

CAMUI 型ハイブリッドロケットにおける異常燃焼の克服

永田 晴紀^{1,*†}, 伊藤 光紀², 金子 雄大², 柿倉 彰仁², 森 一大², 植松 努³, 戸谷 剛¹

¹北海道大学大学院工学研究院機械宇宙工学部門,
〒060-8628 北海道札幌市北区北13条西8丁目

²北海道大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻,
〒060-8628 北海道札幌市北区北13条西8丁目

³株式会社植松電機,
〒079-1101 北海道赤平市共和町 230-50

概要

著者らが開発している CAMUI 型ハイブリッドロケットの大型化開発において、異常燃焼という問題が頻発した。原因究明のための実験を繰り返し、最終的には、点火時の燃料の温度が異常燃焼の有無に影響しているという結論が得られたが、その過程において、液体酸素タンクへの液体酸素の充填量を管理することにより異常燃焼を避けることが可能であるという誤った結論が得られた。この誤った結論は、不幸な偶然によるものではあるが、十分な実験回数を蓄積すれば避けることができた。十分な回数を確保し、網羅的に実験を実施するためには、実験規模の縮小と実験手順の簡素化が有効である。いかに小規模かつ簡素な実験系で不具合を高精度で再現できるかが、不具合要因解明のための重要な第一歩であるといえる。

Mastery of Anomalous Combustion in CAMUI-type Hybrid Rocket

Harunori NAGATA^{1,*†}, Mitsunori ITO², Yudai KANEKO², Akihito KAKIKURA², Kazuhiro MORI²,
Tsutomu UEMATSU³, Tsuyoshi TOTANI²

¹ Faculty of Engineering, Hokkaido University,
Kita 13 Nishi 8, Kita-ku, Sapporo 060-8628, Hokkaido, Japan

² Graduate School of Engineering, Hokkaido University,
Kita 13 Nishi 8, Kita-ku, Sapporo 060-8628, Hokkaido, Japan

³ Uematsu Electric Co., Ltd.,
230-50, Kyowa-cho, Akabira 079-1101, Hokkaido, Japan

SUMMARY

During large scale CAMUI-type motor development, the authors frequently encountered anomalous combustion. Repeated static firing tests finally revealed that the cause of the anomalous combustion is the low initial fuel temperature. However, a false conclusion that the anomalous combustion is avoidable by controlling the volume

* Corresponding author. Professor, Member UNISEC.

† E-mail: nagata@eng.hokudai.ac.jp

Received and presented December 10th, 2011 in 1st UNISEC Space Takumi Conference, Kitakyushu, Japan.

Revised March 15th, 2012. Accepted March 22nd, 2012.

fraction of liquid oxygen in a liquid oxygen tank was obtained during the investigation into the cause of the anomalous combustion. Although mere misadventures derived this false conclusion, the cause of this false conclusion is the insufficient number of static firing tests. To secure sufficient number of tests, downsizing and simplification of experiment is effective. In other words, obtaining reproducible anomaly by downsized and simple system is a key step to investigate into cause of anomalies.

KEY WORDS: Hybrid rocket, Anomalous combustion, Troubleshooting

1. はじめに

ロケットを使用した飛行環境実験の小規模化や、超小型衛星を地球周回軌道に投入するための小型打上げシステムの開発等を目的として、著者らは無火薬式小型ロケットである CAMUI 型ハイブリッドロケットを開発している。ハイブリッドロケットとは、推進剤に固体と液体の組合せを用いるロケットのことで、プラスチック等の固体燃料に液体酸素等の液体酸化剤を組み合わせるのが一般的である。概念を図 1 に示す。固体燃料には酸化剤および燃焼ガスを流すためのポートが設けられ、ポート内面が燃焼面となる。火薬類を使用しないために製造・運用コストを大幅に削減することが可能な上、液体燃料を使用しないため危険物すら取り扱わずに済む。ロケットの打上げを小規模化するとき、機体関連費用は機体の規模に応じて削減し易いものに対して、射場関連費用は機体規模にほとんど依存しないため、費用全体に占める射場関連費用の割合が増大する。特別な射場が必要な主な理由は、火薬類や危険物を大量に消費するロケットの打上げには安全管理設備が必要となることである。ハイブリッドロケットであれば安全管理体制を大幅に簡素化することが可能であり、射場関連費用の削減に有効であると著者らは期待している。

ハイブリッドロケットのアイデアそのものは古く、1930 年代まで遡ることができる[1]が、固体燃料の燃焼が遅いという欠点を克服することができず、未だに小型打上げロケットへの実用化例は無い。地球の重力によって毎秒 9.8 m/s の速度を奪われる打上げ用途では、燃焼が遅いというのは致命的なのである。この課題を解決するため、著者らは 1998 年に CAMUI 方式（後述）を考案し[2]、2002 年 3 月には推力 500 N 級モータによる打上げ実証試験を実施した[3]。これらの成果を受け、推力 4000 N 級大型モータの開発に移行したところ、異常燃焼の頻発という問題が浮上した。2006 年 3 月に予定した打上げ実証試験を延期、2006 年 7 月に再度設定された打上げ予定日も無期延期になる等、開発は困難を極めた。本論文では、CAMUI 型ロケット開発の過程で異常燃焼という課題が発生し、原因究明が行われ、一旦は誤った結論に至った後、最終的に大幅な設計変更により課題が克服される過程を詳細に辿ることで、その個別的事例からより汎用的に適用可能な教訓を抽出することを目的とする。

