

## CAMUI 型ハイブリッドロケットによる小型ロケット実験市場の創出

北海道大学 永田晴紀

### 1. はじめに

地上から打上げられるロケットの主な用途は衛星を地球周回軌道に打上げることであるが、それ以外に、50~1000 km 程度の高度まで弾道飛行させ、高層気象観測や微小重力実験等の学術用途に用いることもよく行われる。このような用途に用いるロケットをサウンディングロケットという。近年、成層圏微量化学成分が化学-気候相互作用によりオゾン層の生成・消滅や地球温暖化等の気候変動の機構に強く影響していることが明らかになり、注目されている。例えば、地球温暖化が進行すると、成層圏オゾンの対流圏への降下量が増加し、温暖化が加速することが化学・気候モデル実験によって明らかになる[1]等、化学-気候相互作用は最近特に大きな関心が持たれている。成層圏大気成分を採取して地上の高性能な機器で分析し、微量化学成分の組成を明らかにする必要性が指摘されているが、高度 50~60 km の高層成層圏は航空機でも気球でも到達できないため、サウンディングロケットが唯一の観測手段となる。分単位の微小重力環境を得られる実験手段としてもサウンディングロケットは用いられる。これは、小型ロケットにより機体を高度 100 km 以上まで弾道飛行させることにより、微小重力環境を得るものである。

ロケット実験は、宇宙実験に比較すればより手軽な実験手段ではあるが、一般的な研究者が使用可能な研究予算に比較すると実験単価は遥かに高く、数千万円の桁となるのが一般的である上、実験機会も限られている。代表的なサウンディングロケットとして、1139機の打上げ実績をもつ MT-135 が挙げられる。これは到達高度 58 km の気象観測ロケットで、週一回のペースで気象庁により打上げられてきたが、高価格を理由に現在はラジオゾンデにより代替されている。しかし、ラジオゾンデの到達高度は 35 km 程度であり、高度 10~60 km の成層圏の下半分しか継続的な観測ができていない。また、MT-135 は無回収のシステムであり、高層成層圏大気成分のサンプリングは行われなかった。成層圏微量化学成分の重要性が注目され始めてから歴史が浅いこともあり、高度 50~60 km の大気成分がサンプリングされた例は世界的にも存在しない。一方、微小重力実験では、わが国においては平成 10 年 11 月に TR-1A の 7 号機が種子島から打上げられたのを最後に、小型ロケットによる微小重力実験は実施されていない。国内の微小重力研究者が分単位の微小重力環境を必要とする場合は、欧州の TEXUS (Technologische Experimente unter Schwerlosigkeit) や MASER (Materials Science Experiment Rocket) 等の海外の小型ロケットを利用しているのが現状である。

国内でロケット実験機会が提供されていない理由は需要の少なさにあり、少ない需要は

高い実験単価に起因する。数千万円の実験単価を調達できる研究者も、数千万円の実験単価に見合う研究テーマも、共に限られている。しかし、需要そのものは決して小さくはなく、ロケット実験の利用を希望する気象研究者や微小重力研究者は、地球温暖化、オゾン層の生成および破壊、燃焼、結晶成長、生命科学の分野等、広く存在する。これは、ロケット実験の単価を引き下げることにより顕在化する潜在需要である。

ロケット実験の単価が高い理由は、小型ロケットの単価が高いことである。現在、ロケット実験で使用されている小型ロケットはその全てが推進剤に火薬を使用する固体ロケットである。これは、構造が複雑で重いという液体ロケットの短所が、小型ロケットではより顕在化するためである。

ロケットは先端技術の塊であり、簡単に製造できるものではなく、従って高価格になるのは当然であるという認識が一般に定着しているが、これらは神話である。この神話の根強さを示すエピソードの一つとして、平成16年の9月末に著者らのグループが「ロケットを一般向けに販売する」と発表した[2-5]際の反響の大きさが挙げられる。実態は打上げサービスの販売であり、エンジンの主要部品（燃焼室、燃料、噴射器、および点火装置）は取り外されて購入者に手渡される（従って、購入者が自分で打上げることはできない）という内容であったが、「最先端技術が販売対象になった」という驚きと共に「ロケットが簡単に入手可能になったら大変だ」という警戒感が広がり、警戒感については副大臣会議にまで取り上げられた[6-7]。ロケットそのものは先端技術を必要としないし、固体ロケットを作ることは、著者らのロケットをエンジン抜きで購入してエンジン部分を自作することに比較すれば、遥かに容易かつ安価で済む。従って、この驚きと警戒感と共に、上記の根強い神話が生んだ誤解であると言える。

固体ロケットの構造は、基本的には筒に火薬を充填し、ノズルと尾翼を取り付けているだけなので、材料も製造工程も高額なものではなく、旋盤加工と溶接の技術があれば製造は可能である。それにもかかわらず機体単価が高額になる理由は、推進剤に火薬類を使用する際に法令を遵守するためのコストが高いからである。火薬類の製造、貯蔵、販売、運搬、および消費は、全て火薬類規正法に則って行われる。火薬類製造設備の認定を受けた施設で製造され、貯蔵設備の認定を受けた施設で貯蔵され、それらの業務には火薬類取扱保安責任者の資格を有した常勤者があたる。特別な製造設備、貯蔵設備、運搬費用、および管理体制に要するコストは、最終的には高価な機体価格となる。もし推進剤に火薬類を使用しない小型ロケットを開発できれば、ロケット実験の単価を飛躍的に削減し、ロケット実験の潜在需要を顕在化させることができる。このような観点から、著者らはハイブリッドロケットの研究開発を行っている。

