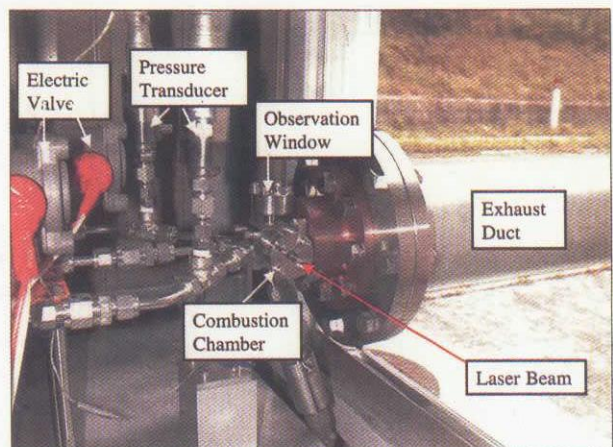


図5-2 試験装置写真2

3.2 供試体

図6に供試体の概略を示す。供試体は噴射器と燃焼室から成っている。噴射器は燃料および酸化剤噴射孔（以下オリフィスと言う）が左右それぞれ45°の角度を持って配置され中央にパージ用ガス素（GN₂）噴射孔が設けられている。噴射器は燃料と酸化剤オリフィス径の組み合わせを変えたものを用意し、噴射器ごと交換して混合比を変えることが可能な構造とした。また、推進剤流量はきわめて微量であるため流量計測が難しく、ここでは混合比は基本的には等エントロピー流れの関係式を用い

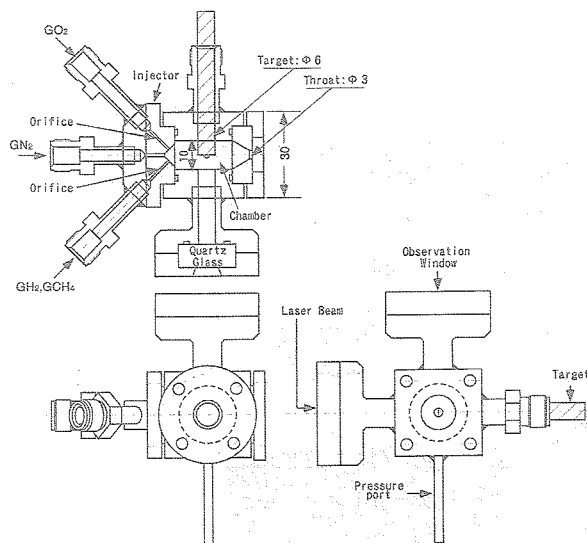


図6 供試体概略図

て推定した。燃焼室はステンレス製でφ10mmの平行部とφ3mmのスロート部から成り、平行部にはレーザー入射窓、観測窓、およびターゲット材挿入孔を取り付けた。レーザー入射窓と観測窓には高温に耐えるようφ20mm、厚さ8mmの石英ガラスを使用した。

3.3 試験方法

図7に本試験装置制御系のブロック図を示す。推進剤供給装置を制御するガス用シーケンサー、発振器（Diode pumped Q-switched laser）および、着火弁（電磁弁）信号とレーザーの照射タイミングとの同期をとるためのパルスジェネレーターで構成されている。レーザー源としては小型で軽量、且つ、取り扱いが容易な市販の20 Hz作動のフラッシュランプ励起QスイッチNd:YAGパルスレーザー（DPSS Nd:YAGレーザー：Divall 1064HP, THLES社）を用いた。波長は1064 nmである。又、前述したように本研究ではレーザーのビーム径を変えてエネルギー密度を可変とするために、光学系によりレーザー伝送を行った。作動の概略を以下に記す。

ダイオード励起YAGパルスレーザーは常に20Hzでダイオードを励起しており、同時に外部信号を出し続けている。この外部信号をパルスジェネレーターに入力することで、パルスジェネレーターはレーザー装置のQ-switchを開放してレーザービームを放射する信号およびガス用シーケンサーの起動信号を20Hzで常時出力す

