



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-10-011

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

リチウムガス噴射装置 (LES) の研究開発
-ISAS-NASA国際共同ミッション「Daytime Dynamo Experiment」用機器製作-

羽生 宏人, 荒川 聡, 阿部 琢美, 吉田 裕二
山本 真行, 渡部 重十, 山本 衛

2011 年 2 月

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

リチウムガス噴射装置（LES）の研究開発

－ ISAS-NASA 国際共同ミッション「Daytime Dynamo Experiment」用機器製作 －

羽生 宏人^{*1}, 荒川 聡^{*1}, 阿部 琢美^{*1}, 吉田 裕二^{*1}
山本 真行^{*2}, 渡部 重十^{*3}, 山本 衛^{*4}

Lithium ejection system for the international collaborative space science research activity

Hiroto HABU^{*1}, Satoshi ARAKAWA^{*1}, Takumi ABE^{*1}, Yuji YOSHIDA^{*1},
Masayuki YAMAMOTO^{*2}, Shigeto WATANABE^{*3} and Mamoru YAMAMOTO^{*4}

Abstract

Lithium ejection system (LES) is one of the chemical payloads for the ionosphere observation. Lithium is selected as the chemical tracer to detect optically the neutral winds, and the thermite loaded in LES played a role of the heat source to vaporize the solid phase lithium. This device has been launched by the Japanese sounding rocket, S-520, from Uchinoura space center in 2007. Gaseous lithium was successfully injected into the space, and the red colored cloud was able to be observed from the ground. The concept was explained in early papers, and their design was shown that the thermite including lithium or sodium pellets was directly charged in the canister. Thermite is ignited by the pyrotechnics and generates the high temperature chemical products which give the vaporization energy of the released materials. The payload design was considered that the instruments on board which acts by the pyrotechnics need to be equipped with the safe and arm device (SAD) from the safety standard. The final design obtained the safety and the reliability of this device for storing and handling. Lithium in the canister is able to be removed with ease, and the tracer materials will be able to replace lithium to other one if necessary. 13 LES canisters were fabricated for ISAS-NASA international collaborative space science mission. This paper reports the results of the design study and the specification of LES.

Keywords: Chemical payload, Lithium release, Lithium ejection system, Ionosphere

概 要

LES は熱圏観測実験用のロケット搭載機器であり、2011 年度に計画している NASA-ISAS の国際共同ミッションで使用する計画である。当該装置は 2007 年に打ち上げられた S-520-23 号機で実用されており、リチウムガス噴射に成功している。国際共同ミッション向けには観測ロケット用から一部改良を加え、設計の見直しを行った。本報告は、機器設計と製作の結果についてまとめたものである。

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*2} 高知工科大学 工学部 (Kohchi University of Technology)

^{*3} 北海道大学 大学院理学院 (Hokkaido University)

^{*4} 京都大学 生存圏研究所 (Kyoto University)

はじめに

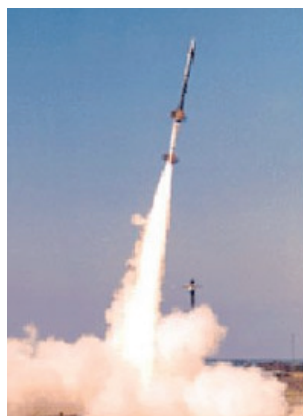
熱圏大気観測実験は、トリメチルアルミニウム（TMA）やリチウム（Li）、ナトリウム（Na）などの元素を所定高度に放出し、これをトレーサとして地上から拡散の様子を光学的に観測する手法が古くから用いられている。わが国では、2007年にS-520-23号機によって高度250 km付近の熱圏大気観測実験を行った。このロケット実験では、宇宙科学研究所が独自に開発したリチウム噴射装置（Lithium Ejection System：LES）を採用しており、計画通り高度差を付けて合計3回の噴射を実施、リチウムによる赤色人工発光雲の生成に成功した。近年は、わが国のみならず諸外国でも類似の実験に対するニーズはあるものの、LESのような実用装置は今のところ保有されていないのが現状である。

NASA-ISASの国際共同ミッション「Daytime Dynamo Experiment（昼間下部熱圏風観測実験）」は、このような背景から、わが国が米国の実施する高層大気観測ミッションにLESを提供することによって日米共同の高層大気観測実験が実施されることとなった。ロケットはNASAのTerrier-Orionを2機用いる予定である。

本報告書は、S-520-23号機に搭載したLESをTerrier-Orion向けに一部改修し、製作した結果についてまとめたものである。



リチウム発光雲



Terrier-Orion ©NASA

1. リチウムガス噴射装置（Lithium Ejection System / LES）の概要

LESは熱圏観測用観測ロケット搭載機器であり、宇宙科学研究所が独自開発してS-520-23号機で技術実証している。LESの主な機能は、高高度でのリチウムガス噴射である。装置に充填したテルミット剤を火工品で点火し、当該反応によって得た高温熱源を使って固体リチウムをガス化、狙った高度で噴射する。23号機計画では、ロケット飛翔中、頂点高度通過後の機体落下中に高度250 km付近から所定の高度（時刻）において作動することが要求された。LESは、点火タイマによってロケット用火工品CTG-8RKを発火させ、導火用テルミット剤の反応が開始されることにより起動する。そして、導火テルミットから筐体（キャニスタ）内に充填されている主テルミット剤に伝火し、熱源である液体の鉄を生成させる。この高温生成物は、キャニスタ内のリチウムケース部を溶解してリチウムブロックに接触する。沸点約1600 Kのリチウム単体は、この高温鉄溶湯と接触すると直ちにガス化してノズル部から外部に噴射される。LESの安全機構として採用した差圧式SAD（Safe and Arm Device）は当該装置専用設計となっており、雰囲気圧力と装置内の空気溜めとの差圧を動力源として作動する。したがって、当該装置は地上組み立て整備オペレーション中に常時SAFE状態を維持し、ロケット発射後上空で雰囲気圧力が低下すると共にArmingに切り替わる仕組みとなっている。

NASAの観測ロケットTerrier-OrionにはLESを3段構成の計器盤に2機ずつ計6機搭載し、フライトシーケンスの計画に合わせてそれぞれを点火タイマでステージ毎に2機ずつ所定の時刻にて起動させる予定である。