ハイブリッドロケットとは、推進剤に液体と固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。

概念図を図 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。推進剤の価格で比較すると、火薬類である固体ロケット用推進剤の価格は 1 kg あたり 5 万円から 10 万円であるのに対し、液体酸素は 600 円前後、プラスチックは 100 円から 200 円である。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[8]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、未だに小型ロケット打上げへの適用例は無い。地球の重力によって毎秒 9.8 m/s の速度を奪われる打ち上げ用途では、燃焼が遅いというのは致命的なのである。近年話題になっている、米国の民間ロケット「スペースシップワン」もハイブリッドロケットを使用しているが、離陸と上昇をジェットエンジンで補助することにより、上記の欠点を補っている。

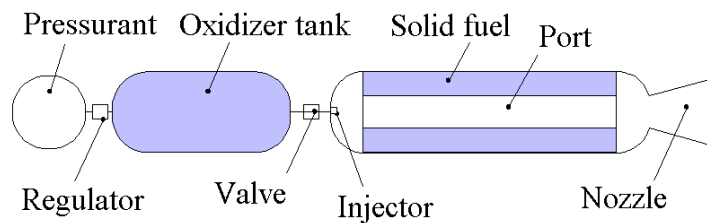


図 1 従来型ハイブリッドロケットの概念図

## 2. CAMUI 型ハイブリッドロケット

ハイブリッドロケットの推力を増強する方法として、これまで、反応性が高い固体推進剤(火薬類)を使用する方法[9,10]や、自着火性を有する推進剤の組合せを用いる方法[11]が提案され

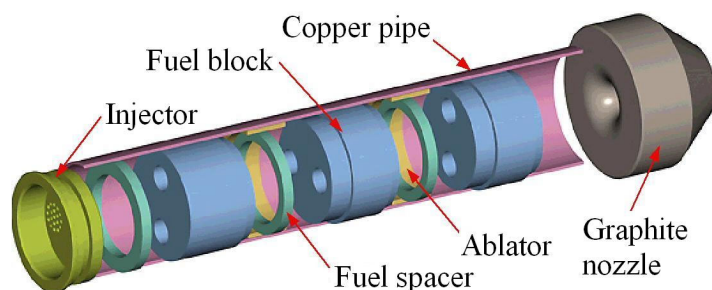


図 2 CAMUI 型燃料形状の概念図

てきた。しかし、これらの方法は火薬類を使用するため、小型ロケットの低価格化には繋がらない。固体燃料の断面形状を車輪型にして燃焼面の面積を増大させる方法[12]は多くの採用例が有るが、この方法では燃料の形状を保つための構造物が必要となり、特に小型ロケットにおいては構造重量の大幅な増大を招く。

著者らは、固体燃料の燃焼を早くするため、従来は中心にポートを設けた円柱状であった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平行的に燃焼する方式を考案した[13]。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) ロケットと名付けた。CAMUI 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化剤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。 衝突噴流により固体燃料への熱伝達が促進される効果を狙ったわけである。 各燃料ブロックのポート内壁、 前端面、 および後端面が燃焼面となるが、 衝突噴流の効果が得られる前端面の後退率が最も大きく、 ポート内壁に比較して 2 倍程度の後退率で燃え進むことがアクリルとガス酸素を用いた燃焼実験により明らかとなった[14]。 2000 年には液体酸素を用いて同様の燃焼実験を実施し、 ガス酸素を用いた場合と変わらない衝突噴流効果を得た[15]。 CAMUI 方式では、 燃料ブロックを薄く細分化することにより、 理論上はいくらでも推力密度（単位燃焼室容積辺りの推力）を上げることが可能であるが、 燃料の機械的強度および圧力損失から上限は存在する。 著者らの経験では、 少なくとも従来型の 3 倍程度の推力密度は容易に得ることが可能であり、 ハイブリッドロケットを固体ロケットレベルまで小型・高推力化することが可能となった。

### 3. 小型打上げ機体の開発

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、 推力密度を上げることと合わせて、 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。 爆発の危険性および毒性が無く、 高い比推力が期待できる液体酸素を酸化剤に選定したものの、 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。 極低温用バルブ一つとっても汎用バルブに比べ大型である。 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、 燃焼室壁面を冷却する必要がある。 つまり、 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必要があるということである。 バルブの小型化および再生冷却ラインの簡素化を検討した結果、 液体酸素流路にバルブを使用しないバルブレス方式[13]を考案した。 その概念を図 3 に示す。 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おり、 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

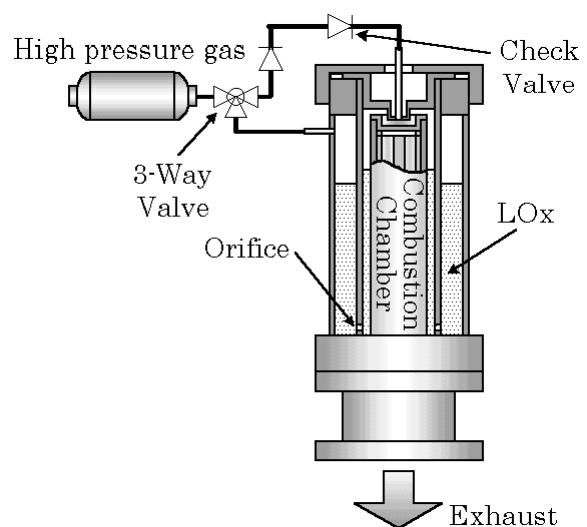
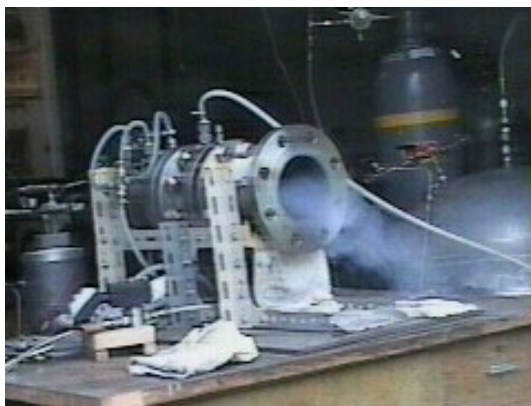