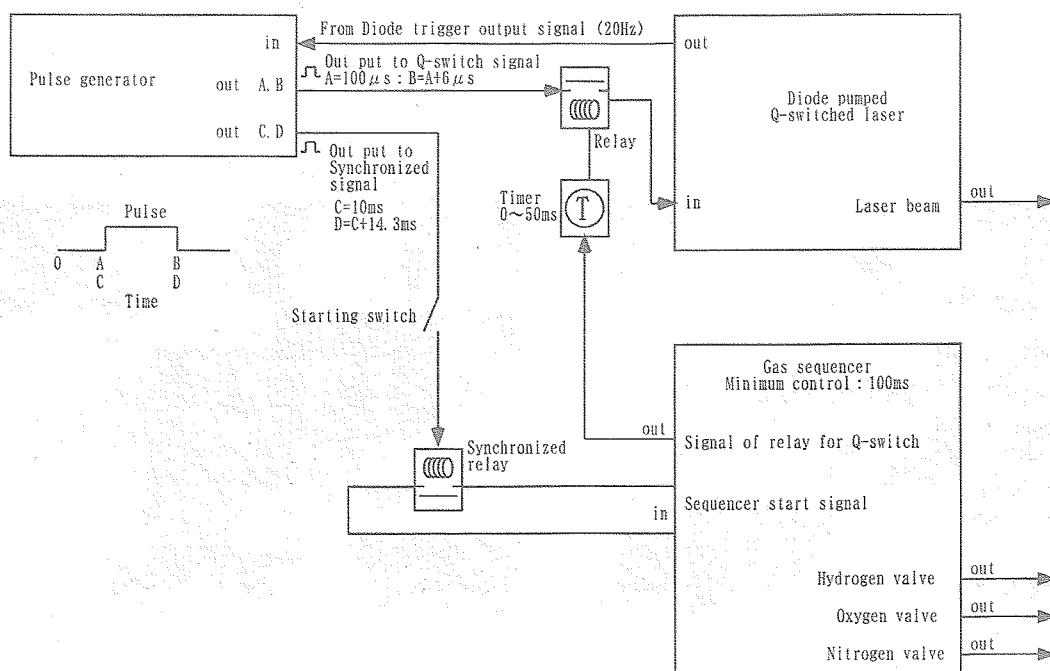


図7 制御系ブロック図

る。ここで、A,Bのポートを使用した信号はレーザー装置のQ-switch開放のために使用されるが途中にリレーがあり、このままでは信号はレーザー装置に入力されない。また、C,Dのポートはガス用シーケンサーとレーザービーム放射との同期用として使用されるがこれも途中に手動式のスイッチを有しており同期用のリレーに直接信号が入力されない。これが試験前の待機状態となる。次に、スタートスイッチを押すことで、パルスジェネレーターの信号がシンクロ用リレーに入力され、接点信号でガス用シーケンサーのプログラムがスタートする。シーケンスは最小100ms間隔で設定できる。ガス用シーケンサーは内部にタイマーを持っており、内部タイマーの設定時間に応じて推進剤である水素ガス（またはメタンガス）のバルブ、酸素ガスのバルブそしてパージ用窒素ガスのバルブを開閉する。この時、バルブ信号以外にQ-switch用リレーを駆動する信号もプログラムで設定された時間に出力する。レーザービームを1パルスだけ放射できるようにするためQ-switch用リレーとの間にタイマーを置いて、設定した時間(>50ms)以降のレーザービームはカットするようにした。タイマーを通り抜けた信号はQ-switch用リレーを約50ms間だけ動作させる。このときにパルスジェネレーターのA,Bの出力信号を1回だけ通過させる。通過した信号は、レーザー装置のQ-switch入力ポートに入りQ-switchを開にさせることでレーザービームを放射する。また、試験前に、あらかじめ真空槽内圧力を真空ポンプで約0.3 kPa まで下げた後、ポンプとの接続バルブを閉じて使用した。これは不着火の場合に GO_2 がポンプに吸引され爆発等の危険が生じないようにするためである。

次に、前述した状態で燃焼試験用シーケンサーをスタートさせることによりパルスジェネレーターにセットされた時間に従って着火弁の開信号とレーザービーム出力信号が出力され、燃焼器内に放出されたガスに一定の時間遅れを持ってレーザーが照射される。このレーザービームは偏光板と非偏向ビームスプリッターによって調整され高エネルギーレーザー用の2枚のミラーを経由して伝送され、石英ガラスレンズで集光されてターゲット材に照射される。その結果、ターゲット材表面に生じた高温プラズマにより混合ガスが熱せられ着火する。焦点位置でのビーム径は推定約 $20\mu\text{m}$ ~ $30\mu\text{m}$ である。

レーザー照射エネルギーの調節は、レーザー出力を一定にした上で、偏光板を回転させてビームの偏向の度合いを変化させることにより、非偏光ビームスプリッターを透過する光量を調整して行った。また、スプリッター透過後のエネルギーを燃焼器の入射窓前方で測定し、ターゲット照射エネルギーとした。