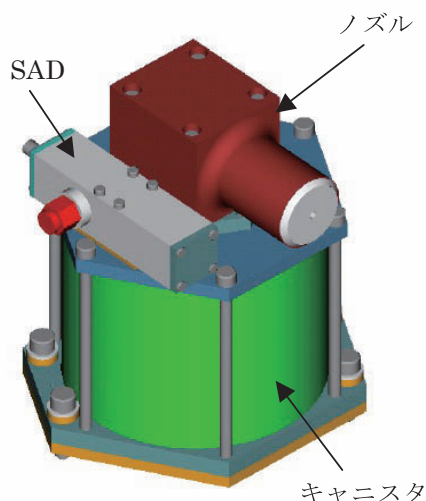


図 1-1 LES 本体の設計イメージ

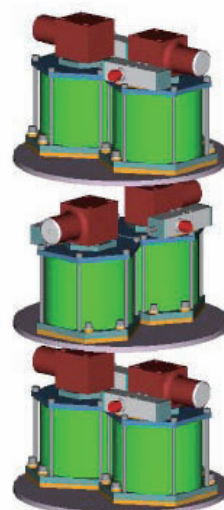


図 1-2 Terrier-Orion への搭載イメージ

LES に対するシステム要求をまとめると以下のようになる。

- 1) テルミット剤によって 120 g 以上の固体リチウムをガス化させ、 15 ± 5 秒間連続噴射させること。
- 2) 点火タイマによって作動するロケット用火工品 CTG-8RK により起動すること。
- 3) LES 点火から、ガス噴射までの時間遅れは $X = +5.0 \pm 2.0$ s であること。
- 4) 点火系は SAD (Safe and Arm Device) を装備し、打上げ整備等において万が一 CTG-8RK が発火しても LES 本体は地上で作動しないこと。

以上を踏まえ、キャニスタの重量諸元、充填内容物について以下のように仕様を決定した。

- 1) キャニスタ（筐体）

材料：	SGP（鋳鉄）
重量：	12.0 kg（テルミット剤，SAD 除く）
シリンダ部寸法：	$\phi 160$ mm（外径），板厚 5 mm
備考：	外周耐熱クロス施工，SAD 部耐熱施工，底部耐熱材施工
- 2) 充填テルミット剤

組成：	テルミット剤（酸化鉄／アルミニウム粉末：専用配合比）
充填量：	3.0 ± 0.1 kg
- 3) トレーサ元素

組成：	固体金属リチウム
重量：	0.12 ± 0.1 kg（ロッド形状／ $\phi 10 \times 100$ mm，約 32 本）
- 3) SAD 部

材質：	アルミニウム材
重量：	0.40 ± 0.02 kg
- 4) ノズル部

材料：	カーボン／カーボン複合材
重量：	0.60 ± 0.02 kg（防湿キャップ，取付け部品含む）

2. テルミット剤

テルミット剤は、リチウム金属をガス化させる熱源として充填されている。この材料の化学特性について以下にまとめる。

2.1 基礎物性

テルミット剤は、金属酸化物と単体金属の混合物であり、これらが酸化還元反応を起こすことによって高温溶融生成物が生成する。基本的に気相反応は介在しないが、高温の反応場であるために中間生成物が気相で生成する場合がある。テルミット剤は、反応生成物の温度特性から取り扱いには注意を要するが、分類上は非火薬である。一般に、テルミット剤は酸化剤に金属酸化物、還元剤として単体金属（通常はアルミニウム）の混合物である。酸化鉄とアルミニウムのテルミット剤の場合、化学反応は $\text{Fe}_2\text{O}_3 + 2\text{Al} \rightarrow \text{Al}_2\text{O}_3 + 2\text{Fe}$ のように示される。固相反応のため、反応熱は固相あるいは液相生成物に保持された状態になるため、生成物の温度が高くなる。一般に生成物温度は 2600℃ 以上に達する。鉄などの金属は、幅広い液体領域（融点 1535℃、沸点 2800℃）を持つため、テルミット反応によって高温液体を生成するのに都合がよい物質である。

LES に開発されたテルミット剤は、組成や配合比を工夫して燃焼反応が制御されており、線燃焼速度が当該システムに最適化されている。化学量論比で配合したテルミット剤は反応速度が大きく、図 2-1 に示すように密閉容器内では反応の制御が困難である。



図 2-1 テルミット反応の一例

2.2 充填テルミット剤組成

LES 専用テルミット剤の組成は、宇宙科学研究所工学委員会における研究テーマ「ケミカルペイロードの研究」において組成および反応特性について検討を行ってきており、本設計には研究で得られた充填密度と燃焼速度の相関に関わる情報等の研究成果を反映している。テルミット剤の基礎データを以下に示す。

図 2-2 にテルミット剤組成と燃焼速度の関係、図 2-3 に Al 粒度と燃焼温度の関係を示す。燃焼速度は、テルミット反応表面が進行する速度と定義した。酸化鉄／Al 配合比は、酸化鉄の質量 10 に対して Al または Al-MgAl 等量混合物を質量 2.0, 2.5, 3.0, 3.38 の割合で混合し、これを Metal Mass Ratio : MMR と定義した。ここで、MMR:3.38 は当該反応系の化学量論比である。適用した Al は、粒度分布で 3 水準用意し、それぞれ平均粒径は 10 μm, 25 μm, 45 μm（細粒、中粒、大粒と表記）であった。マグナリウム（Al と Mg の合金）は 50/50 mass% の粉碎品で平均粒径は 45 μm であった。酸化鉄は一般試薬特級を用いた。

テルミット剤燃焼速度測定試料は、内径 φ19 mm（外径 φ25 mm）、長さ 50 mm のアクリルチューブをホルダとして、約 8 g を 15 MPa で圧填した。このときのサンプル密度はおよそ 1.7 g/cm³ であった。燃焼面の検出センサには素線径 φ200 μm の K 型熱電対を適用した。センサ接合部は、ホルダ側面から中心に向かって φ1×6 mm で 3 箇所施工した計測孔の最深部まで挿入し固定した。一定の起電力を基準に各センサの出力時刻から燃焼速度を算出した。燃焼温度の計測には素線径 φ100 μm の C 型熱電対（タングステン系）を用いた。素線の接合部はテルミット剤サンプルの圧填前に接合部を断面の中心に位置するよう予め埋設し、圧填成型の際に同時に内部に固定した。

図 2-2 に示すように、MMR=2.00 の組成から MMR=3.38 まで 4 種類の組成について大気圧雰囲気において燃焼速度 (rb) を測定したところ、幅広い燃速特性を有することが分かった。