2. CAMUI 型ハイブリッドロケット

CAMUI 型ハイブリッドロケットでは、固体燃料に高密度ポリエチレン、酸化剤に液体酸素を使用する。固体燃料の燃焼を早くするため、固体燃料を複数の円柱ブロックに分け、各円柱ブロックの前端面が同時並行的に燃焼する方式を考案した。縦列多段衝突噴流方式を英訳し、Cascaded Multistage Impinging-jet の頭文字を取って CAMUI（カムイ）型ロケットと名付けた。CAMUI 型ロケット燃焼室の概念を図 2 に示す。燃焼室に噴射された液体酸素は初段燃料ブロックの前端面に衝突し、生成した燃焼ガスは初段ブロックの 2 つのポートを通して下流に流れ、2 段目ブロックの前端面に衝突する。淀み点近傍の高い熱伝達率により、ハイブリッドロケットを小型・高推力化することが可能となった。図 2 では燃料ブロックが 3 段になっているが、著者らが打上げ実験に運用しているモータでは 6~10 段程度としている。

ハイブリッドロケットを小型ロケットに適用するためには、燃料の燃焼速度を上げて推力を増強することと合わせて、液体酸化剤供給系を小型機体に組み込むことが必要である。著者らは、爆発の危険性および毒性が無く、高い比推

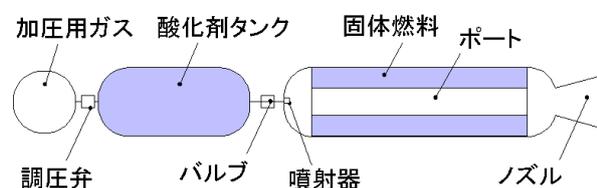


図 1 ハイブリッドロケットの概念図

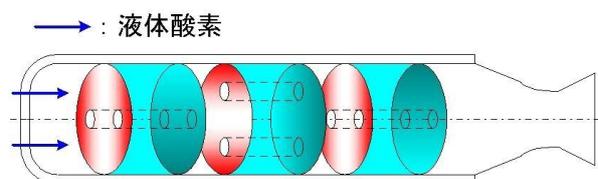


図 2 CAMUI 型ハイブリッドロケットの概念図

力 (=単位推進剤重量あたりに獲得できる運動量) が期待できないという理由から液体酸素を酸化剤として選定したが、極低温液体である液体酸素の供給システムを小型機体に組み込むのは容易ではない。また、CAMUI 方式では従来型と異なり燃焼室壁面が火炎に晒されるため、燃焼室壁面を熱防御する必要がある。極低温液体による再生冷却方式を備えた供給システムを、小型ロケットに組み込むことができれば、これらの課題は解決する。具体的には、図 3 に示すような方式を考案した。液体酸素タンクは、燃焼室の周囲に円環状に配置されている。液体酸素タンク内側壁面と燃焼室壁面との間が液体酸素流路となっている。液体酸素はタンク底部のオリフィスを通してこの流路に流れ込み、燃焼室壁面を冷却しながら上方に流れ、噴射器から燃焼室へと噴射される。液体酸素タンクから燃焼室に至る流路にはバルブは存在せず、再生冷却流路も極めて簡素化されている。液体酸素の液面は噴射器よりも下方に位置するため、液体酸素タンクを加圧しない限り液体酸素が燃焼室に供給されることは無い。常温気体である加圧ガスにより液体酸素の流れを制御するのであれば、小さい既製品のバルブを使用することができる。加圧用のヘリウムタンクは三方弁を介して液体酸素タンクと繋がっており、供給開始前はガス化した酸素を燃焼室に排気することにより液体酸素タンクの圧力が上昇するのを防いでいる。バルブは高圧ヘリウムガスによる加圧供給を制御する三方弁のみである。本方式により 2002 年 3 月に打上げられた機体

は、外径 89 mm、全長 1600 mm、全備重量 10.5 kg であった。液体酸素による再生冷却方式を採用して打上げられたロケットとしては、著者らが知る限りでは世界最小の機体である。使用されたモータは、燃料外径 (= 燃焼室内径) が 50 mm、推力が約 500 N であった。

燃焼開始の手順は以下ようになる。ガス化した酸素は燃焼室に排気されており、燃焼室はガス酸素で満たされている。このため、初段ブロックの前端面に取り付けられているニクロム線を通電加熱することにより、容易に点火することができる。このとき、酸化剤 (酸素ガス) は自然蒸発により供給されているだけなので、推力はほとんど発生しない。点火を確認した後、三方弁を切り替え、ガス化酸素を燃焼室に排気するラインを閉じると同時に高圧ヘリウムタンクから液体酸素タンクに通じるラインを開くと、液体酸素の供給が開始される。実機の場合はこれが打上げの瞬間となるので、この三方バルブのことを著者らは打上げバルブと呼んでいる。バルブ切り替えにより推力は速やかに立ち上がり、定常燃焼に移行する。