図8に GO_2/GH_2 推進剤の場合の観測窓から見た着火直後の写真、図9に定常燃焼中の写真を示す。中央円形部が観測窓で、白く発光している様子が分かる。

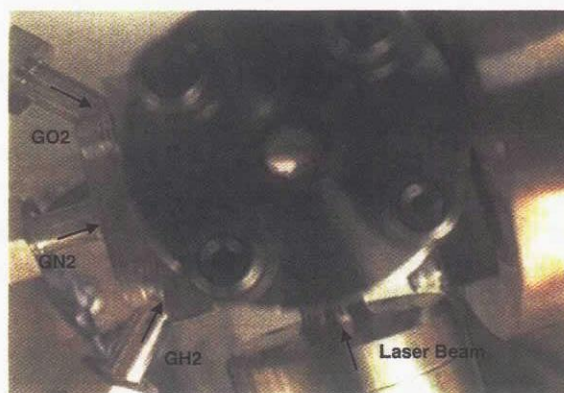


図8 着火直後の写真

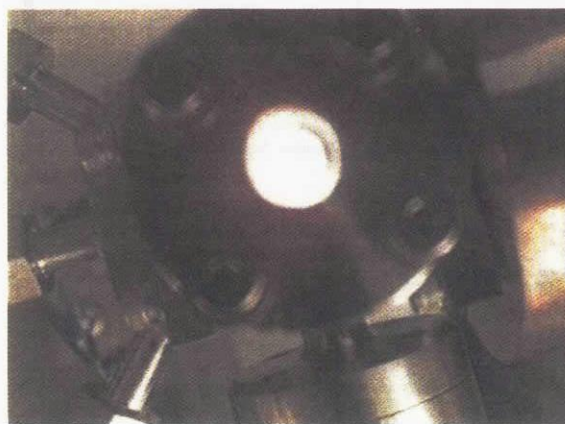


図9 定常燃焼中の写真

4. 着火特性試験結果および考察

スラスタには数千回におよぶ連続パルス作動とともに、精度の良いトータルインパルス（姿勢制御等に必要の総推力）が要求される。そのため、推力（インパルス）の高応答性、すなわち着火時の衝撃が極力小さく、且つ高速なインパルスの立ち上がりと停止時の高速なインパルスの低下、ならびに着火信頼性についてデータを得る必要がある。

本研究では、応答性については大気圧環境下でのパルス燃焼時によく用いられている燃焼圧力から評価することにした。本項では、選定した推進剤の着火性、着火衝撃、及び、最小着火エネルギーに関する結果について述べる。

4.1 最小着火エネルギーと初期燃焼室圧力の関係

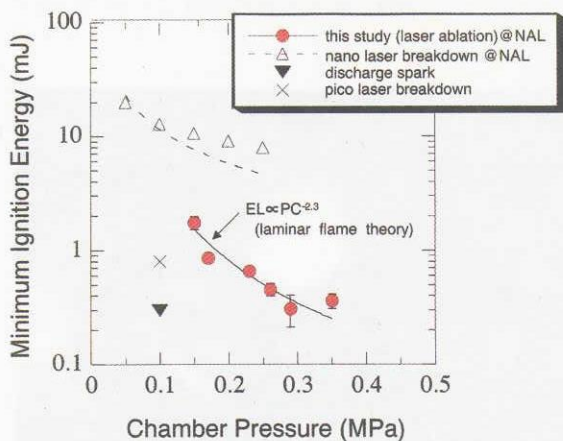


図10 最小着火エネルギーと初期燃焼室圧力の関係
(GO₂/GH₂, MR=2)

GO₂/GH₂推進剤を用いて混合比2とした場合の、最小着火エネルギーと初期燃焼室圧力の関係を図10に示す。図中の塗りつぶし●印は本研究におけるレーザーアブレーション方式による着火エネルギーデータ、△は著者ら(NAL:航空宇宙技術研究所)が過去に取得したレーザーブレイクダウン方式によるデータ¹⁾であり、本研究と同様にパルス幅12nsecのレーザーを用いたものである。また図中の▼は火花放電方式³⁾、×はパルス幅50psecのレーザーブレイクダウン方式のデータ⁴⁾である。

NALのデータでは、レーザーアブレーション方式による最小着火エネルギーはレーザーブレイクダウン方式よりも一桁小さいことが判る。また、50psecレーザーの着火エネルギーは12nsecレーザーよりも小さいが、これは、最小着火エネルギーはレーザーパルス波形のピークエネルギーで定まり、このピークエネルギーはパルス幅が小さいほど大きくなるためと考えられる。本研究ではレーザー発振器の入手が容易であることを重視して、12nsec

レーザーを用いている。また、火花放電方式は光ファイバー伝送等のエネルギー分配が困難なことから、本研究の対象外とした。

次に、レーザー着火エネルギーと燃焼室初期圧力 P_c (以下 P_c とする) の関係について検討を行った。層流火炎理論において火炎厚さ δ と未燃焼混合ガス圧力 P_c' の関係は次式で表されることが知られている。

$$\delta \propto P_c'^{-n/2} \quad (1)$$

そこで著者らは、最小着火エネルギー EL と P_c にも同様な傾向が得られると考えた。

$$EL \propto P_c^{-m} \quad (2)$$

(2)式を用いて図10中の塗りつぶし●印(レーザーアブレーション NAL データ) データをカーブフィットした結果、(3)式の結果が得られる。

$$EL \propto P_c^{-2.3} \quad (3)$$

すなわち、 P_c が高いほど最小着火エネルギーは小さくなる特性があると言える。

4.2 混合比と着火可能範囲

4.2-1 GO₂/GH₂ 推進剤

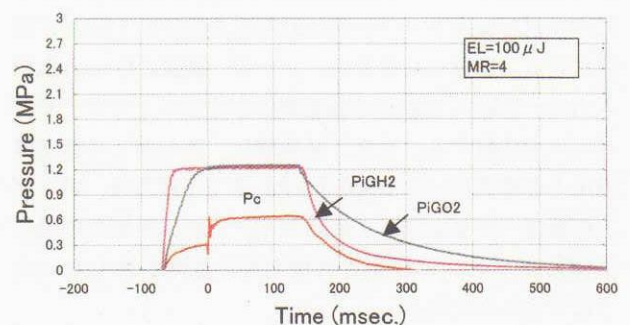


図11 着火時の圧力履歴
(GO₂/GH₂, 初期燃焼室圧力0.3MPa)

