

低圧環境研究共同システム(LINCS)の加熱設備の整備状況

日大生産工 ○今村 宰
JAXA-ISAS 山田 和彦
東大新領域 鈴木 宏二郎

1 まえがき

大気圏再突入技術として厳しいハードルの一つとして空力加熱に対する対策が挙げられる。この対策技術として、展開型エアロシェルが注目されている。図1にその概要を示す。空力加熱の低減という観点から、大面積のエアロシェルを広げることで低弾道係数飛行を実現し、空力加熱を低減できる他、展開型とすることで打ち上げ時のインテグレーションの自由度の向上に寄与できる。この技術は、小型の地球大気圏突入回収システムや小型の火星着陸探査機などへの応用が検討されており、またデブリ対策技術としての進展も考えられる。



図1 大気圏再突入技術としての展開型エアロシェルの概要

著者ら研究のグループでは、2000年頃から薄膜フレア型の展開型柔軟エアロシェルに注目してその研究開発を進めてきた¹⁾。2004年、2009年には大気球を用いた飛行試験^{2),3)}、2012年には観測ロケットから大気圏突入実証試験に成功する⁴⁾など着実にその技術を成熟させてきた。その後2017年には、地球低軌道上で展開型柔軟エアロシェルを展開実証を目的の一つとして、J-SSODを利用したISS放出の超小型衛星EGGによる実証試験を実施した^{5,6)}。図2はEGGのISSからの放出の様子である。なお、EGGの実証試験には、「平成28年度上期打上げ機会「きぼう」放出超小型衛星（無償の仕組み）」の公募を利用させていただいた⁷⁾。



図2 EGG放出時の様子(2017年1月16日)

Status of Heating Equipment in LINCS,
Low-Pressure Investigation Cooperation System

Osamu IMAMURA, Kazuhiko YAMADA, and Kojiro SUZUKI

この開発に前後して、日本大学生産工学部においては、津田沼キャンパスの40号館に設置されている低圧環境研究共同システム(LINCS: Low-Pressure Investigation Cooperate System)の整備を進めてきた。LINCSは、内径2.6mの円筒の真空容器であり、長さは5m強であり、その大きさが特徴である。まずは真空状態でのインフレータブル構造の展開試験ができるように、油回転真空ポンプ(KPR-7500, 大亜真空株式会社製)や外部とのインターフェイル用のフランジなどを整備した⁸⁾。さらには圧力を1桁程度下げることが目的に2017年には、メカニカルブースターポンプの設置を行い、配管のインピーダンスも考慮して配管の改良工事も実施した。その結果、10Pa以下の到達圧力を達成することができた⁹⁾。2018年度においては、冷却設備の改良を行った⁸⁾。冷却壁としてLINCSの中に、図3に示した1.2m四方の銅製の箱を用いた冷却箱を設置している。冷却箱の周りには、図4に示されるように液体窒素を導入して壁面を冷却することができるようになっている。この冷却設備の改良のため、断熱壁の設置、また銅箱容器の吊り下げなどを実施した。



図3 LINCSの概観

このような状況の中、EGGの後継機として2020年度の打上を目指して、BEAKというISS放出超小型衛星の開発を進めようとしているところである¹⁰⁾。BEAKもEGGと同様にISS放出の3Uの衛星として企画されており、ISSから放出時の大きさは11cm×11cm×34cm程度である。EGGと同様に軌道上での展開を予定しており、その時のイメージ図を図5に示す¹¹⁾。EGGとの大きな違いは、形状記憶合金(SMA)を用いた展開構造を有していることである。特にSMAによるエアロシェルの展開機構は、極超音速風洞実験の例があるものの、実証例は多くなく、地上設備での加熱試験が求められる。

このような観点から、LINCSにおいても加熱設備を整備しているところである。

以上のような背景から、本報ではLINCSにおける加熱設備の整備状況について報告する。



図4 LINCSの冷却設備

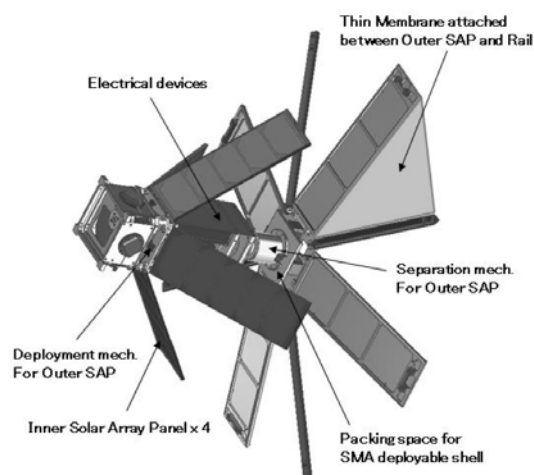


図5 BEAKの構造¹¹⁾

2 加熱設備の整備状況

図6にLINCSの加熱設備の概要を示す。この図に示されるように、真空容器内部にセラミックヒーターを設置し、セラミックヒーターの温度を真空チャンバー外部に設置されて

