

STCP-2012-077

推力 5000N 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットの 推進系及び機体構造の開発

五十地 輝, 前田 祐義, 橋本 祐治, 植松 努 (株式会社植松電機),
永田 晴紀 (北海道大学)

Abstract

Uematsu Electric Co., Ltd. has been developing CAMUI-type hybrid rockets in collaboration with Hokkaido University. In July 2012 a flight test with a 5000 N thrust class CAMUI-type rocket was conducted. Main objectives of this flight test were technology acquisition concerning supersonic flight, tracking/telemetry and command subsystem, and airframe recovery from sea-water. This paper describes the development outline of the propulsion system and airframe structure of the test vehicle.

1. 序論

我々はサウンディングロケットを用いて微小重力環境や超音速飛行環境などを手軽に低コストで提供することを目的とし、CAMUI 型ハイブリッドロケットの開発を行っている。これまでは主に高度 1000m 以下で亜音速域を中心に開発を行ってきたが、さらなる高々度、高速度飛行試験の為には、また国土の狭い日本での将来的な運用方法も考慮すると機体の海上回収技術を獲得する必要がある。2011 年 7 月には推力 900N 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットを用いて実際に海上回収打上げ試験を実施した。海上での機体の浮遊やビーコンによる迅速な機体回収に成功したことから、2012 年 7 月に超音速飛行試験を行うこととした。

試験の主な目的は超音速飛行データの取得、テレメトリ技術、機体海上回収技術の実証だった。離昇したロケットは超音速飛行を行い、まず弾道の頂点付近で小型のドラッグシュートを展開させる。低高度まで降りてきた後、より大きなメインシュートを展開させて海上に着水させる。ビーコンを受信し、機体を迅速に回収するという飛行プ

ロファイルである。

ところが飛行解析をしたところそれまで運用していた最も大きなエンジンである推力 2000N 級エンジンを用いても、かろうじて音速を超える程度で遷音速域止まりという結果が出た。我々としては超音速域を飛行させ、機体空気抵抗係数の極大値を超えた所までデータをとりたいと考えていた為、それを実現する為に必要な推力 5000N 級エンジンを新規開発することにした。4 月末のことであった。

2. 推進系

高密度ポリエチレンと液体酸素を推進剤とし、基本的に設計は 2000N 級エンジンを 1.5 倍スケールアップする形で進めた。加圧ガスにヘリウムを用いるブローダウン方式で、Lox タンクは従来と同様極低温バルブが必要ないバルブレス供給方式となっているが、新しい点としてインテグラル構造を採用した。図 1 にエンジン外観図を示す。

地上燃焼試験は 2 回実施した。完成したエンジンの諸元を表 1 に示す。平均推力は 5094N だった。

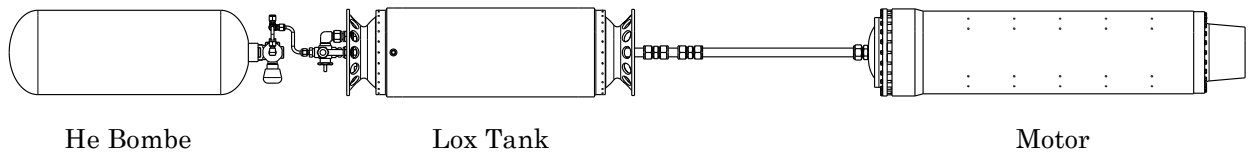


図1 エンジン外観図

Chamber inner diameter [mm]	150
Burning duration [s]	9.14
Initial fuel weight [kg]	7.04
Final fuel weight [kg]	1.64
Fraction of fuel consumption	0.77
Total LOX weight [kg]	13.2
Initial nozzle throat diameter [mm]	40.5
Final nozzle throat diameter [mm]	45.0
O/F (mean value)	2.46
Total impulse [kNs]	46.6
Specific impulse (mean value) [s]	254
Thrust coefficient (mean value)	1.46