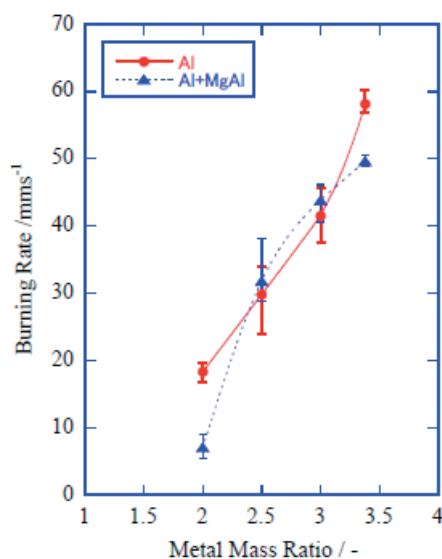


図 2-2 組成と燃焼速度の関係

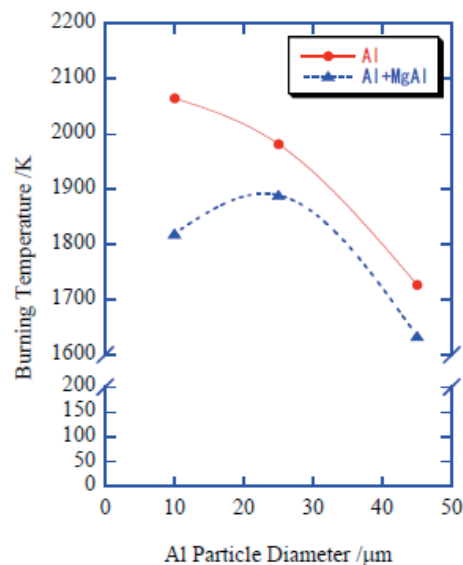


図 2-3 テルミット生成物の温度

MMR=2.00, MgAl 混合組成では $rb=7.9$ mm/s, MMR=3.38, Al 組成で $rb=58.2$ mm/s となり, 組成の変更により 7 倍程度の燃焼速度制御幅を有することが示された. 噴射時間に関するシステム要求から, 燃焼速度の低い MMR=2.00, MgAl 混合組成を候補とした. 燃焼温度に対する Al 粒径の影響について検討した結果が図 2-3 である. 結果から, いずれの組成もリチウムの沸点 (1600K) 以上の温度を有していることが示された. テルミット剤の組成設計にあたり, Al と MgAl の混合比を変えることで燃焼速度と燃焼温度を制御する幅が広く設定できる細粒 Al を材料候補として選定した.

輸出に関わる輸送貨物としての分類やロケットオペレーションにおける運用上の取り扱いにおいて必要となるテルミット剤の安全性について評価を実施した. 基本的にテルミット剤は火薬類に分類されていないが, これを火薬類相当と仮定して火薬類で行う危険性評価試験を実施し, 安全性の検討を実施した. JIS K 4810 試験法に基づく感度試験を実施した結果, 落槌感度試験, 並びに摩擦感度試験において共にもっとも感度の低い落槌: 8 級, 摩擦: 7 級と評価された.

3. 噴射ノズルの設計

S-520-23 号機に搭載した LES のノズル設計は, ロケットの頭胴部分離を前提とした構造としたため, 図 3-1, 3-2 に示すように, 噴射口は機軸方向に 45 度の角度を付け金属で製作した. Terrier-Orion への搭載にあたっては, ペイロード部の壁面から噴射する設計とする必要があり, 噴射口は機軸に対して直角の方向に設定しなければならない. このため, テルミット生成物の一部およびリチウム蒸気を機外まで導くための高耐熱性ノズルの開発が不可欠となった. また, ノズルには省スペース・軽量化・高耐久性も要求された. そこで設計検討では軽量かつ優れた加工性を有し, その上で耐熱特性が優れる C/C コンポジット材を選定した. 当該ノズル部は, 円筒部内面にカーボンクロスライニングを施した. 設計の妥当性については後述の機械環境試験や地上燃焼試験により確認し, 振動・衝撃や耐熱特性が所定の性能を有することを確認した. 図 3-4 に示すように, 使用後のノズル内部の X 線透過画像から, 噴射時にテルミット剤反応生成物等による噴射口の閉塞がないことも確認した.

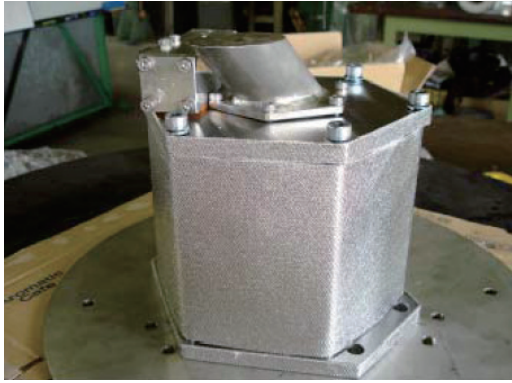


図 3-1 LES 初期設計
(S-520-23 号機向け)

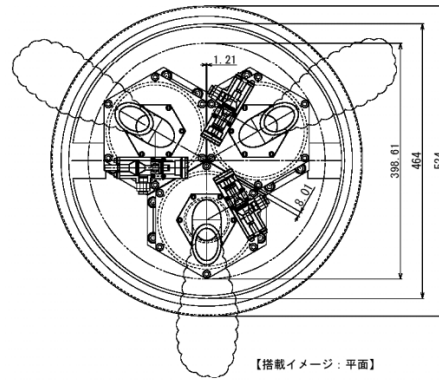


図 3-2 搭載イメージ
(S-520-23 号機向け)

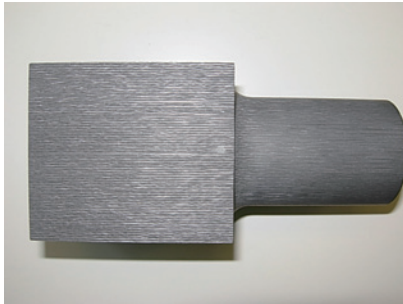


図 3-3 C/C ノズル外観

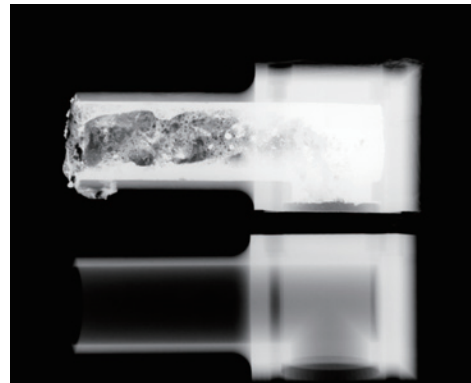


図 3-4 ノズル部のX線透過画像
(使用前 (下), 使用後 (上))

4. 輸出用 LES の製作

上述の設計検討を踏まえ、国際共同ミッション用の LES を 13 機（地上試験用を除く）製造した（12 機はロケット実験用，1 機は NASA における輸送後確認試験用としている）。図 4-1 に本体組立て状態の外観を示す。筐体の重量およびテルミット剤充填質量実績値等の製造結果について表 4-1 ～ 4-2 にまとめた。