GO₂/GH₂推進剤で $P_c=0.3\text{MPa}$ 一定、レーザーエネルギー $100\mu\text{J}$ 、混合比4、燃焼時間100msに設定した時の着火時燃焼室圧力履歴の例を図11に示す。図中の記号で、 P_c は燃焼室圧力、 P_i は推進剤の噴射圧力を示す。推進剤の噴射圧力がほぼ一定(1.2MPa)となる時点でパルスレーザービームを入射(時間軸0msec)すると、着火に伴って燃焼圧(P_c)は0.3MPaから0.6MPaに瞬時に増加しているが、燃焼室圧の減少には約100msを要している。この原因として、スロート径が小さいこと、着火弁下流配管に残る推進剤の影響、シーケンサーとバルブ応答時間の差等によるものと思われる。

図12に混合比を変えた場合の着火可能範囲を示す。図中で塗りつぶし●印は着火が確認できた場合で○印は不着火の場合を示す。使用したレーザー発振器の制約に

より $23\mu\text{J}$ 以下のエネルギーでのデータは取得出来なかったが、本推進剤の最適混合比 4~6 の範囲では $30\mu\text{J}$ 程度のエネルギーで安定な着火が可能であることが判る。

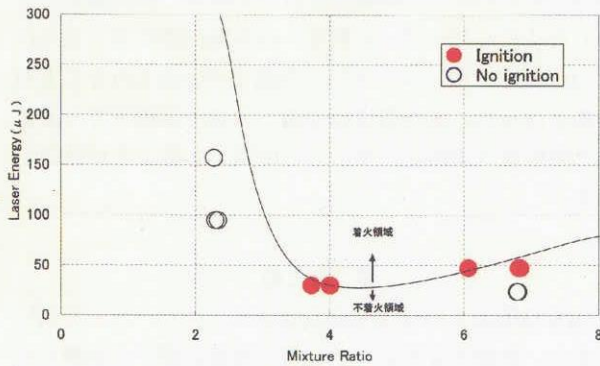


図12 混合比による着火可能範囲
(GO₂/GH₂, 初期燃焼室圧力0.3MPa)

4.2-2 GO₂/GCH₄ 推進剤

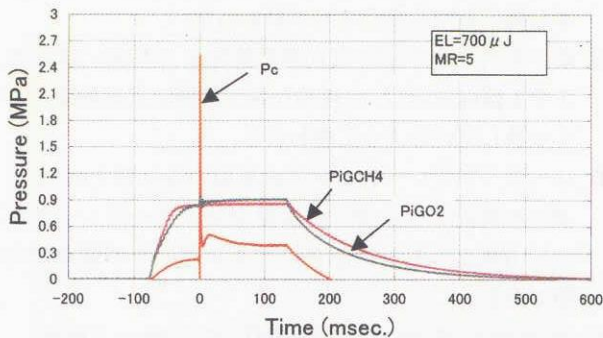


図13 着火時の圧力履歴
(GO₂/GCH₄, 初期燃焼室圧力0.3MPa)

GO₂/GCH₄ 推進剤の着火圧力履歴例を図13に示す。図中の記号は図11と同様に各圧力を示している。GCH₄はGH₂に比べて着火しにくいことが予想されることから、設定条件としては、レーザーエネルギー700 μJ 、混合比5、PcはGO₂/GH₂推進剤と同じ0.3MPa一定とした。試験の結果、GO₂/GH₂推進剤に比べて燃焼室圧の着火ピークが大きく、2.6MPaまで達している。その結果、本試験では予想外の大きな着火ピークによってレーザー入射窓および観測窓にクラックが生じる不具合が生じた。着火ピークの大きさは予混合状態によって大きく左右されることから、Pc、混合比、レーザーエネルギー等の条件を最適化して着火ピークを抑える必要がある。図14に、レーザーエネルギー255 μJ 、混合比=4.3、Pcを0.3MPaから0.1MPaに低下させた条件での着火時圧力履歴結果例を示す。着火ピークは1MPa以下に改善され入射窓および観測窓の損傷も生じなかった。着火ピークをさらに減少させるためには、GO₂/GCH₄の噴射パターンの変更