3. 技術実証モデル (EM) モータの開発

モータの形状を相似形、燃焼室圧力を一定とした場合、推力はスケールの二乗に比例する。500 N 級モータの燃焼室内径は 50 mm であったが、これを 140 mm まで拡大した定格推力 4000 N 級モータの開発が 2005 年度から始まった。高度 60 km の成層圏上層への到達を可能とするモータの技術実証を目的

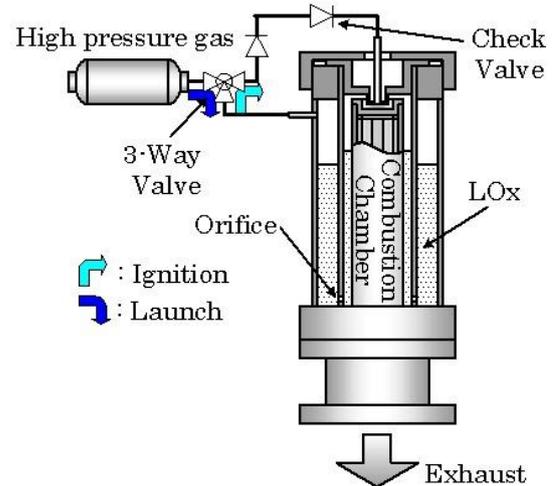


図3 バルプレス液体酸素供給システム

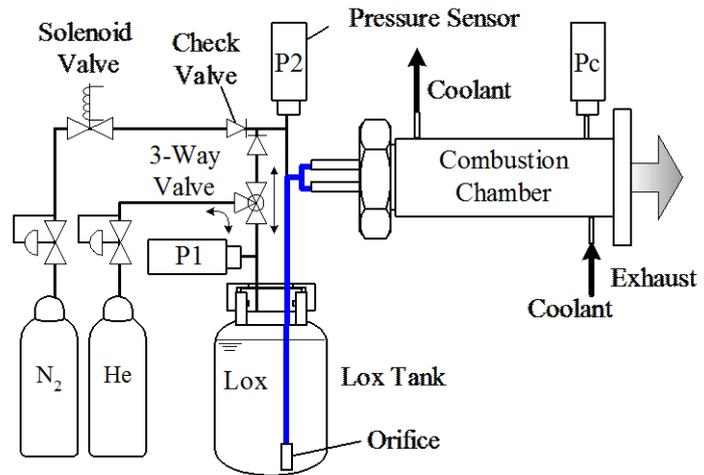


図4 EMモータ燃焼試験装置の概要

として、2006年3月に到達高度10kmの打上げ実証実験を実施する計画であった。フライトモデルモータ（FM）の開発に先立って、技術実証モデルモータ（EM）による地上燃焼実験を蓄積した。実験装置の概要を図4に示す。燃焼開始前は三方弁の上下を繋ぐラインが開いており、液体酸素加圧用のヘリウムガスは液体酸素タンク内には供給されないようになっている。液体酸素タンク内で気化した酸素はタンク上部の配管から三方弁を下から上へ通り、逆止弁（Check valve）と通過して燃焼室に供給され、ノズルから大気開放される。これにより、自己加圧による液体酸素供給が防がれると共に、点火を円滑に行うことができる。直流電源から点火ラインを通じてニクロム線に電流を流すことで点火を行う。点火によりノズルから噴出する燃焼ガスを目視で確認した後、三方弁を左から下へのラインに切り替え、ヘリウムガスによって液体酸素を加圧する。液体酸素は取り出し口に取り付けられた流量測定用のオリフィスを通り、燃焼室に供給される。燃焼終了時には三方弁を元に戻し、ヘリウムガスによる加圧を停止する。同時に液体酸素タンクは大気開放され、窒素ガスによる掃気が行われる。動ひずみ式圧力センサーを用いて、液体酸素流量測定用オリフィスの上流、下流および燃焼室の各圧力を測定する。また、ビデオカメラを用いて燃焼の様子を観察する。

エンジニアリングモデル（EM）エンジンの構造を図5に示す。エンジン部はイグナイター、噴射器、燃焼室、およびノズルで構成される。フライトモデルは液体酸素による再生冷却方式であるのに対して、エンジニアリングモデルは水冷式である。従って、液体酸素温度までの予冷は、配管も含めて、行わない。配管からの加熱による液体酸素の気化を防止するため、液体酸素タンクから噴射器に至る配管は可能な限り短いものとしている。燃焼実験では本エンジンを横置きにして使用する。燃焼実験は2005年9月から11月にかけて10回実施され、全て成功裏に終了した。