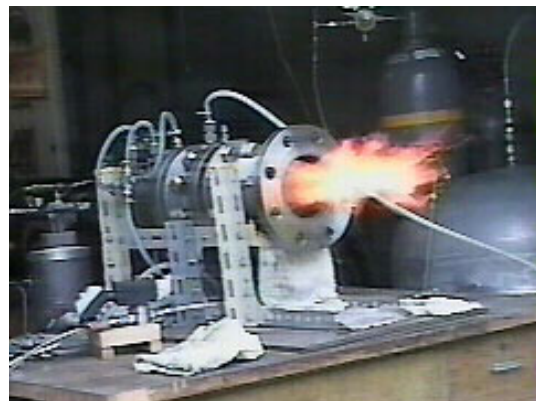
図 3 バルブレス供給方式の概念図

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。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。

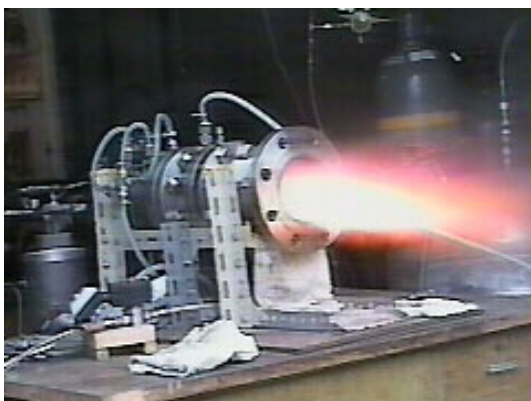
燃焼開始の手順を図4に示す。火炎がよく見えるように、横置き式実験装置での写真を使用している。この実験装置では再生冷却は行われていないが、バルブレス機構については同じである。燃料としてアクリルを使用している。ガス化した酸素は燃焼室に排気されており、燃焼室はガス酸素で満たされている(a)。このため、初段ブロックの前端面に取り付けられているニクロム線を通電加熱することにより、容易に点火することができる(b)。このとき、酸化剤(酸素ガス)は自然蒸発により供給されているだけなので、推力はほとんど発生しない。点火を確認した後、三方弁を切り替え、ガス化酸素を燃焼室に排気するラインを閉じると同時に高圧ヘリウム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(c)。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(d)。



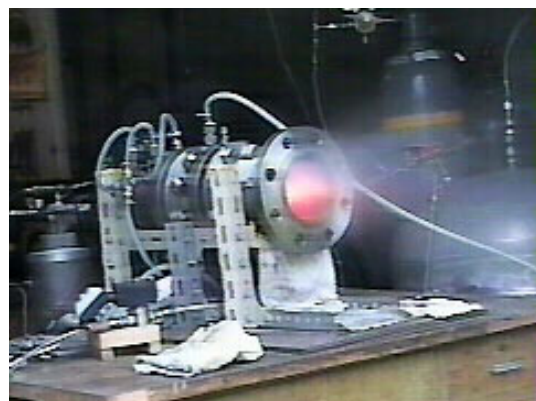
(a)



(b)



(c)



(d)

図4 CAMUI型ロケットモータの起動手順

打上げ実証試験用に開発したフライトモデルエンジンの概要を図5に示す。燃焼室は銅製、ノズルはグラファイト製で、それ以外の部分はジュラルミン製である。燃焼室の内径は50 mm、ノズルスロート径は12 mmである。外径50 mm、高さ35 mmのPMMA燃料ブロックが7個、燃焼室の軸方向に沿って配置され、その総重量は450 gである。各燃料ブロックには内径12 mmのポートが軸方向に2個ずつ開けられている。各ブロックの間には、スペーサとして、厚さ5 mmのPMMA円環を挿入する。液体酸素は高圧のヘリウムにより加圧され、液体酸素タンクの底に設けられたオリフィスを通り、燃焼室壁面を冷却しながらタンクと燃焼室の間隙を上方に流れ、インジェクタから燃焼室へ噴射される。ヘリウムタンクの容量は1 Lである。オリフィスの上流と下流の圧力差から液体酸素の流量を得る。