をも含めた検討が必要と考えられる。

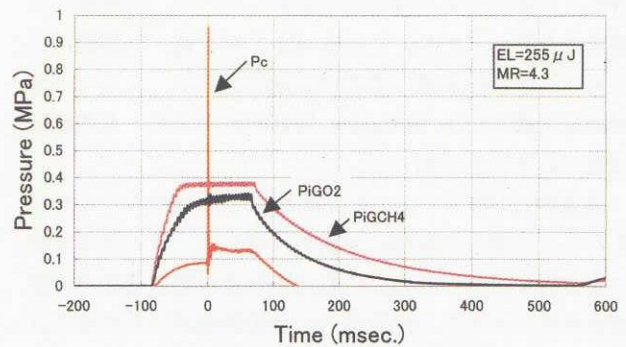


図14 供給圧変更後の圧力履歴
(GO₂/GCH₄, 初期圧力0.1MPa)

図15にPcを0.1MPa一定として混合比を変えた場合の着火可能範囲を示す。混合比4未満では250 μJ 以下のレーザーエネルギーでは着火しなかった。また、混合比4以上でもレーザーエネルギーが250 μJ 以下になると着火と不着火の両方が見られる遷移領域があり、着火下限エネルギーは混合比が大きくなると多少小さくなることが分かった。一方、最適混合比と思われる6~8の間での安定着火エネルギーは230 μJ 程度であった。

230 μJ ~250 μJ 程度のエネルギーであれば光ファイバー伝送が十分可能であることから、光ファイバーを用いたレーザー着火システムの可能性が示されたと言える。

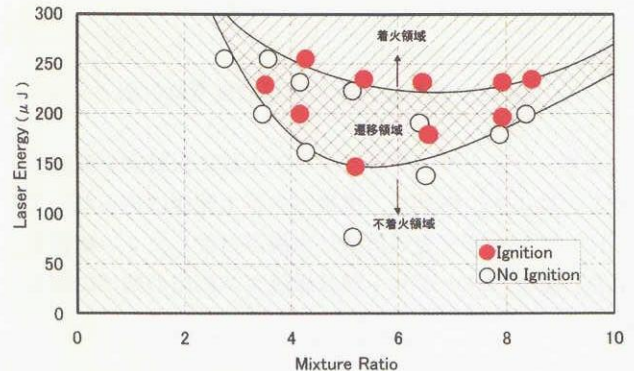


図15 混合比による着火可能範囲
(GO₂/GCH₄, 初期燃焼室圧力0.1MPa)

4.3 パルスモード作動燃焼試験

実機スラスタの作動を想定しパルスモード作動試験を行った。姿勢制御用スラスタの標準的な作動パターンとして、着火弁は100msec ON、500msec OFFの600msec周期とした。試験条件として、Pc=0.3MPa、混合比2とし、レーザーエネルギーは、連続着火を確実にけるよう約1.9mJ一定とした。GO₂/GH₂推進剤を用いて実施したパルスモード作動による燃焼試験での圧力履歴を図16に示す。

図16は5サイクルの試験データであるが、パルスごと

の圧力履歴は着火タイミングおよび燃焼圧の立ち上がり特性とも極めて良好な再現性を示している。燃焼時間は設定より長かったが、これは 4.2-1 項で述べた原因によるものと思われ装置の改良の余地はあるが、立ち下がり時間を考慮しても 600msec 周期のパルスモード作動は可能であることが判った。

本試験は100サイクルを目標としたが、5サイクルを超えるとレーザー入射窓に水滴が付着して、着火が不安定になる現象が見られた。これは入射窓が噴射器前方の燃焼室側面にあるため燃焼室内の残留燃焼ガスが冷却されることによって水滴が生じるためであると思われる。そのため、噴射器の改良を行った。改良した噴射器およびスパーサー部（兼、燃焼室）を図17に示す。噴射器はファイバーを用いた場合を想定し、レーザー光をGO₂噴射オリフィス孔の上流から入射できるような構造とした。

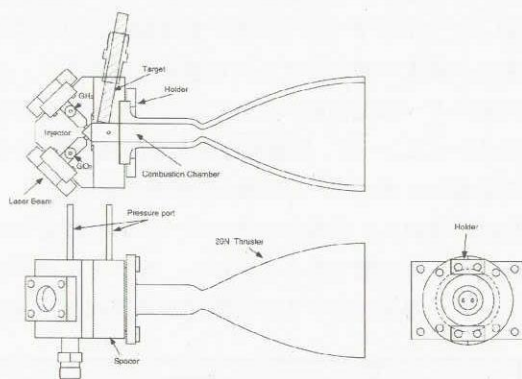


図17 20N級スラスタ用改良型噴射器

つまり、チョーキングオリフィス上流に入射窓を配置することにより、燃焼後、燃焼ガスが上流側に戻らないようにしてレーザー光入射窓に水滴が付着しにくい構造とした。また、ターゲット材は燃焼ガス流出の妨げになら

ないように、ターゲット材のレーザー照射面とスパーサー部内壁とが同一の高さになるようにした。

改良した噴射器を用いて、後述する20Nスラスタと組み合わせたパルス作動試験を行った結果、排気装置を使用しなくてもレーザー入射窓への水滴付着は全く見られず、100回以上のパルスモード作動での燃焼を行うことが可能となった。真空環境は勿論、大気圧環境下でも改良した噴射器は実用化に相応しい構造であることが確認された。