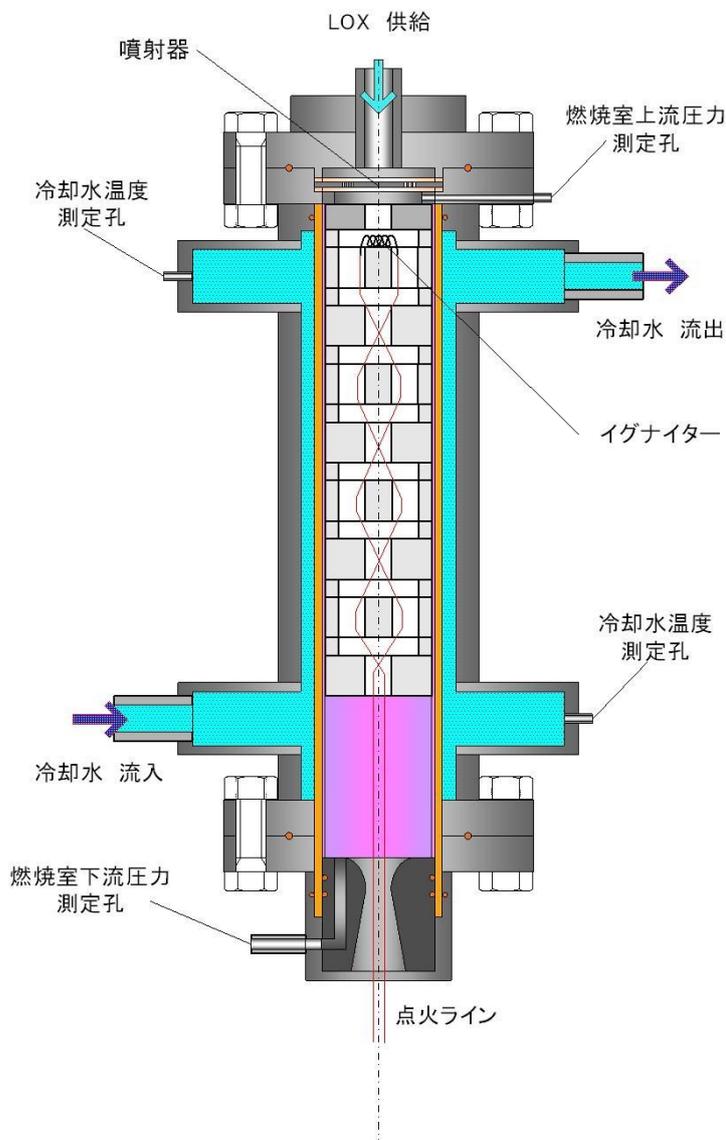


図5 4000 N 級 EM モータの詳細

4. フライトモデル（FM）モータにおける異常燃焼の発生

4.1 モータの大型化による異常燃焼の顕在化

EM モータによる燃焼実験のシリーズが、不具合が発生しないまま順調に終了したことを受けて、性能確認用のプロトフライトモデル（PFM）モータおよび実際に打上げ実験に使用するフライトモデル（FM）モータの製作に移行した。（P）FM エンジンの構造を図6に示す。基本的な構造は、従来の500

N 級エンジンから変えていない。PFM と FM は、構造は同一であるが、PFM ではステンレスが使用されているのに対して、FM では重量削減のためにアルミニウムが使用されている。打上げ実証試験の実施予定日は 2006 年 3 月 18 日であった。

CAMUI 型ロケットの推力が立ち上がるのは、打上げバルブを切り替えて液体酸素の供給を始めた直後である。速やかに定格推力まで立ち上がるのが通例であるが、バルブ切り替え直後に、燃焼室圧力が定格値の倍以上までオーバーシュートする例が、500 N 級 FM モータでは確率的に見られた。以後、この現象を異常燃焼と呼ぶ。従来の小型モータでは、燃焼室の設計強度を高めることにより異常燃焼をある程度許容することが可能であったが、モータを大型化するとこの問題が顕在化した。EM モータでは異常燃焼の発生が皆無であったが、2006 年 2 月、液体酸素により冷却を行う (P) FM モータでの燃焼実験に移行すると、異常燃焼が頻発するようになった。

推力 4000 N 級モータにおいて異常燃焼が発生すると、液体酸素供給開始の直後に燃焼室および噴射器上流の圧力が急上昇し、エンジンが破裂する。異常燃焼により破損したモータの外観を図 7 および図 8 に示す。この時の圧力履歴を図 9 に示す。最大圧力は圧力センサの定格である 10 MPa を突破している。圧力上昇時の履歴の詳細を図 10 に示す。燃焼室圧力が最初の上昇していることから、燃焼室内での異常な圧力上昇が上流に波及していることが判る。

4.2 原因究明

PFM および FM で頻発した異常燃焼は、EM エンジンでは見られなかったものである。液体酸素供給開始時に異常燃焼が発生することから、液体酸素流量が定常値に達するまでの流量履歴に原因があると類推された。供給開始時の流量履歴に影響を与え得る、EM モータとの設計上の差異として、以下が考えられた。