図 4-1 LES の外観

表 4-1 キャニスタ（筐体）の重量実績

	筐体 S/N	ノズル S/N	SAD S/N	総重量 kg	設計規格 kg
1	2	2	2	12.1	12.0 ± 0.5
2	3	3	3	12.1	
3	4	4	4	12.2	
4	5	5	5	12.2	
5	7	7	6	12.1	
6	9	9	9	12.2	
7	11	11	11	12.2	
8	13	13	13	12.2	
9	15	15	15	12.2	
10	16	16	16	12.1	
11	17	17	17	12.1	
12	18	18	7	12.2	
13	12	12	10	12.2	

表 4-2 テルミット剤の充填量実績

筐体番号	充填質量 (g)		充填密度 (g/cm ³)	
	計測値	規格値	計測値	規格値
1	3,297	3,300 ± 200	2.16	2.10 ± 0.30
2	3,296		2.14	
3	3,278		2.14	
4	3,331		2.15	
5	3,332		2.15	
6	3,333		2.18	
7	3,277		2.15	
8	3,346		2.17	
9	3,313		2.17	
10	3,281		2.15	
11	3,396		2.18	
12	3,420		2.22	
13	3,388		2.14	

5. 点火用火工品：カートリッジ式プッシャ火薬 (CTG-8RK)

LES の点火器は、観測ロケット等の実験で信頼性の高いカートリッジ式プッシャ火薬 (CTG-8RK) を採用している。図 5-1 に示すように、米国への輸送にあたっては、国連法に基づく分類と指定梱包方法に従うことが求められる。



(A) CTG-8RK の外観



(B) 個別包装



(C) バリアメタル包装



(D) 最終輸送用梱包状態

図 5-1 CTG-8RK の外観および梱包状況

6. 機械環境試験

相模原キャンパス機械環境試験室にて LES の環境試験を実施した。環境条件は、表 6-1 に示す NASA の Sounding Rocket Manual (P87) に記載された値を適用した。

図 6-1 に示すように、機械環境試験を実施した。噴射ノズル部およびキャニスタに外観上の問題がないことを確認した。SAD 部については、加振中に電動ポンプで空気溜め部に加圧し、0.1 MPa の差圧を与えてピストン部を駆動し、振動による SAD の作動不良の無いことを確認した。SAD 駆動を繰り返し行くと、内部のグリスが掻き落とされることによる摺動抵抗の増加が確認されているため、組立て時におけるグリスアップは SAD の動作の信頼性に関わる重要項目である。

表 6-1 環境条件（NASA Sounding Rocket Manual より）

Table 6.3.4-1 Vibration Test Levels for New Payload Designs			
	VEHICLE LEVEL ONE	VEHICLE LEVEL TWO	
S I N E	Sweep Rate: 4 oct./min. <u>Thrust Axis Profile:</u> 3.0 in./s 10-144 Hz 7.0 g 144-2000Hz	Sweep Rate: 4 oct./min. <u>Test Profile:</u> 3.84 in./s 5-24 Hz 1.53 g 24-110 Hz 3.50 g 110-800 Hz 10.0 g 800-2000 Hz	
	THRUST AXIS ONLY	THRUST AXIS ONLY	
R A N D O M	Duration: 20 sec./axis <u>Thrust Axis Spectrum:</u> 10.0 grms 0.051 g ² /Hz 20-2000 Hz <u>Lateral Axis Spectrum:</u> 7.60 grms 0.029 g ² /Hz 20-2000 Hz	Duration: 10 sec./axis <u>Spectrum:</u> 12.7 grms 0.01 g ² /Hz 20 Hz 0.10 g ² /Hz 1000 Hz (on 1.8 db/oct. slope) 0.10 g ² /Hz 1000-2000 Hz	

87

	SAME IN ALL AXES		
T E S T I N F O	LEVEL 1 VEHICLES	LEVEL 2 VEHICLES	LIMITING BENDING MOMENT
	Single Stage Orion Terrier-Orion Terrier-Lynx Terrier-Malemute	Black Brant V Black Brant EX Black Brant X Black Brant XI Black Brant XII	(in.-lb.) Orion 100,000 Malemute 200,000 Black Brant 300,000 Limit Model 1830 TEAM table to a max. of 240,000 in.-lb. overturn moment.
Note: Input to payload during lateral sinusoidal vibration must be limited during first bending mode via dual control accelerometer at CG of the payload. This is done to avoid exceeding the maximum bending moment at the base of the payload.			

6.3.5 Waivers

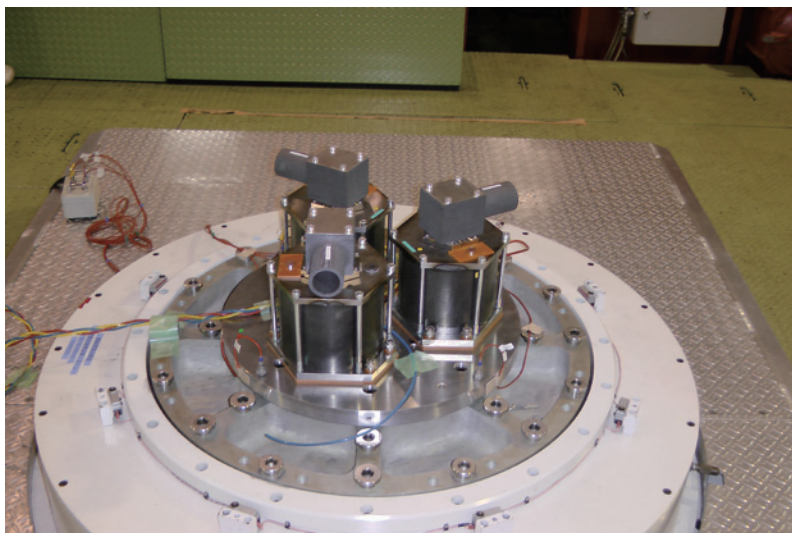


図 6-1 環境試験のセットアップ

7. 保安部品の機能評価

7.1 LES-SAD ピストン部の摺動抵抗

図 7-1 に LES-SAD の外観を示す。筐体はアルミニウム材を適用し、内部に伝火ルートの切り替えを行うピストン部を備えている。ピストンは空気溜め部と外気圧の差圧によって可動するため、ピストンシール部と内壁面の摩擦が大きくなると不具合要因となる。そこで、LES の保安部品である LES-SAD のピストン部の摺動抵抗値を製作時ならびに機械環境試験後に計測を実施した。LES-SAD は、ロケット発射後の雰囲気圧力の低下により SAD 内部空気溜めの圧力によってピストン部がスライドし、点火器とテルミット剤の伝火ルートが繋がる。機械環境試験前後については摺動抵抗値に大きな差異を生じないことも確認が必要である。