5. まとめ

GO₂/GH₂およびGO₂/GCH₄混合ガスにレーザーを用いて着火、燃焼させるレーザー着火技術に関する試験を行い以下の知見が得られた。

- 1) レーザー照射によるターゲット材の損傷については、供したステンレス、タングステン金属材では顕著な損傷はなく数十万回の繰り返し着火が可能であるが、カーボン材では数万回の繰り返しで損傷が進み、着火確率も低下してしまうことがわかった。
- 2) 最小着火エネルギーは初期燃焼室圧力が高いほど低下する傾向を示し、定性的な特性は層流火炎理論とよく一致しているように思われる。
- 3) レーザーアブレーション方式を用いると数十mJオーダーの着火エネルギーが必要なレーザーブレイクダウン方式よりも一桁小さいエネルギーでの着火が可能である。
- 4) 最適混合範囲で、GO₂/GH₂では30 μJ程度、GO₂/GCH₄では230 μJ程度のエネルギーでレーザーアブレーション着火が可能である。
- 5) レーザーアブレーション着火によるパルスモード作動が十分可能である（試験時のパターンは100msec ON、500msec OFF）ことが示された。

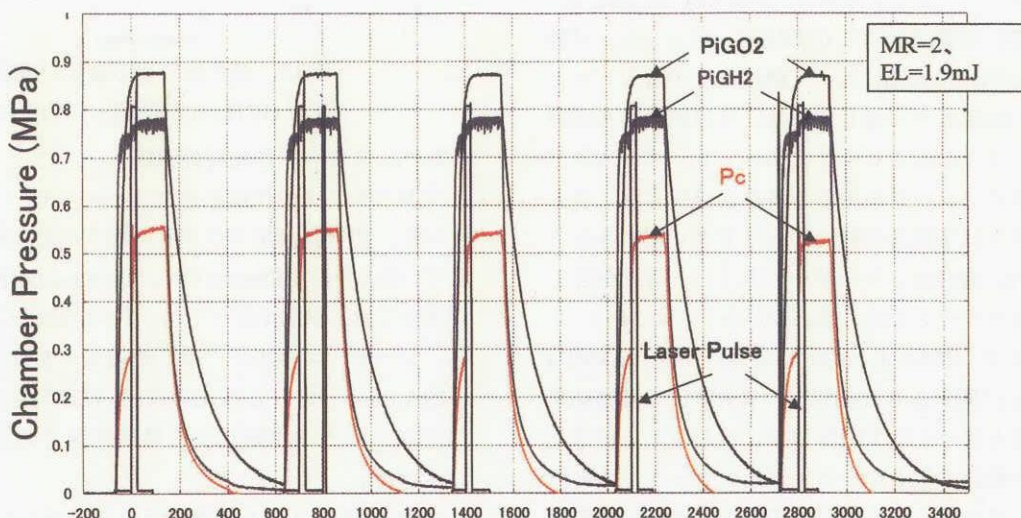


図16 パルスモード時の圧力履歴
(GO₂/GH₂, 初期燃焼室圧力0.3MPa)

6) 光ファイバーは700 μ J程度のエネルギーまで耐えられることから、光ファイバー伝送による複数個スラスターのレーザーアブレーション同時着火が可能であることが示された。

今後、光ファイバー伝送による同時複数スラスターへの着火技術に関して研究を進めていくとともに、噴射器との結合方法、結合部の温度についてのデータを取得する考えである。

謝辞

本研究の一部は、三菱重工業（株）長崎研究所および東京大学森浩一氏と共同で行ったものであり、貴重なデータ提供に感謝するとともに、研究計画を実施するにあたり終始御尽力頂いた新野正之LE-NETグループリーダー（前ロケット高空性能研究室長）および、レーザーに関する技術的な指導と援助を頂いた、Dr.Viliam Kmetic（現オプトエレクトロニクスラボラトリ）に感謝の意を表する。

参考文献

- 1)Viliam Kmetic, Tatsuo Kumagai, Kazuo Kusaka, Yukio Kuroda, Masayuki Niino, Kazuo Imasaki, 「Laser Ignition of Fluid Propellants for RCS」 ISTS 2000-a-25
- 2)電気学会編：レーザーアブレーションとその応用、コロナ社、1999.
- 3)Lewis B., Von Elbe G., Combustion Flames and Explosion of Gases, Academic Press.1961.
- 4)Syage J.A., Fourir E.W., Rianda R., Cohen R.B., Dynamics of Flame Propagation Using Laser-Induced Spark Initiation: Ignition Energy Measurement, J.Appl.Phys., Vol.64, No.3, 1988.