- (1) 液体酸素流路の形状が異なる。EM では 1 インチ配管が噴射器に直結しているが、PFM および FM では噴射器上流に空間が有り、ここでの複雑な流れが LOX 供給開始時の履歴に影響している。
- (2) 噴射器の固定方法が異なる。EM ではエンジン構造体に固定されているが、PFM および FM では燃焼室銅管に固定されている。これは、PFM および FM では LOX 充填時にエンジンを予冷する必要があり、燃焼室銅管の熱収縮に噴射器が追随する必要があるのである。
- (3) EM ではノズルと燃焼室銅管が固定されていない



図 7 異常燃焼後の噴射器周辺の外観

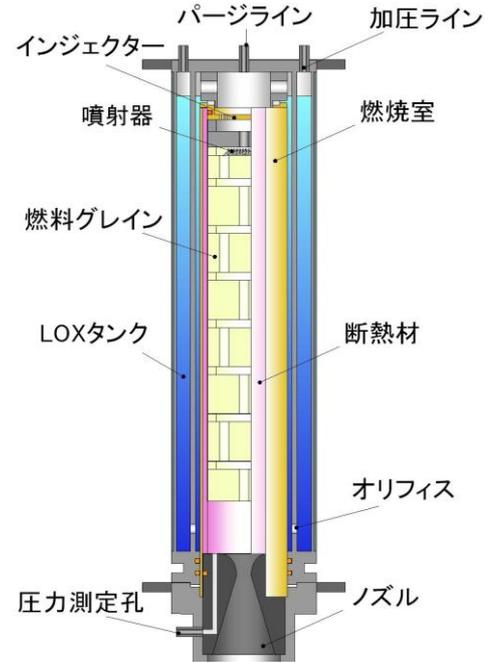


図 6 (P)FM エンジンの構造



図 8 異常燃焼後のモータの外観

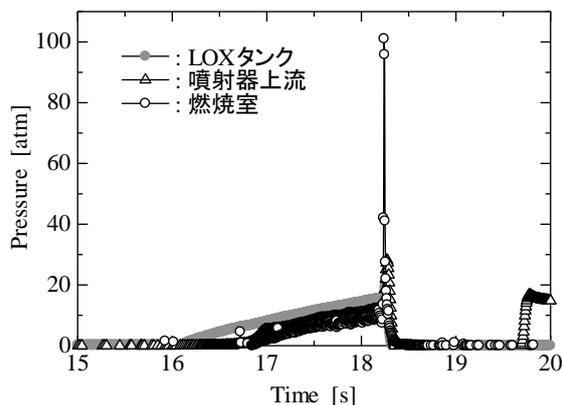


図9 異常燃焼発生時の圧力履歴の一例

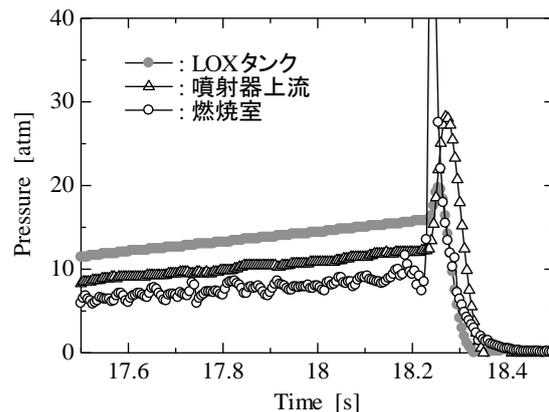


図10 異常燃焼発生時の圧力履歴の詳細

のに対して、PFM および FM では燃焼室銅管とノズルが噛み合っただけで一体化している。ノズル-燃焼室銅管-噴射器が全て一体化しているため、ノズルに印加された推力により噴射器が軸方向に移動し、液体酸素供給履歴に影響を与える。

上記の見解を元に、異常燃焼を防止するための対策を実施した。まず、図11に示すように、噴射器上流に円柱形ブロックを追加し、空間を埋めた。結果、PFM モータにより安定な燃焼が得られたため、FM モータの製作に移行した。続いて実施したFM モータによる燃焼実験では、再度、異常燃焼が発生した。次に、図12に示すように、噴射器を燃焼室銅管に固定する方式を改め、バルクヘッドに固定することとした。供給開始時に噴射器蒸留の容積が変動するのを防ぐことを狙ったものである。結果は、燃焼後に一部に溶接破断が認められたものの、安定した燃焼が得られた。