図 7-1 LES-SAD 部外観

SAD ピストン受圧部の荷重は、雰囲気との差圧を生じた際に発生する。SAD 内の蓄圧室の内圧である 760 torr（製作地点である群馬県渋川市赤城町の平均気圧）と PI 部最終内部圧（S-520-25 号機実績）との差 685 torr，すなわち 0.931 kgf/cm² として、ピストン受圧部の面積 = 3.14 cm² から 2.92 kgf と求められる。実際にピストン部が摺動し始めるのに要する荷重値（静摩擦力）がこの値未満であれば Arming 動作が完了する。部品の設計にあたっては、設計係数 1.1 として、抵抗規格値を 2.65 kgf 未満とした。表 7-1 に摺動抵抗値計測結果をまとめた。

いずれの個体も環境試験前より規格を満足しているが、環境試験の前後で比較すると、値が大きくなっている。試験後のピストン部の状態を観察したところ、可動試験を繰り返したことにより、ピストン部に塗布されたグリスが除去されて摺動抵抗が高くなっている可能性が推察された。これを検証すべくグリスの再塗布を行ったところ、初期摩擦力と同等の値となった。

表 7-1 LES-SAD の静摩擦力（スライド時摺動抵抗）

	SAD S/N	※最大摺動抵抗（荷重）値 kgf		
		環境試験前	環境試験後	設計規格値
1	2	1.40	2.50	2.65 未満
2	3	1.25	2.43	
3	4	2.50	2.44	
4	5	2.50	2.54	
5	6	1.77	2.24	
6	7	2.50	2.59	
7	9	1.72	2.59	
8	10	1.35	2.11	
9	11	2.23	2.47	
10	13	2.06	2.50	
11	15	2.36	2.46	
12	16	2.05	2.24	
13	17	1.78	2.33	

※ 最大摺動抵抗値＝静摩擦力；50 mm/min. でピストン部を押した際の計測値

ピストンが可動中の動摩擦について評価を行った。表 7-2 に各 SAD ピストン部の動摩擦力最大値をまとめた。規格値は以下のように定めた。

【動摩擦力算出の前提条件】

(A) 初期空気溜め容積： $V_1=15.45$ ml

(B) ピストン移動後最終容積： $V_2=21.73$ ml

(C) 内圧：760 torr, 外気圧：75 torr

表 7-2 LES-SAD ピストン部の動摩擦力（スライド時摺動抵抗）

	SAD S/N	※最大摺動抵抗（荷重）値 kgf		
		環境試験前	環境試験後	設計規格値
1	2	0.734	1.18	2.09 未満
2	3	0.740	0.717	
3	4	0.822	0.781	
4	5	0.897	1.07	
5	6	0.838	0.903	
6	7	0.859	0.908	
7	9	0.724	0.920	
8	10	0.670	0.716	
9	11	0.796	0.780	
10	13	0.810	0.848	
11	15	0.817	0.893	
12	16	1.10	1.03	
13	17	0.95	1.06	

※ 50 mm/min でピストン部を押した際の各 SAD の荷重計測データから初期静摩擦力を除いた最大値で整理

ピストン移動後の内圧 P_2 は、 $P_1V_1=P_2V_2$ より 540 torr (0.734 kg/cm²) である。したがって、ピストン受圧部の荷重値は、2.30 kgf となる。同様に設計係数 1.1 として 2.09 kgf 未満であることが要求される。表 7-2 に示す試験結果から、およそ 2 倍のマージンを有することが示された。

7.2 LES-SAD の真空動作確認

LES-SAD を真空槽内に静置し、槽内を減圧した際のピストン部の摺動開始および摺動完了時の減圧度（＝雰囲気圧）を計測した。Arm-to-Lock 機構の作動は正常であった。

表 7-3 LES-SAD の摺動雰囲気圧

	SAD S/N	雰囲気圧 / torr		
		摺動開始	摺動完了	設計規格値
1	2	334	326	75 以上
2	3	416	371	
3	4	342	326	
4	5	318	305	
5	6	344	336	
6	7	322	310	
7	9	392	369	
8	10	380	375	
9	11	311	295	
10	13	289	284	
11	15	297	287	
12	16	285	272	
13	17	354	320	

8. LES の作動特性解析

地上燃焼試験の結果を用いて噴射時刻および終了時刻の設計値を確定し、ロケット飛翔実験と地上試験の結果を比較するための基礎データ取得を試みた。地上燃焼試験では、飛翔用と同等に製作した LES を用いてリチウムガス噴射特性評価を実施した。当該サンプルは飛翔用と同設計であり、飛翔用と同じ条件の機械環境試験を実施した装置を使用した。当該試験には LES を計 3 基用い、テルミット剤の燃焼速度及びリチウムガス噴射性能をばらつきも含めて評価した。

ノズル部上端面およびキャニスタの平行部上下端より各 15 mm 内側の位置と $\phi 0.5$ mm の K 型シース熱電対を設置し、計測位置それぞれを T1, T2, T3 とした。点火後、平行部に設置した熱電対間 105 mm を高温部が伝播する時間からテルミット剤の燃焼速度を概算し、ノズル上部の温度履歴からリチウムガス噴射時間を見積もった（図 8-1 参照）。燃焼試験の様子について図 8-3 にまとめた。

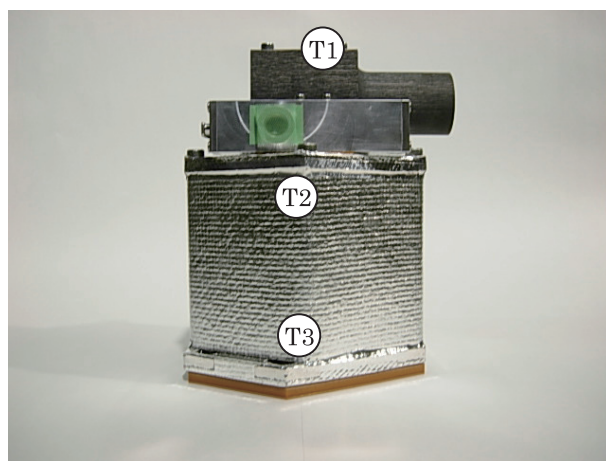


図 8-1 熱電対設置（図中の○印）



図 8-2 試験後の外観

(A) $X = 0\text{s}$ 点火(B) $X = +2.6\text{s}$ テルミット剤に伝火開始(C) $X = +3.4\text{s}$ 可燃成分の排出(D) $X = +4.8\text{s}$ リチウムケースへの進入(E) $X = +5.0\text{s}$ リチウムガス噴射開始(F) $X = +12.2\text{s}$ リチウムガスの連続噴射