付録

1. レーザー点火RCSの制御方法

1.1 制御同期

まえがきの図1のようなファイバーによるエネルギー伝送複数燃焼器着火システムを構成する上での同期・制御上の問題を考える。同期において各コンポーネントの時間応答性が重要である。ここでは、レーザーの発振周期（繰り返し周波数）、レーザー光分配器の応答周期、着火バルブの応答周期を考える。レーザーの発振周期はNd:YAGレーザーに関して、10Hzから1kHz程度であり、これはパルスエネルギーにも依存しているので発振周期、燃焼器パラメータおよび重量に関するトレードオフによって決まる。レーザー光分配器には、ミラーの回転による偏向を行うガルバノ式スキャナを用いることができる。ガルバノ式レーザーสキャナでは50Hz以上の応答性が期待できる。

推進剤供給の制御を行う着火弁（電磁弁）は流量およびライン圧力によって応答性は変化する。HOPE-Xで検討したRCS試験装置では1Nスラスタでは200Hz、10Nスラスタで60Hzである。以上のことから、各コンポーネント中でレーザー光分配器がRCSの制御周期の最低値を与え、制御周期50Hz程度は可能である。

1.2 制御方法

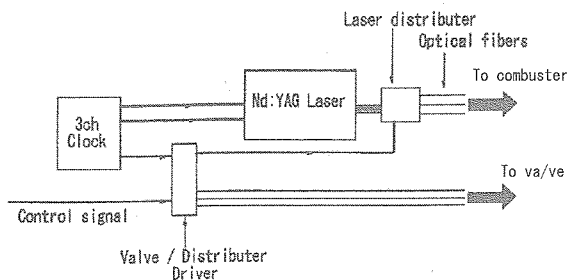


図1 同期回路の概念図

複数の燃焼器を一台のレーザーによって点火するRCSシステムに関して、以下のような同期回路が考えられる。図1に概念図を示す。ナノ秒レベルの精度を持つパルス信号を、3ch出力できるクロック回路から出力する。3chのうち2chはレーザーのフラッシュランプもしくは励起用半導体レーザーおよびQスイッチの制御に用いる。フラッシュランプもしくは励起用半導体レーザーとQスイッチとの厳密な同期が必要でない場合は、レーザーの制御には外部クロックが1chあればよいので、クロック回路の出力は2chで良い。高精度2chクロック回路としては、本実験に遅延回路として用いたDelay pulse generator (Stanford Research Inc.製DG535)等が

例として挙げられる。残りの1chはバルブおよびレーザー光分配器のタイミングをとるために用いる。クロックおよび外部の制御信号に応じて、バルブおよび分配器の制御を行う。

作動シーケンスに関して、分配器の作動が完了し、且つ、着火弁が十分に開き、燃焼室の圧力が十分に高くなった時点でのレーザー導入が必要であり、レーザー、分配器、着火弁の各々の立ち上がり時間を考慮したタイミング設定が必要である。

2. 20N級スラスタへの適用

レーザー着火技術の実用化の課題を検討するために、20N級スラスタを用いた試験を行った。従来、姿勢制御用スラスタにはニオブ系の合金が用いられているが、耐酸化コーティングが必要なこと、使用温度の制約等がある。そこで本研究では、供試20N級スラスタ材として、軽量且つ耐熱性、耐酸化性、高温比強度に優れた窒化珪素 (Si_3N_4) を選定した。実機形状を模した高膨張燃焼器を試作し、供試スラスタの耐衝撃性、耐熱性についても検討を行った。

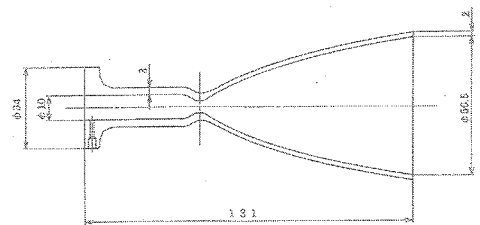


図2 20N級高膨張スラスタ形状

図2に試験に供した20N級高膨張スラスタ形状を示す。スラスタはスロート径4.2mm、燃焼室平行部肉厚3mm、ノズル部肉厚3mm、全体の長さ131mmで、開口比（ノズル出口面積／スロート面積）178の高膨張ノズルを有する一体成型燃焼器である。噴射器との結合は、本文図17に示したように噴射器と燃焼器との間にターゲット材を装着したスパーサーを介して金属の抑え板で固定するようにした。また、ターゲット材は交換可能な構造とした。

評価試験として、繰り返しパルスモード作動および5秒の連続燃焼試験を行った。実用レベルでの燃焼圧の目標は1.0MPaであるが、推進剤供給装置の制約から本試験では、初期燃焼圧 $P_c=0.15\text{MPa}$ 、レーザーエネルギー $300\mu\text{J}$ 、混合比5とした。