燃焼実験の結果を表1にまとめる。異常燃焼が発生した回を網掛けで表示している。1回目は液体酸素の充填で不具合が発生しており、推力がほとんど発生していない。2回目では異常燃焼によりノズルケースを固定するボルトが破断した。これは鋼材の低温脆性に依るものであると判断し、SUS製のボルトに変更して3回目の実験に臨んだが、再度の異常燃焼によりモータは飛散した。噴射器上流に円柱ブロックを追加したのは4回目の燃焼実験である。6回目の燃焼実験を終了した時点で、異常燃焼が発生しなかった2回の燃焼実験（4回目および6回目）で、液体酸素タンクが満充填となっていなかったことに注目が集まった。充填後の液体酸素タンクに残された気相容積が大きくなると、加圧ガスであるヘリウムの流入による液体酸素タンク圧力の上昇が緩和される。異常燃焼の有無に影響を与えているのは液体酸素流量が定常値に達するまでの流量履歴ではないか、と考えていたこともあり、液体酸素タンクへの充填量を調整することにより異常燃焼を避けることができるのではないかと仮説には説得力があった。これを検証するため、液体酸素充填量のみを変え、他の条件を同一とする燃焼実験を実施したのが7回目および8回目である。結果は予想通りであり、8割の充填に留めた7回目では異常燃焼は観測されず、満充填とした8回目では異常燃焼によりモータが飛散した。この結果から、液体酸素の充填量を管理することにより起動時の液体酸素流量履歴を調整することが、異常燃焼の回避

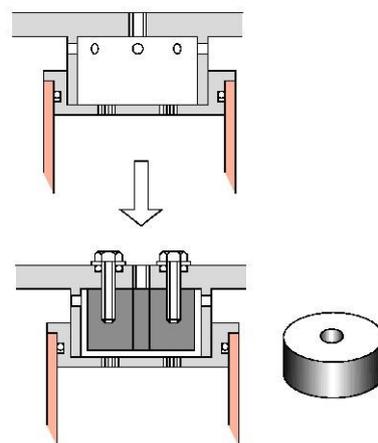


図11 円柱ブロック追加

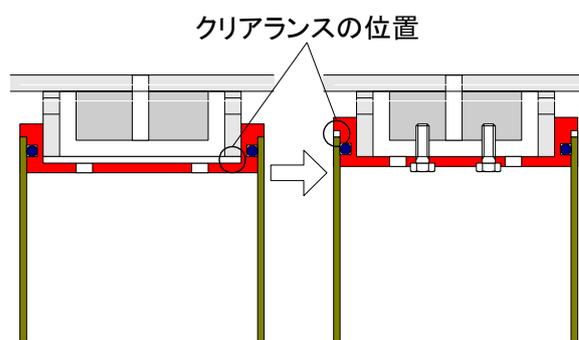


図12 噴射器固定方法の変更

表1 PFM (1 から 4) および FM (5 以降) エンジン燃焼実験結果のまとめ (その1)
網掛けした回で異常燃焼が発生

回	日付	不具合対策	液体酸素 充填量	結果
1	2/4	—	充填失敗	液体酸素充填失敗
	2/8	・ 噴射器をアルミテープで塞ぐ	満充填	充填試験成功
2	2/14	・ 噴射器をアルミテープで塞ぐ	満充填	ボルト破断
3	2/23	・ ボルトを SUS に変更	満充填	破裂・飛散
4	2/28	・ 噴射器上流に円柱形ブロックを追加	2/3	安定燃焼
5	3/6	・ アルミ製フライトモデルを製作	満充填	破裂・内管のみ飛散
6	3/11	・ 噴射器の固定方法を変更 ・ ノズル周りのシール方法を変更	不明 (満充填 ではない)	内管下部の溶接破断 燃焼は安定
7	3/18	・ 噴射器シール部の遊び許容量を増大	4/5	安定燃焼
8	3/19	・ 上記と同じ	満充填	上部溶接部破断

に有効である可能性が高いという結論を得て本シリーズの燃焼実験を終了し、小型スケールモータを用いて液位と燃焼安定性の相関を確認することとした。

本シリーズでは、8回の燃焼実験により、モータが破裂して飛散にまで至ったものが2回、破断による燃焼停止が2回、液体酸素供給失敗が1回、燃焼継続が3回、うち一部溶接破断が1回、立ち上がり時に小さな圧力上昇が発生し、内管下部の溶接が破断したものの、その後は安定な燃焼が得られたものが1回、安定燃焼が1回であった。43日間に6機のフライトモータを製作し、8回の実験を実施し、5機を異常燃焼により失った。3月11日の実験失敗により、3月18日に予定していた打上げ実験の延期を決めた。1/2スケール、推力900N級小型モータによる確認実験は2006年6月に3回実施された。液体酸素充填量を管理することによる異常燃焼の回避に成功し、大型化開発を再開することとした。

表2 地上燃焼実験の経緯 (その2)

回	日付	結果
1	6/19	安定燃焼。7/30 (土) の打上げ試験実施を決定。
2	6/26	安定燃焼。
3	6/26	異常燃焼が発生。
4	7/4	異常燃焼。噴射器外周部に漏れを確認。
5	7/17	改善後の噴射器でも異常燃焼が発生。
6	7/22	点火時のガス酸素流量を絞る。異常燃焼。打上げ実験の無期延期を決定。

4.3 異常燃焼の再発

フルスケールFM燃焼実験は2006年6月19日に再開された。予想通りに安定した燃焼が得られ、この結果を受けて同年7月30日の打上げ実証試験を決定した。翌週の実験でも安定燃焼が得られたが、同日に行われた3回目の実験で異常燃焼が再発した。予想外の事態であった。本シリーズの経過を表2にまとめる。液体酸素タンクへの充填量は全てタンク容量の8割であり、LOX充填量の管理には成功している。