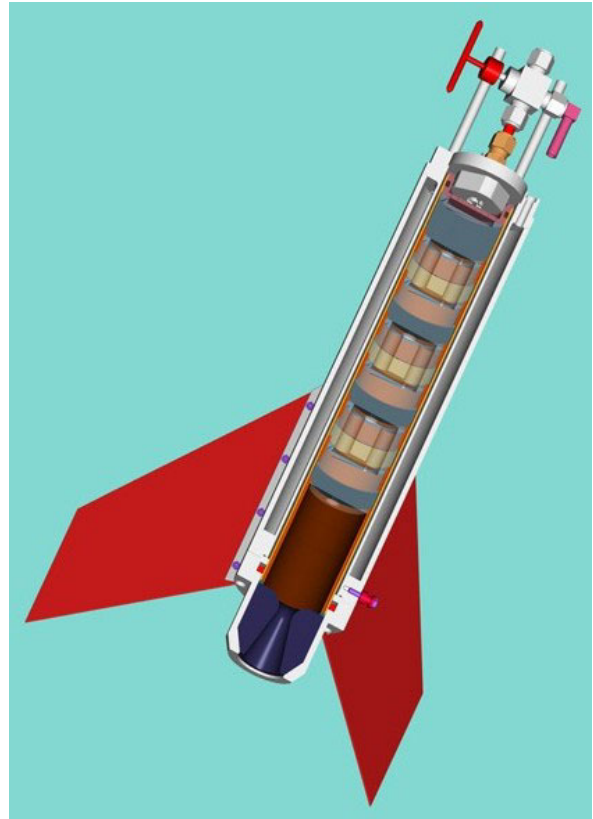


図5 フライトモデルエンジンの詳細

オリフィス上流と下流、および燃焼室の各圧力履歴を図6に示す。ヘリウムタンクの初期圧力は7 MPaである。細かい振動は見られるものの、燃焼室圧力は安定して推移している。また、燃焼室圧力の立ち上がりは十分に速やかである。完全ブローダウン方式を用いているため、ヘリウムタンクの圧力は徐々に減少し、それに応じて燃焼室圧力も約2.8 MPaから2.3 MPaへと徐々に減少している。3.7秒での急激な圧力の降下は液体酸素タンクが空になったことによるもので、これはオリフィス上流と下流の圧力が一致していることから理解できる。

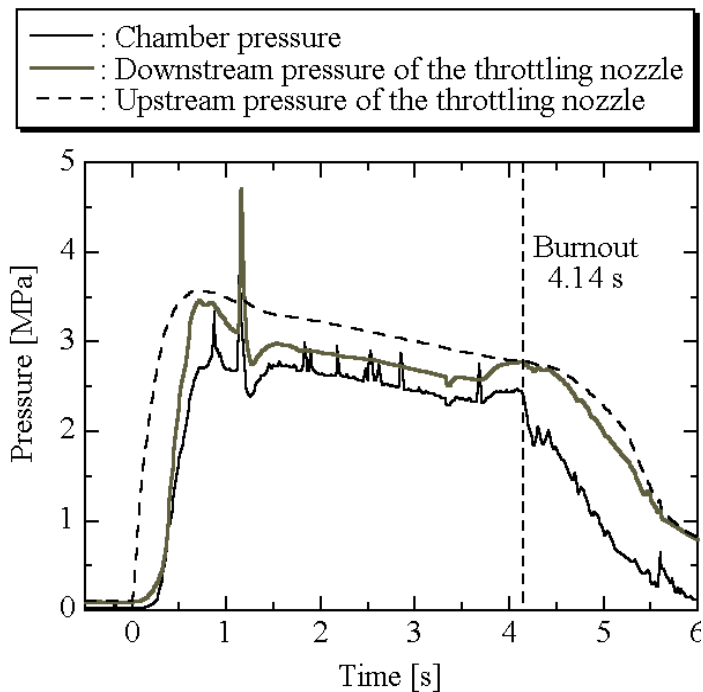


図6 圧力履歴



ハイブリッドロケットでは燃料の流量は固体燃料のガス化速度により決定されるが、これを直接計測することは容易ではない。燃料流量を計測する最も確実な方法は、燃焼の途中で窒素パーズ等により燃焼を中断させ、残ったグレインの質量を計測するという実験を、同一条件で、点火から燃焼中断までの時間を変えて何度も行うというものである。この方法では一つの履歴を得るために何度も燃焼実験を実施する必要があり、膨大な手間とコストを要する。そこで、液体酸素流量と燃焼室圧力の各履歴から燃料流量の履歴を算出する手法である再現法 (Reconstruction technique) を採用する。その方法を以下に説明する。特性排気速度  $c^*$  は、実験結果を用いて次式により得られる。

$$c^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_p} = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left( \frac{1}{O/F} + 1 \right)} \quad (1)$$

ここで、 $p_c$ 、 $A_t$ 、 $\dot{m}_p$ 、 $\dot{m}_o$ 、 $O/F$  はそれぞれ燃焼室圧力 [ $N/m^2$ ]、ノズルスロート面積 [ $m^2$ ]、推進剤流量 [ $kg/s$ ]、酸化剤流量 [ $kg/s$ ]、および酸燃比である。 $c^*$  は化学平衡計算により理論的に求めることも可能で、このとき  $c^*$  は  $O/F$  と燃焼室圧力の関数になる。

$$c_{th}^* = F(O/F, p_c) \quad (2)$$

ここで、 $c^*$  効率  $\eta$  を導入すると、次式が得られる。

$$\eta F(O/F, p_c) = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_o \left( \frac{1}{O/F} + 1 \right)} \quad (3)$$

(3)式において未知数は  $\eta$  と  $O/F$  の 2 個である。このうち  $\eta$  を、燃料流量の総計が実験結果と一致するような値に決定することにより、(3)式から燃料流量の履歴を得る。こうして得られた燃料流量の履歴を、酸化剤流量と推力の各履歴と合わせて図 7 に示す。液体酸素流量はオリフィスの上流と下流の圧力差から求めた。供給開始直後はオリフィス流量とインジェクタ流量が一致しないため、正確な値が得られていない。この部分を外挿により補って計算すると、液体酸素の総流量は 466 g であり、タンクの容量が 500 g であることから、30~40 g の液体酸素が点火前にガス化により失われていると考えられる。燃料流量は 0.5 秒までと 3.2 秒以後に非常に大きな値となってい