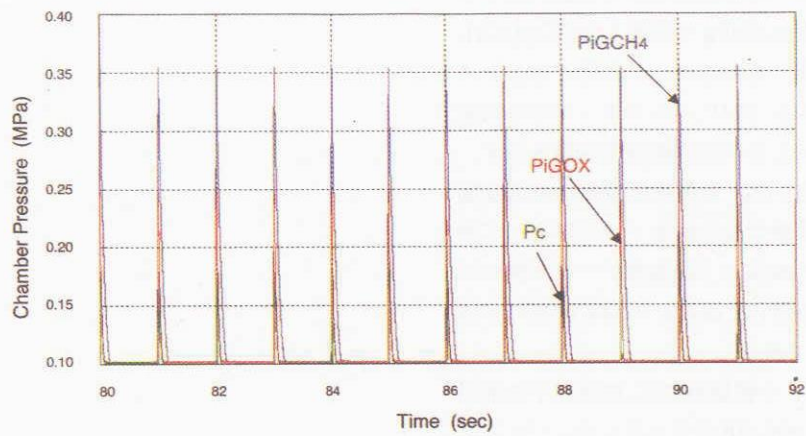


図3 20Nスラスト パルス作動燃焼圧力履歴

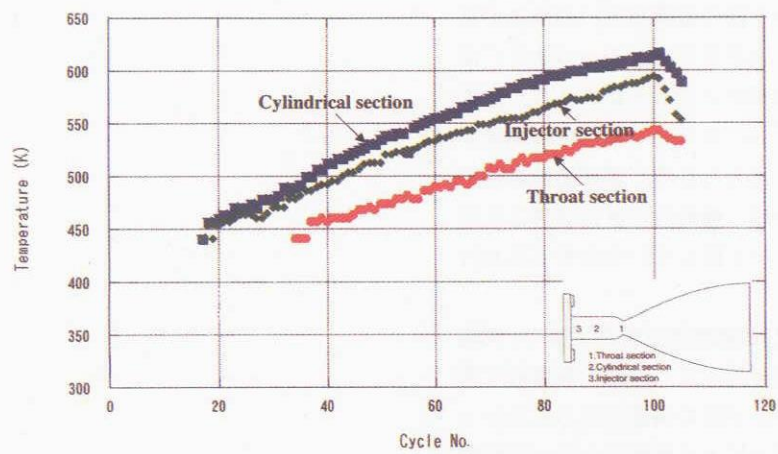


図4 燃焼室壁温度履歴 (パルス作動)

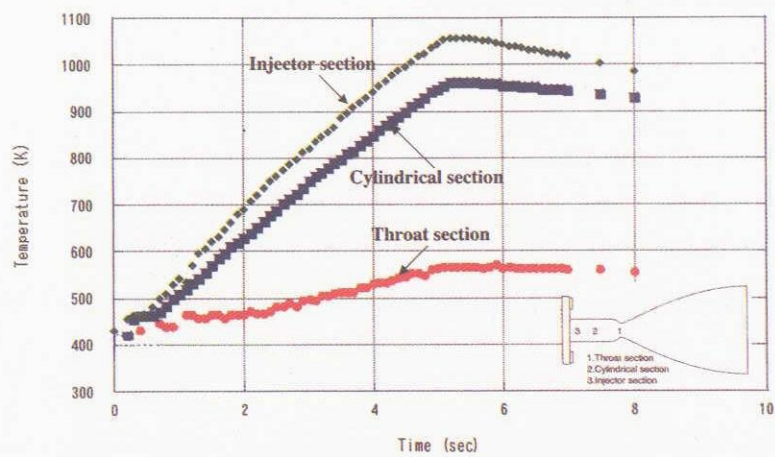


図5 燃焼室壁温度履歴(連続燃焼)

図3にGO₂/GCH₄推進剤を用いた100サイクルパルス作動(30ms ON, 970ms OFF)時の燃焼室圧力履歴の例を示す。着火時のピークは約0.2MPaで前述したGO₂/GCH₄推進剤の着火試験と同様、着火時ピークも低く着火タイミングも良好な結果である。図4にパルスモード作動試験、図5に5秒連続燃焼試験による供試体壁温度履歴を示す。温度は放射温度計で測定した。放射率は温度、表面状態により変化するが、本試験では放射率 $\varepsilon = 0.85$ として測定した。図4および図5で450K以下の温度データが無いのは、高温になることを予想して温度計の測定範囲の下限を450Kと設定したためである。

パルスモード100サイクル燃焼後では、燃焼室中央部付近で壁温が最高となり、約613Kまで上昇した。パルスごとの燃焼OFF時には若干温度が低下しているように見える。又、5秒連続燃焼試験では最高温度部は噴射器近傍となり、約1054Kに達した。いずれの場合未だ上昇傾向にあることが分かる。スロート部の温度が低いのはこの試験結果について、以下のことが考えられる。つまり、高膨張燃焼器の燃焼試験を大気圧下で行ったことで、燃焼が燃焼室平行部前方で終了し、スロート部に直接燃焼ガスが当たっていないためと考えられる。連続燃焼試験で噴射器近傍の温度が高いのは、噴射器が窒化珪素より熱伝導率の良い金属スペーサーと接しているためと思われる。

1,000回パルス作動および連続燃焼試験終了後に、燃焼器の内壁および外壁の観察を行った。内壁の高温部に若干の変色が見られたがクラック等の損傷は見られなかった。本試験により、レーザーによる連続着火には問題無いことが確認された。しかし、スラスタの評価については試験条件が実機相当でないことと、真空中での燃焼試験でないことから、今後燃焼圧を上げた高空燃焼試験を実施する必要がある。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-018

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