4回目の燃焼実験で、噴射器外周における液体酸素のシールに不具合が認められた。これを改善した5回目でも異常燃焼が発生した。次に原因として疑われたのは、点火時に燃焼室に供給されているガス酸素の流量であった。ガス酸素の流量は液体酸素のガス化速度により決まる。EMモータに比べて断熱が難しいFMモータでは、ガス酸素の流量がEMモータよりも大きくなる。流量をEMモータに合わせるため、ガス化した酸素の一部を大気に開放する配管を追加したのが6回目の燃焼実験である。再度、異常燃焼が発生したのを受けて、打上げ実証実験の無期限延期を決めた。

5. 異常燃焼の克服

再度の打上げ実験見送りを受け、1/2スケールモータによる原因究明を徹底することとした。水冷式EMモータでは異常燃焼が全く発生しないことから、異常燃焼はCAMUI方式特有の現象ではない。EM

モータと FM モータの差異のいずれかが発生原因であることは明らかであるが、噴射器およびノズルのシールや固定方法にはこれ以上改善の余地が無いと思われた。EM に比べて断熱が難しい FM では LOX の気化量が多く、LOX 供給開始時の火炎の勢いが強いが、この点を改善した第 6 回燃焼試験でも異常燃焼が発生した。点火時の固体燃料の温度が最後の可能性として残された。液体酸素を充填するためには容器を極低温まで冷却する必要があるが、FM モータの場合、燃焼室に充填されている燃料も含めて極低温まで冷却される。EM モータでは液体酸素タンクが燃焼室から分離されているため、燃料は室温のままである。極低温に冷却したプラスチックに点火してから液体酸素を供給すると異常燃焼が起こるのではないか。これを確認する実験を 2006 年 9 月に実施した。燃焼室内壁と固体燃料の間にアブレータを挿入し、燃焼室を冷却しない条件で燃焼実験を実施した。実験の結果、19 回の燃焼実験で異常燃焼が全く観察されず、液体酸素供給開始時の固体燃料の温度が異常燃焼の発生原因である可能性が高いという結論を得た。

異常燃焼のメカニズムについてはまだ解明されておらず、引き続き研究テーマとなっている。現時点で有力視されているのは、燃料の温度により液体酸素の気化速度が変化する可能性である。急激な熱発生が起こるためには、未燃混合気が滞留していることが必要であり、そのためには一時的／局所的にでも消炎が起きなければならない。実験の結果、ポリエチレンと液体酸素の組合せではライデンフロスト温度が 240 K 前後、熱流束が最大（限界熱流束）となる表面温度が 190 K 前後であることが確認されている。燃料が予冷されることにより燃料から液体酸素への熱流束が増大し、液体酸素の急激な気化により局所的に吹き消えが起きている可能性がある。

液体酸素充填時の燃料の冷却を避けるため、二重円筒式液体酸素タンクを改めることにした。一方で、バルブレス供給方式は維持したい。検討の結果、図 13 に示すような供給系を考案した。液体酸素タンクの内部には、上面から下方に伸びる内管と、下面から上方に伸びる流出管が取り付けられている。タンクから燃焼室に至る流路にはバルブが存在しないが、流出管の上端が液面よりも上にあるため、加圧しない限り液体酸素は燃焼室に流出しない。三方弁により液体酸素供給の ON/OFF を行うのは従来の通りである。液体酸素による再生冷却は困難になったが、当面は燃焼室内壁にアブレータを貼り付けることで熱防御を行うこととした。この方式に改めて以来、異常燃焼の発生は皆無となった。1/2 スケール FM モータにより 23 回の地上燃焼実験を蓄積し、2006 年 12 月 23 日には 900 N 級モータによる高度 1000 m の打上げ実証試験に成功した。異常燃焼対策の成功を受けてモータの大型化を再開し、推力 2500 N 級 FM モータを開発した。2007 年 5 月 30 日に最

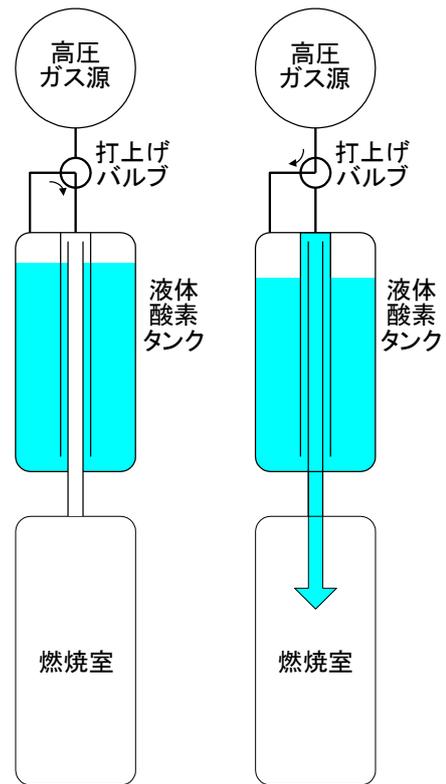


図 13 設計変更後の液体酸素供給系



図 14 2500 N 級打上げ実証試験の様子

初の地上燃焼実験に成功し、7月27日までに16回の燃焼実験を蓄積した。8月4日には全長4.8 m、全備重量50 kgの機体を北海道大樹町の海岸から海に向かって打上げ、高度3.5 km、ダウンレンジ5.5 kmへの到達を確認した。打上げの様子を図14に示す。