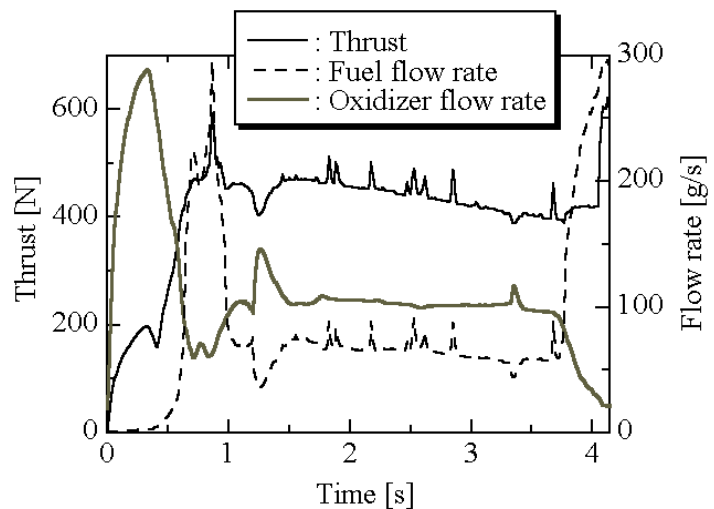


図 7 推力および流量の履歴

るが、これは再現法において解が発散したことが原因であり、実際の値を表したものではない。この間の流量を外挿で補うと、燃料の総流量は 370 g となり、充填量である 450 g のうちの約 80% の燃料が消費されたことになる。この値は、燃焼実験後に残留燃料を回収して求めた燃料総消費量に一致する。

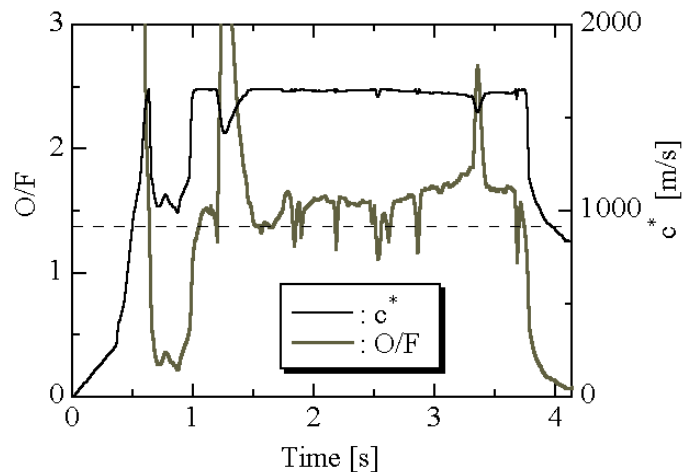


図 7 O/F および特性排気速度の履歴

酸化剤流量と燃料流量の比である O/F の履歴を、特性排気速度の履歴と合わせて図 8 に示す。PMMA と液体酸素の組合せで特性排気速度および比推力が最大となる O/F は約 1.4 であり、図中に破線で示されている。O/F は燃焼の進行に従って初期値の 1.5 から 1.7 へと徐々に増加するが、これらは最適値に非常に近い値である。この結果、特性排気速度はほぼ最大値を保ったまま推移している。

#### 4. 打上げ実証試験

バルブレス供給方式が打上げ環境下でも正常に作動することを確認するため、打上げ実

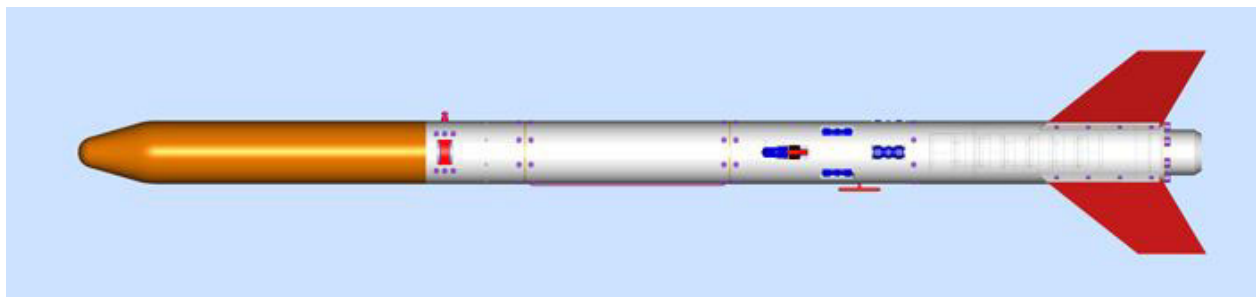


図 8 打上げ実証試験機体の外観

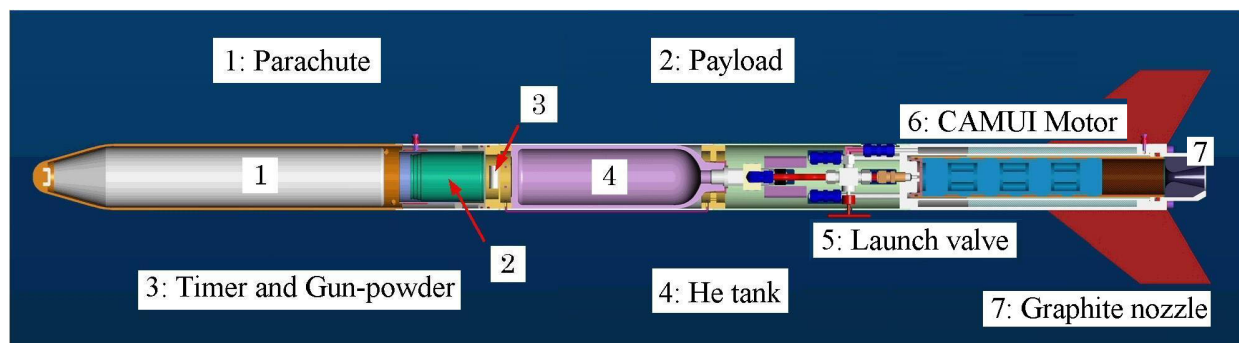


図 9 打上げ実証試験機体の構成



証試験を実施することとした。実証試験のために製作した機体の外観を図 8 に、機体内の配置を図 9 にそれぞれ示す。全長 1.6 m、外径 89 mm、機体の初期全備重量は 10.5 kg である。エンジンの上は打上げバルブで、ハンドル部分は機体の外に出ており、発射台に取り付けられたアクチュエータで打上げバルブを