表1 エンジン諸元

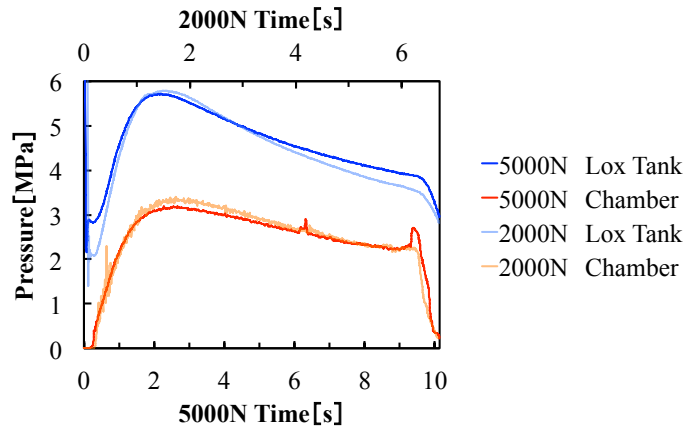


図2 圧力比較

2000N 級エンジンの 1.5 倍スケールによる目標平均推力は 5075N、燃焼時間が 9.08 秒だったことから、スケール則にはほぼ合ったエンジンにすることができた。また、燃焼室圧力と Lox タンク圧力の比較波形を図 2 に示す。波形の形状も良い相似傾向を示している。それぞれ最大値がほぼ合致しており、今後大型エンジンのモーターや Lox タンク設計を行うにあたり、良い知見を得ることが出来たのではないかと考えている。

3. 機体構造

全体としてはモノコック構造、セミモノコック構造、そして先述したインテグラル構造をそれぞれ活用している。従来と大きく異なっているのが機体後方にパラシュートを搭載した点である。機体の空気抵抗係数も確実な値が分かっていない状態での打上げ試験だった為、パラシュート放出の

タイミングを誤れば、オープニングショックによって機体の姿勢が一瞬で大きく変化し、パラシュート締結部に大きなダメージを与えてしまう恐れがあった。また、姿勢を大きく変化させないで減速させることで、より精度の高いオープニングショックデータを得ることもできる。図 3 にパラシュートの搭載部を赤丸で示す。

同時に、アヴィオニクスが搭載されている前方ノーズ側を水密構造とすることで、海面着水後に機体を立てた状態で浮遊させることも狙っている。

4. 打上げ試験

2012 年 7 月 28 日北海道大樹町の防衛省エンジン試験施設跡地で打上げ試験を実施した。機体の最終的な仕様は全長 3.9m、外径 194mm、打上げ重量 79kg だった。図 4 に離昇の瞬間を示す。

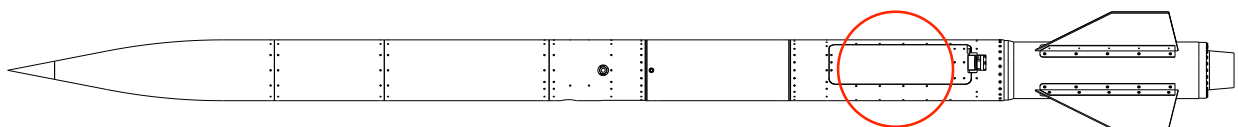


図3 パラシュート搭載部



図4 離昇直後の5000N級CAMUIロケット



図5 浮遊中の5000N級CAMUIロケット

エンジンはほぼ定常通り作動し、最大速度 479m/s (マッハ 1.4)、到達高度 7531m を記録した。ドラッグシュートカバーの脱落、テレメトリー時ロスなどの不具合はあったが、受信した位置情報をもとに迅速に機体を回収することに成功した。

海上では機体は狙い通り縦になった状態で浮遊していた。図5にその模様を示す。この海面より上に出るノーズ先端部分にテレメトリ用のアンテナを配置すれば、機体回収の可能性をさらに上げることが出来ると考えている。

また、地上燃焼試験データとフライトデータを用いることで機体の空気抵抗係数を算出することができた。

5. まとめ

超音速飛行を達成する為に、推力 5000N 級 CAMUI 型ハイブリッドロケットエンジンを新規開発した。基本的に開発は 2000N 級エンジンをスケールアップする形で進め、スケール効果に良く沿った傾向を示し、短期間で目標出力を達成するエンジンを開発することができた。また、超音速飛行から海上回収を実現する為の機体構造を製作し、打上げ実証することができた。ドラッグシュートの不時展開や加速中のテレメトリーロスなど、完璧とはいえない打上げ試験だったが、機体抵抗係数を算出できたことや、着水点位置情報をもとに浮遊している機体のところへ直ちに急行することが出来たのは大きな成果だと考えている。

総じて、この 5000N 級 CAMUI ロケット開発で、大型化に向けて一定の目処を得ることができた。これまでは、エンジン、回収系、アヴィオニクス系などをそれぞれ独立的に開発していた。しかし今回の開発から、開発当初からロケット全体を統合的に設計し、実用運用に焦点を合わせて開発を行っていく為の、次のステップに手を懸けること

が出来たのではないかと考えている。

謝辞

回収作業にご協力頂いた、エゾバイ部会を始めとする大樹町漁業協同組合の皆様、および大樹町役場の皆様には、休日の早朝から実施した打上げ当日を始めとして、準備段階から多大なご協力を頂きました。心よりお礼申し上げます。