6. 考察

異常燃焼は、EMモータでは発生しない、FMモータ特有の現象であるということが、原因究明の基盤であった。液体酸素供給開始時に発生することから、液体酸素の流量が急上昇する際の履歴に原因が有る、という仮説の元で対策が講じられた。流量履歴に違いを与え得る、EMとFMの設計上の相違点に焦点が当てられた。「液体酸素タンクへの充填量を管理することにより、異常燃焼を避けることが可能である」という2006年6月時点での結論は、液体酸素タンクの気相体積が供給開始時の流量履歴に影響を及ぼすことから、説得力が有った。液体酸素の充填に失敗した1回を除く7回の燃焼実験のうち、異常燃焼によりモータが飛散した4回は全て満充填、異常燃焼が認められなかった3回が全て部分的な充填であったことも、この結論を補強しているように見えた。不幸な偶然により誤った結論に至り、2006年7月の打上げ実証実験実施の決定、その後の無期延期に繋がったと言えるが、この誤った結論は、十分な実験回数を蓄積すれば避けることができた。実験回数の蓄積を阻害したのは、実験の規模の大きさと、打上げ実験の日程が決まっているという時間的な問題である。特に後者については、次の対策で解決できるかもしれない、という意識に結び付き、抜本的かつ網羅的な原因究明実験を阻害した。

十分な回数を確保し、網羅的に実験を実施するためには、実験規模の縮小と手順の簡素化が有効である。いかに小規模かつ簡素な実験系で不具合を高精度で再現できるかが重要である。CAMUI型ロケットにおける異常燃焼の場合も、1/2スケールのモータで再現可能なものであった。更に、小型モータにおいては構造強度に余裕を持たせることにより異常燃焼を許容することが可能であるため、実験装置を失うこと無しに不具合を繰り返し観察することができたはずであった。実際には、1/2スケールモータでは液体酸素タンクと燃焼室を分離した構造により異常燃焼が発生しないことを確認する実験は数多く実施されたが、従来構造の1/2スケールモータによる燃焼実験は液体酸素充填量を管理して行われた3回だけで、この3回では異常燃焼が発生しなかった。結局、異常燃焼を繰り返し再現する実験は行われなかった。2006年2月から3月にかけて、それに続く6月から7月にかけての実験シリーズは、1/2スケールモータにより、数多く実施すべきものであったと考えられる。

異常燃焼の原因が、燃料の表面温度により液体酸素への熱伝達特性が変化することであるとすると、噴射器の噴霧特性を改善することにより異常燃焼を克服できる可能性がある。一方、再生冷却流路は予冷が必要であり、特に航空機からの空中発射に適用する際にはより簡易な運用が可能なアブレータ方式の魅力が増す。現時点では、アブレータ方式によるモータの大型化を先行させ、再生冷却方式への回帰については推力10 kN級までの大型化完了後に検討するという方針で開発を進めている。

7. 結論

CAMUI型モータにおいて発生した異常燃焼という問題を克服するため、異常燃焼が発生しない技術実証モータと、発生するフライトモデルモータの設計上の違いに着目しながら、原因究明のための実験を繰り返した。最終的には、点火時の燃料の温度が異常燃焼の有無に影響しているという結論が得られたが、その過程において、液体酸素タンクへの液体酸素の充填量を管理することにより異常燃焼を避けることが可能であるという誤った結論が得られ、2006年7月の打上げ実証実験実施の決定、その後の無期延期に繋がった。この誤った結論は、不幸な偶然によるものではあるが、十分な実験回数を蓄積すれば避けることができた。十分な回数を確保し、網羅的に実験を実施するためには、実験規模の縮小と実験手順の簡素化が有効である。いかに小規模かつ簡素な実験系で不具合を高精度で再現できるかが、不具合要因究明のための重要な第一歩であるといえる。

謝辞

本研究は、経済産業省、地域新生コンソーシアム研究開発事業「ハイブリッドロケットによる成層圏観測、微小重力環境提供事業の創出」の一部として実施されたことを記し、謝意を表す。

参考文献

- [1] Altman, D., *Hybrid rocket development history*, 27th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 91-2515, 1991.
- [2] H. Nagata, et al., *New Fuel Configurations for Advanced hybrid Rockets*, 49th International Astronautical Congress, IAF-98-S.3.09, 1998.
- [3] 渡辺ら, 「小型衛星のためのハイブリッドロケットの打ち上げ機の開発」, 日本マイクログラフィティ応用学会誌, Vol. 19, No. 2, pp. 112-116, 2002.