図 10 バルブアクチュエータ

切り替えることにより機体が打上げられる。バルブアクチュエータの外観を図 10 に示す。打上げバルブはハンドルを 180 度回転することにより流路が切り替えられ、把持する部分はハンドルを上下方向に拘束していないため、バルブ切り替え後にアクチュエータを退避させる必要は無い。打上げバルブの上はヘリウムタンク、その上はペイロード搭載部である。ペイロード搭載部はシリンダ構造となっており、底部に仕掛けられた少量の火薬により飛び出し、機体頭部のフェアリングを弾き飛ばす。弾き飛ばされたフェアリングは半割りになり、内部のパラシュートを開放する。到達高度は安全上の制約から約 900 m とした。



図 11 打上げ実験の様子

打上げ実験は 2002 年 3 月と 2003 年 1 月の 2 回、北海道大樹町において実施され、共に成功であった。打上げ実験の様子を図 11 に示す。実験の詳細については既報[16]を参照されたい。尚、本機体による教育用途等での打上げサービスが NPO 法人 北海道宇宙科学技術創成センター（HASTIC）から一般販売されている<sup>(6)</sup>。

## 5. 大型化開発

これまでの研究成果を受けて、北海道の 3 大学と中小 5 社のグループにより、平成 16

年度から経済産業省の地域新生コンソーシアム助成事業において「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」というテーマで研究開発事業が始まった．研究実施体制を図 12 に示す．平成 17 年度までの 2 年間で，高層気象観測クラス（到達高度 60 km）用エンジンおよび機体の開発を行う計画で，平成 16 年度は小型スケールモデルエンジンを用いた燃焼特性取得試験を実施した．現在，機体開発担当の植松電機（株）により提案されている高層気象観測モデル機体の外観を図 13 に示す．4 kg のペイロードを高層成層圏に到達させ，大気サンプリング等のミッションを行う．帰還時はノズル部分を支点にして展張式エアブレーキを開き，前段の台形翼により舵を切って目標地点への誘導を行う．機体には GPS 装置が搭載されており，目標地点への誘導制御を自律的に行う．打上げ時および回収時の重量は，それぞれ 59 kg および 28 kg となる．燃料は，従来の PMMA から，より高比推力が期待できる高密度ポリエチレンに変更する．エンジン燃焼室の内径は 140 mm で，400～600 kgf の推力を 12 秒間発生する．10 kg の実験装置を高度 110 km まで到達させ，3 分間の微小重力環境を提供する微小重力実験モデルは，この 1.5～2 倍程度の機体で 1～2 tonf の推力になる予定である．

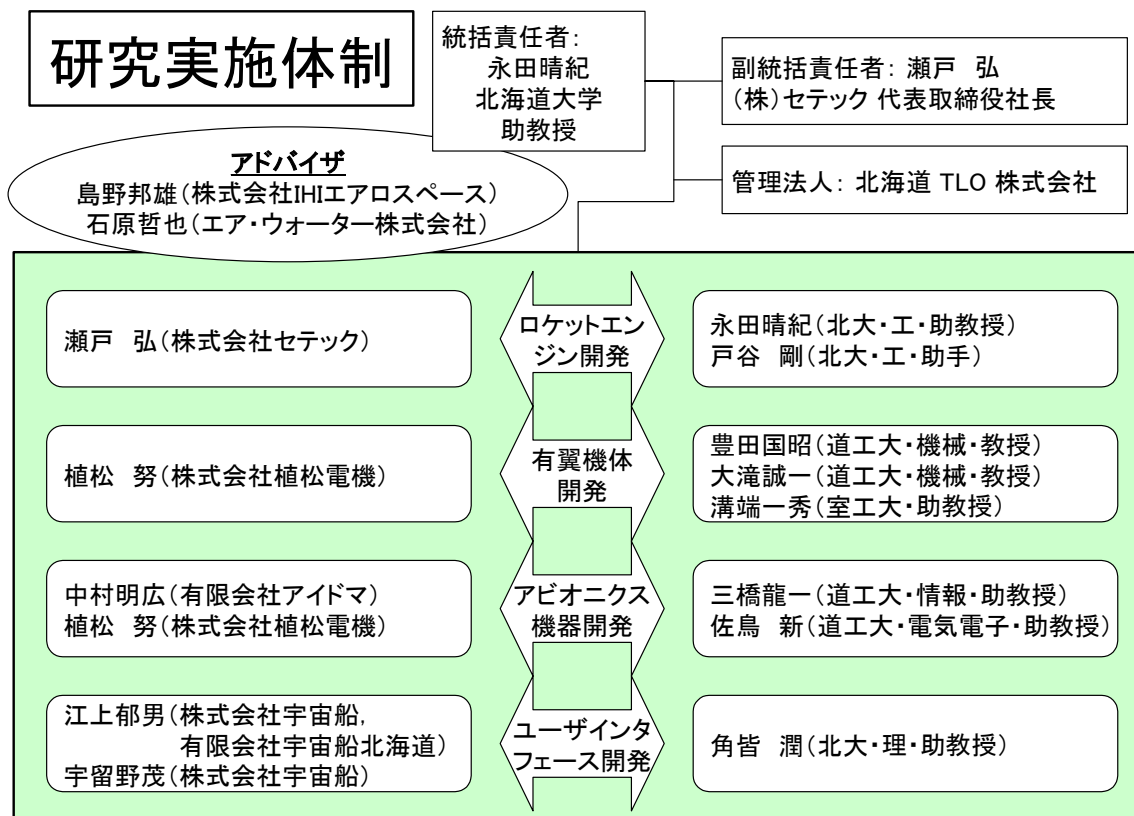


図 12 「地域新生コンソーシアム事業」 研究実施体制

地上燃焼実験用小型スケールモデルエンジンに使用したポリエチレン燃料の形状を図 14 に示す。燃料の外径は 57.5 mm で、気象観測クラスの約 1/2.5 となっている。ハイブリッドロケットでは、推進剤流量および推力は相似比の 2 乗で増加し、燃焼時間は相似比に比例する。本小型スケールモデルエンジンは、400 g のポリエチレン燃料を 4.5 秒で燃やし切ることにより、約 80 kgf の推力を発生する。8 段のブロックにより構成されており、各段の燃焼速度の差に応じて軸長さを変更することにより、燃え残りを少なくしている。