図 8-3 地上燃焼試験の様子

8.1 リチウムガス噴射時刻の解析

リチウムガスの噴射時刻を光学観察記録から算出した（VTR 記録は 30 fps）．噴射時刻を T_{ej} とすると、それぞれ $T_{ej1}=+6.3$ s, $T_{ej2}=+5.1$ s, $T_{ej3}=+4.9$ s という結果が得られた．これらの結果から、ばらつきの評価も含めて噴射時刻の実験値（設計値）は $T_{ej}=5.5\pm 1.1$ s となった．

図 8-4（A）に示すように、T1 温度履歴の温度勾配がある時刻に変化している．ノズル部への熱入力の状態の変化を示していると考え、噴射時刻は初期昇温期間の時間／温度の相関から見出すことができる．また、噴射終了時刻は、ノズルへの熱入力量の変化が観察される温度履歴の変曲点から推定が可能である．温度を T 、時刻を t とすると、図 8-4（B）に示すように 9s-11s 区間の温度／時間の相関から $t=20$ degC の時刻 $T_{ej/TC}$ を推定する．ここで試験 1 を例に解析の方法をまとめる．

9 ～ 11s 区間の温度の関数は、

$$T = -117.42 + 17.646 t \quad (\text{試験 1 の実験式})$$

となる．このとき、 $T=20$ (degC) となる時刻は、 $t=7.79$ (s) である．噴射時刻に対して、ノズル部への熱伝達の遅れ時間に関わる時刻補正係数 η を 0.85 とすると、 $t=6.62$ (s) となる．同様の解析手法、補正係数を用いて他のデータについて解析した結果を表 8-1 にまとめた．これら推定結果の確からしさを光学観察結果からも検証した．

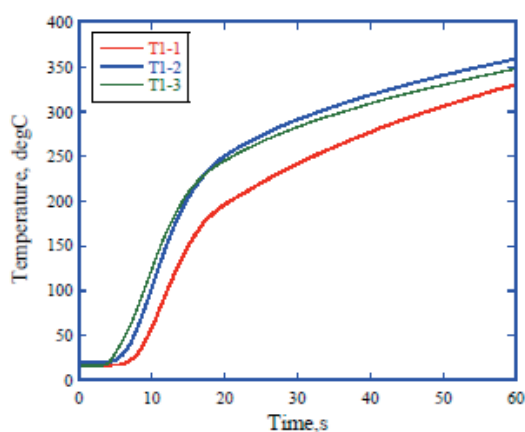
温度履歴から解析した結果を $T_{ej/TC}$ とし、ビデオカメラによる光学観察結果から算出した噴射時刻を $T_{ej/opt}$ とする．光学観察から求めた噴射開始時刻 $T_{ej/opt}$ は、 $T_{ej/TC}$ よりも確度の高い値である． $T_{ej/TC}$ の $T_{ej/opt}$ に対する誤差を評価したところ 10% 以内であることが示された．

ロケット実験では噴射時刻を搭載機器によって確認することができないため、温度履歴が動作状況を把握するよりどころとなっている．光学観察の結果から LES の噴射時刻は 5.5 ± 1.1 s であり、温度履歴から求められる噴射時刻の推定結果は、この値の範囲にあることが確認された．

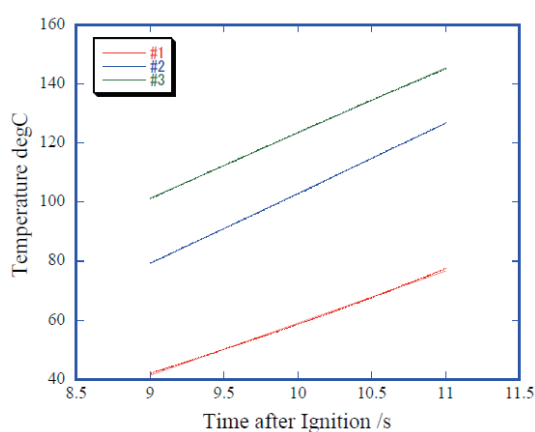
表 8-1 噴射時刻解析結果

	$T_{ej/TC}$, s	$T_{ej/opt}$, s	誤差（対光学）
試験 1	6.62	6.3	+5.1 %
試験 2	5.53	5.1	+8.9 %
試験 3	4.51	4.9	-7.9 %

※ T_{ej} 補正係数は 0.85



(A) T1 の温度履歴



(B) X=+9 ～ 11s 間の温度勾配

図 8-4 T1 の温度履歴

8.2 噴射終了時刻の推定

図8-4に示す温度履歴から噴射終了時刻の推定を行った。光学観察から推定を試みたが、ノズルに付着した微量のリチウムを含む可燃成分が噴射終了後もしばらく続いたために終了時刻を特定することが困難であった。そこで、温度履歴の変曲点時刻を割り出し、噴射開始時刻同様に熱伝達遅れに関わる補正係数を使って噴射終了時刻を見積った。図8-5は、図8-4（A）からX+20～25sの区間の温度履歴を抽出したものである。この区間の温度履歴から温度／時間の相関式 ($T=a+bt$) を解析し、図8-4（B）の関数との交点となる時刻を求めた。

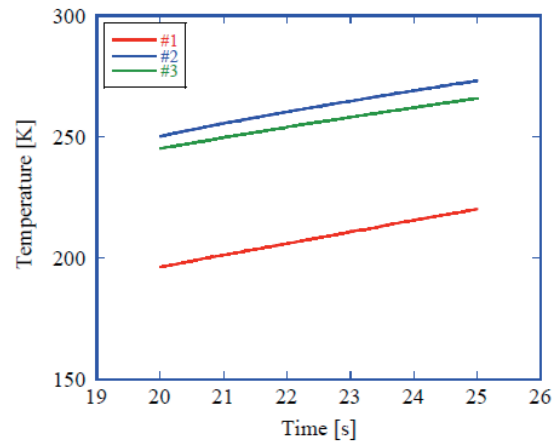


図8-5 20-25s間の温度履歴

表8-2に示すように、 T_{ejf} は噴射終了時刻相当の値である。しかし、噴射終了が温度に反映されるまでの温度計測の応答遅れ時間を考慮する必要がある。そこで、噴射開始時刻と同様に補正係数 $\eta=0.85$ を用いて時刻補正を行った。ここで、噴射終了時刻 $T_{ejf} = T_{ejf/TC} / \eta$ とした。

表8-2 変曲点時刻解析

	X=+9 ~ 11s		X=+20 ~ 25s		$T_{ejf/TC}$
	a	b	a	b	
試験1	-117.42	17.646	100.84	4.7802	16.96
試験2	-134.34	23.724	160.26	4.5345	15.35
試験3	-97.039	22.04	162.87	4.1342	14.51

温度履歴から算出した噴射開始時刻の結果である表8-1の値を用いて噴射時刻 T_{ejf} を算出すると、表8-3のようにまとめることができる。この結果から、連続噴射時間は設計要求である 12.0 ± 2.0 sec を満足するものである。

表8-3 噴射終了時刻 T_{ejf} 解析結果

	噴射終了時刻	連続噴射時間
試験1	X+19.96 s	13.34 s
試験2	X+18.06 s	12.53 s
試験3	X+17.07 s	12.57 s

8.3 テルミット剤の燃焼速度解析

図8-6にT2およびT3の温度計測結果を示す。これらの結果からテルミット剤の燃焼速度を推定する。到達温度の基準を 100 degC とし、このときの時刻から区間（熱電対の設置区間距離は 105 mm）の燃焼表面の移動時間を推定することができる。これはすなわち燃焼速度に相当する。

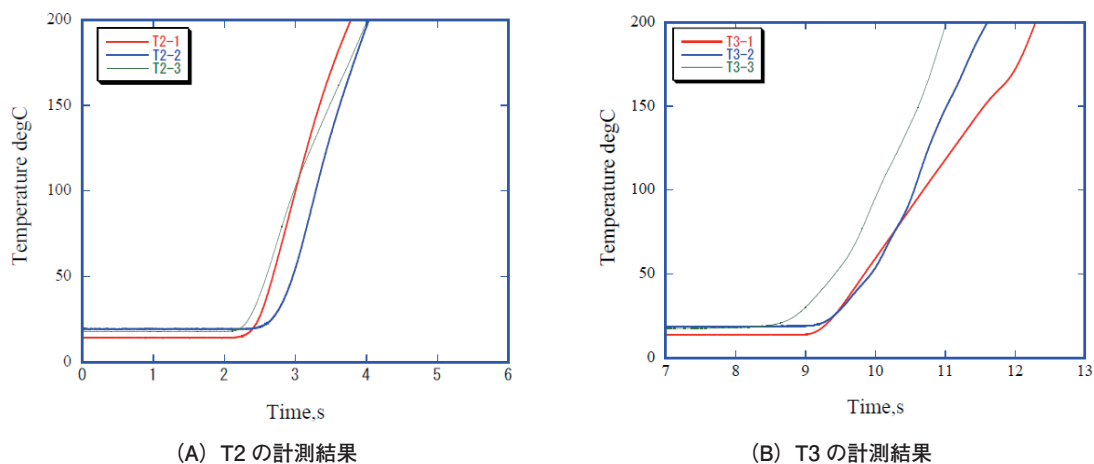


図 8-6 T2 および T3 の温度履歴

表 8-3 に温度履歴からの 100 degC 到達時刻読み取り値と燃焼速度の解析結果をまとめた。

表 8-3 テルミット剤の燃焼速度

試験番号	100 degC 到達時刻, s		燃焼速度 mm/sec	
	T1	T2	計測値	テストピース
1	3.00	10.68	13.67	11.4
2	3.28	10.55	14.44	
3	2.98	10.05	14.85	

結果から、平均燃焼速度は 14.3 mm/s となった。小規模のテルミット剤のテストピースによる燃焼試験によって得た評価結果は 11.4 mm/s であった。小規模試験結果との差異はあるものの、解析値のばらつきが小さいことから、現状の解析手法としては妥当であると考え、テルミット剤の燃焼速度にはスケール効果があると考えられていることから¹⁾、今回の結果を踏まえて燃焼機構に関するスケール効果の補正係数については別途研究課題として取り扱うこととした。

8.4 キャニスタ内圧履歴

燃焼中のキャニスタ内部の圧力履歴について計測を行った。結果を図 8-7 に示す。点火後、+2s から +3s 付近までに +0.1 MPa の圧力上昇が観察された。

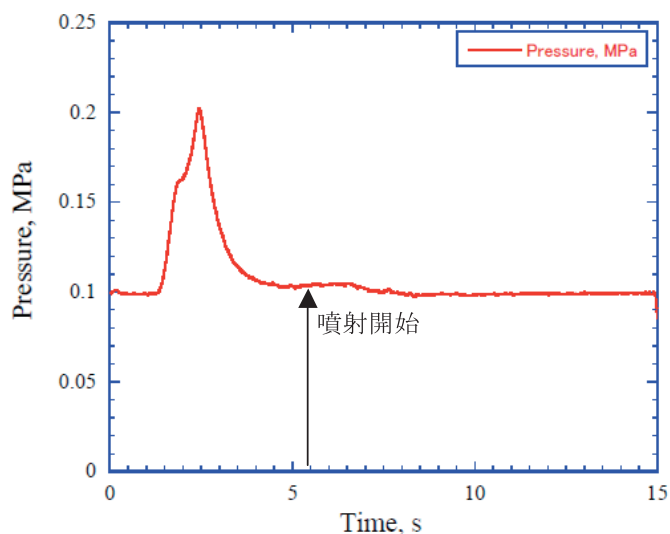


図 8-7 キャニスタ内圧の時間履歴

点火直後は計測ポートにテルミット剤が充填されているため、この圧力上昇は可燃成分の熱分解ガスが計測ポートに流入、拡散したことによるものと推測される（図8-3参照）。噴射時刻では圧力上昇がほとんど見られないことから、リチウム噴射による推力発生は無視できる範囲である。

9. テルミット剤の経年変化特性

当該装置が米国へ輸送後およそ8ヶ月の保管期間を要するため、テルミット剤について一定期間の貯蔵安定性について検討を行った。2007年に製作したS-520-23号機搭載用の機材も利用して評価を実施した。経年特性を評価するため、実験室環境におけるテルミット剤の燃速経時変化について調べた。実験サンプルは、 $\phi 20$ mm、高さ150 mmの亚克力パイプにLES用テルミット剤を薬量50 g、密度1.6で充填し、湿度70%以上のデシケータ内にサンプル末端を雰囲気接触させた状態で一定期間静置した。イオンギャップ法により燃速速度を測定した。サンプルの保管期間は、Day=0, 1, 3, 5, 7, 14, 21, 28日とし、サンプルはn=2であった。

図9-1に経過時間に対する燃速速度を示す。28日後までの燃速速度は5～6 mm/Secの間で安定していた。さらに、S-520-23号機搭載用の予備機として製作した実機について評価を実施した。当該試験品は、通常の室内に約4年間静置しており、実経年品相当のサンプルである。当該サンプルに金属リチウム120 gを装填して燃速試験を実施した。点火は正常、計画通りガス噴射しており、機能的な問題は認められなかった。およそ1ヶ月間の加湿環境条件での保管によってテルミット剤の燃速特性に影響は及ぼさないと判断される。したがって、同等品の実経年変化のデータ取得は実際には困難であるが、少なくとも加湿条件と4年実経年同等品を使って試験を行った結果から判断すれば、輸出用機器については適切な除湿環境で保管を行えば試験実施までは問題ないと判断した。