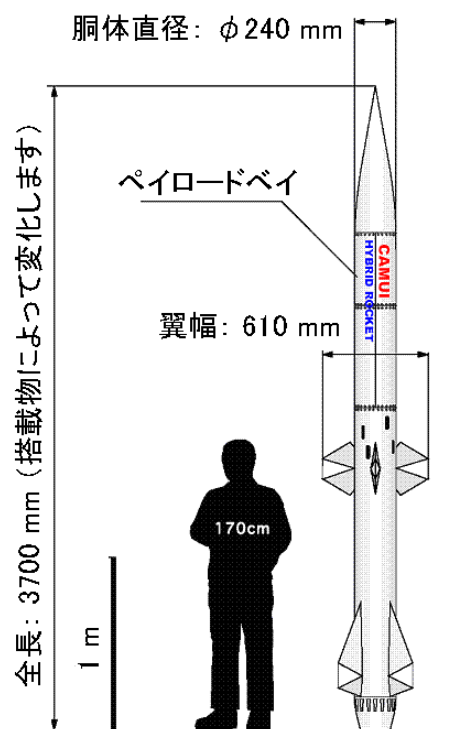


図 13 CAMUI 高層気象観測モデル機体の外観

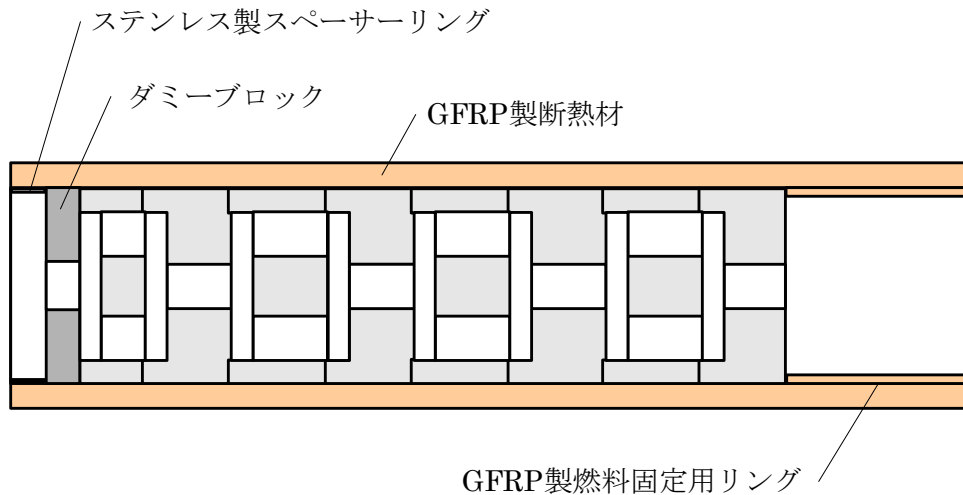


図 14 小型スケールモデルエンジン用燃料の形状

本方式では、燃焼の進行に従ってポート径が拡大し、前端面に衝突する噴流の速度が減少すると同時に端面の面積も減少するため、次第に燃料流量が減少し、O/Fが増加する。酸化剤流量が一定の条件での O/F および比推力の履歴を、図 15 および図 16 にそれぞれ示す。横軸は燃料の消費割合であり、本研究では消費割合が 90% 以上、すなわち残留燃料割合が 10% 以下となることを目標としている。燃料は推進剤全体の約 1/3 で、残りの 2/3 は液体酸素であるため、これは無効推進剤が約 3% であることを意味する。比推力が最大となる O/F は 2.1 であるのに対して、90% 消費時の O/F は 9 まで達しており、平均比推力は 265–270 秒となっている。O/F が 2.1 の時の比推力である 297 秒と比較すると、O/F シフトによる比推力損失は約 10%