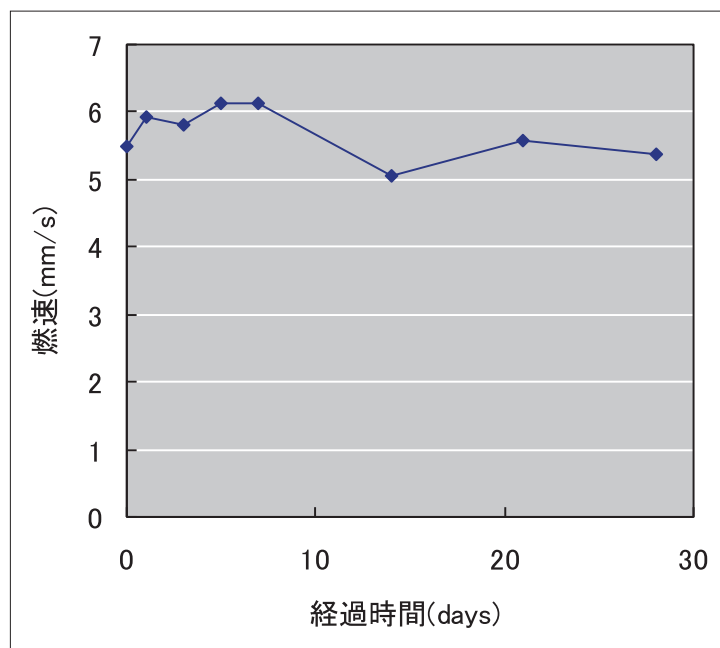


図9-1 耐湿試験結果

10. まとめ

本報告では、改良型LESのシステムコンセプトから設計、製作に至る一連の結果をまとめた。国際共同ミッション用の13機はいずれも問題なく、設計通りに製作されているものと判断する。

テルミット剤の燃速特性については、「ケミカルペイロードの研究」の成果を反映しており、初期設計から大幅に噴射時刻のばらつきを抑えるなど、基礎技術は格段に向上している。NASAのBlack Brantに搭載して実施するDaytime

Dynamo Experiment（昼間下部熱圏風観測実験）への適用において、当該装置はロケット実験の2回目の機会となることから、研究開発の一環として飛翔データ取得を試み、噴射特性について地上試験データとの比較検討を実施して検証する予定である。主として温度データを取得する計画であり、ノズル部の温度（T1）と筐体壁面温度（T2およびT3）の計測結果から、リチウムガスの噴射開始時刻（ T_{ej} ）、噴射終了時刻（ T_{ejf} ）およびテルミット剤の燃焼速度（ rb ）を解析する。当該装置はS-520-26号機に3機搭載する計画もあるため、上記国際共同ミッションのフライトデータと同様に解析を実施し、結果は熱圏風観測実験の解析に役立てるだけでなく、今後の装置関連技術の向上にも活用する。

参考文献

- 1) 長田英世, 火薬ケミストリー, 丸善, 2003
- 2) 岡田実, 伊藤正則, 岩井啓一郎, 杉江祐司, 木戸茂貴, 羽生宏人, 荒川聡, 吉田裕二, 野副克彦, “リチウム放出機構 LES(Lithium Ejection System)の開発”, 平成20年度火薬学会春季年会講演会, 2008
- 3) 羽生宏人, 荒川聡, 吉田裕二, 岡田実, 伊藤正則, 野副克彦, “リチウムガス放出装置(LES)の開発”, 第8回宇宙科学シンポジウム, ポスター, P4-38, 2008
- 4) 岡田実, 松下聖, 福田光寿, 木戸茂貴, 羽生宏人, 渡部重十, “LES(リチウム噴射装置)におけるリチウム蒸気噴射制御に関する研究(I)”, 平成21年度火薬学会春季年会講演会, 2009
- 5) 岡田実, 野副克彦, 木戸茂貴, 羽生宏人, “SiO₂系テルミット組成物の燃焼性”, 平成22年度火薬学会春季年会講演会, 2010
- 6) Volker Weiser, Evelin Roth, Angelika Raab, Maria del Mar Juez-Lorenzo, Stefan Kelzenberg, Norbert Eisenreich, “Thermite Type Reactions of Different Metals with Iron-Oxide and the Influence of Pressure, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 35, 2010, PP240-247
- 7) Hiroto Habu, “Lithium Ejection System for the ionosphere observation”, Taiwan-Japan Space Instrument Workshop(TJSIW 2010), 2010
- 8) 羽生宏人, 和田祐典, 岡田実, 野副克彦, “Fe₂O₃/Al系テルミット剤の燃速特性”, 平成22年度火薬学会秋季年会講演会, 2010
- 9) M.-Y. Yamamoto, Y. Yokoyama, H. Habu, T. Abe, S. Watanabe, M. Yamamoto, Y. Otsuka, A. Saito, T. Ono, M. Nakamura, “WIND rocket campaign: Lithium release experiment in evening midlatitude thermosphere”, ISEA-12, Crete, Greece, MAY 18-24, 2008
- 10) 山本真行, 横山雄生, 渡部重十, 阿部琢美, 羽生宏人, 大塚雄一, 齊藤昭則, 山本衛, 小野高幸, “S-520-23号ロケット放トリチウム共鳴散乱光による熱圏風測定”, 第22回大気圏シンポジウム, 2008
- 11) 南部慎吾, 渡部重十, 阿部琢美, 羽生宏人, 中村正人, 小野高幸, 大塚雄一, 山本衛, 齊藤昭則, 山本真行, リチウム放出実験—WINDキャンペーン—, 地球惑星圏学会第124回講演会, B005-P017, 2008
- 12) 小野高幸, 渡部重十, 山本衛, 阿部琢美, 羽生宏人, 齊藤昭則, 大塚雄一, 山本真行, 熱圏大気とプラズマ間の運動量輸送過程の解明, 地球電磁気・地球惑星圏学会(SGEPSS), 2007

成果報告書

- 1) JX-PSPC-287008 テルミット剤の燃焼速度特性評価
- 2) JX-PSPC-289092 テルミット剤の発熱特性に関する検討
- 3) JX-PSPC-303380 酸化ケイ素／アルミニウム混合物の熱反応特性評価
- 4) JX-PSPC-310112 Daytime Dynamo Experiment 向けリチウムガス噴射機構(LES)の製作