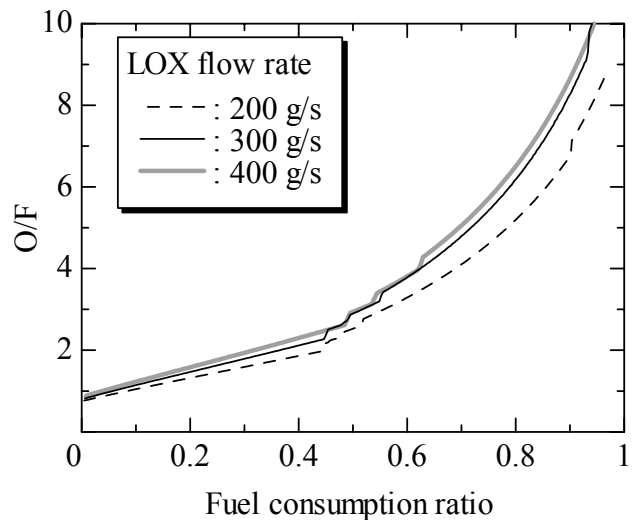


図 14 O/F の履歴

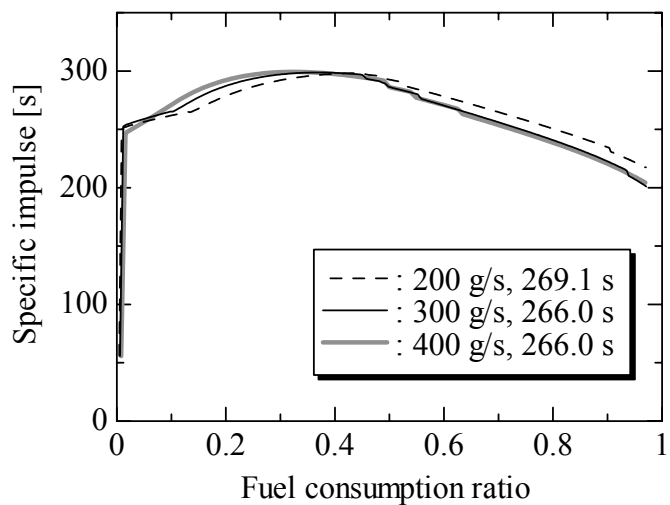


図 15 比推力の履歴

ということになる。ただし、上記は酸化剤流量一定の条件で得られた結果であり、実機においては完全ブローダウン方式により液体酸素を供給するため、実際の液体酸素流量は上流圧力の低下により単調減少する。加圧用ヘリウムタンクの体積を最適化して燃焼後半の酸化剤流量を適切に減少させることにより、O/F シフトによる比推力損失を 5%程度にまで減少させることは十分に可能であると考えている。

平成 17 年度末までに高層気象観測モデルの開発を終了し、その後 3 年程度で微小重力実験モデルの開発を行いたい。また、高層気象観測モデルの前段階として、推力 150 kgf 級、到達高度 10 km 程度の、教育用 CANSAT（空き缶サイズの超小型衛星）実験用途を目指したフライトモデル機体の開発も行う予定である。打上げ単価は、高層気象観測クラスで 100 万円台、微小重力実験クラスで数百万円の前半の桁に納まると予想している。

## 謝辞

打上げ実験の実施に当たっては、役場の皆様を始めとして北海道大樹町の皆様に多大なご協力を頂いた。打上げ機体の設計および打上げ実験の実施にあたっては、都立科学技術大学の湯浅三郎先生および同研究室の各位から多大なご支援を頂いた。回収用パラシュートおよび各種計測機器の開発は、北海道工業大学の豊田先生、大滝先生、三橋先生、佐鳥先生、および各研究室の学生諸君に担当頂いた。東京大学の中須賀研究室には GPS データ取得と無線送信の機能を有する空き缶型小型衛星”CANSAT”を提供して頂いた。田屋恵唯、清水泰博両氏には、有翼打上げ実験で多大なご協力を頂いた。また、CAMUI ロケットエンジン開発の主体は、これまで卒業論文、修士論文、博士論文のテーマとして本開発に携わってきた歴代の学生諸君である。北大工学部の中でも屈指の過酷なテーマであるにも関わらず、寝食を惜しんで研究開発に携わって来てくれた彼らの努力無くしては、今日の成果は有り得ない。各位のご協力をここに記し、心からの感謝の気持ちとしたい。

CAMUI ロケット開発の一部は、宇宙開発事業団（当時）助成事業「簡易型ロケットシステム技術の開発」、および、大学宇宙工学コンソーシアム（UNISEC）の活動の一環として実施された。ここに謝意を表したい。

## 参考文献

- [1] Sudo K, Takahashi M, Akimoto H, Geophysical Research Letters, Vol. 30, pp. 24, 2003.
- [2] 読売新聞, 「1 機 210 万円! ロケット売ります 北大が開発「CAMUI」」, 2004 年 9 月 30 日朝刊.
- [3] 日本経済新聞, 「札幌の NPO 法人、個人向け小型ロケット販売」, 2004 年 9 月 30 日

朝刊.

- [4] 朝日新聞, 「ミニロケット 210 万円で販売 北大開発、繰り返し使用」, 2004 年 10 月 2 日朝刊.
- [5] 毎日新聞, 「小型ロケット: 北海道宇宙科学技術創成センター、市販」, 2004 年 10 月 2 日朝刊.
- [6] 読売新聞, 「小型ロケット販売「テロ転用の危険」と副大臣間で議論」, 2004 年 10 月 14 日夕刊.
- [7] 毎日新聞, 「小型ロケット: 規制めぐり火花 テロ対策にピリピリー副大臣会議ー」, 2004 年 10 月 14 日夕刊.
- [8] Altman, D., 27th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, CA, 1991, AIAA 91-2515.
- [9] George, P., Krishnan, S., Varkey, P. M., Ravindran, M., Ramachandran, L.: Fuel regression rate enhancement studies in HTPB/GOX hybrid rocket motors, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cleveland, OH, AIAA Paper 98-3188, 1998.
- [10] Yano, Y.: Combustion Characteristics of a Small-scale, Tactical Hybrid Rocket Propulsion System, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City, UT, AIAA Paper 2001-3538, 2001.
- [11] Calabro, M.: European Hybrid Propulsion Theory, 29th Aerospace Science meeting, Reno, NV, 1991.
- [12] Sutton, G. P.: Rocket Propulsion Elements, John Willey & Sons, New York, pp. 515-519, 1992.
- [13] 「ハイブリッドロケット」, 特願 2003-285514.
- [14] Nagata, H., Satori, S., Okada, K., San'da, T., Aoki, Y., Kudo, I., Akiba, R., 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, Oct., 1999, IAF-99-S.3.03.
- [15] Nagata, H., Watanabe, M., Nakayama, H., Kudo, I., 3rd ISAS-TEMPE Joint Workshop, Space Propulsion and Related Materials, Bonassola (La Spezia), Italy, 2001.
- [16] 渡辺, 中山, 永田, 戸谷, 工藤, 伊藤, 大和田, 日本マイクログラフィティ応用学会誌, 19 (2002) 112.
- [17] <http://www.hastic.jp>