いる温度調節器で調整できるようになっている。またチェックアウトを用意するため、真空容器内部および外部の配線に各々コネクタを設け、真空容器の外部においても接続し、チェックアウトが可能な構造とした。これらの配線は、専用のフランジを通して配線されている。

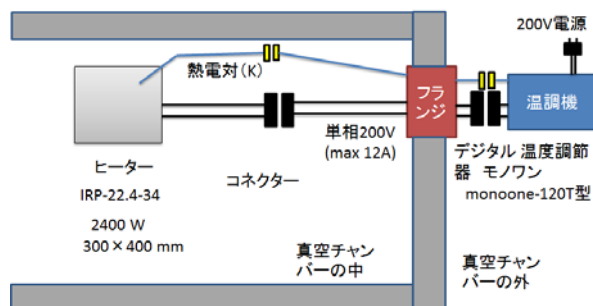


図6 LINCS加熱設備の概要

セラミックヒーターは300mm×400mmのものを5機設置しており、同一平面になるように固定している。その様子を図7に示す。各々のセラミックヒーターへは200V単相交流が供給され、出力は最大2400Wである。温度調節器により電流が制御されており、最大のヒーターの設定温度は500℃である。

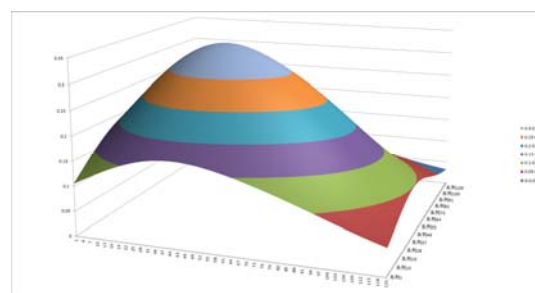
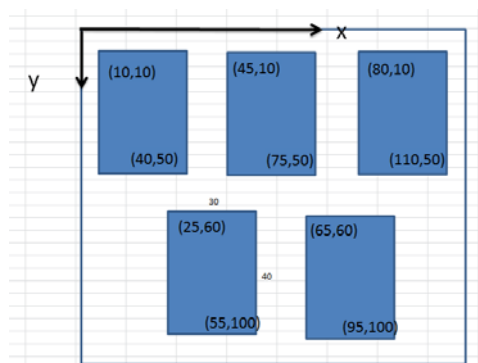


図8 セラミックヒーターの設置位置と形態係数の関係 (縦軸は形態係数)



図7 セラミックヒーターおよび温度調整器の設置状況

図8にはセラミックヒーターの設置位置の検討例を示す。5つのヒーターを設置した場合の形態係数を順次計算している。図8に示すような配置であれば、形態係数が0.3を超える領域が直径40cmの円程度の大きさになる。仮に加熱される側の温度を25℃すると、セラミックヒーターの温度が340℃程度で輻射加熱量は1.4kW/m²程度と太陽定数程度になり、展開前の3Uの衛星を考えると、宇宙空間での太陽からの輻射による衛星の加熱を模擬可能である。形態係数が0.15を超える範囲は直径1m程度の円であり、セラミックヒーターの温度が460℃程度で輻射加熱量が太陽定数程度なる。展開後の衛星の太陽からの加熱を考えた場合は、ヒーターの位置や温度を個別に管理する必要があるものの、模擬は可能であると言える。

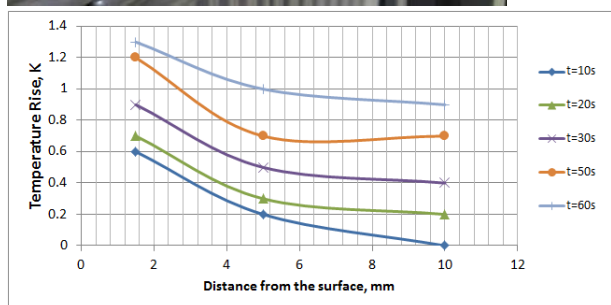


図9 ヒーター加熱予備試験と熱流束計測の結果

図9には、熱電対を埋め込んだ真鍮片を用いて、セラミックヒーターからの熱流束を計測した例を示す。真鍮片は直径25mm、長さ25mmであり、円柱の中心軸上に片側の円柱面から、1.5mm、5mm、10mmのところからK種熱電対が埋め込んである。セラミックヒーターと真鍮片との距離は5cmで、セラミックヒーターの温度は300℃とした。加熱開始から、すべての熱電対の温度が上昇しており、真空片内の平均の温度勾配は、56 K/mと見積もられた。これから見積もられる熱流束は30kW程度であり、今後、真空中において輻射加熱の熱流束測定を実施していく予定である。

3 まとめ

LINCSの加熱設備の整備状況についてまとめた。セラミックヒーター、温度調整器などの設置は完了しており、今後は試験目的に合わせて適切なヒーターの設置位置や温度の制御法を考えていく必要がある。また実際の輻射加熱量を計測する準備を進めている。

参考文献

- 1) 山田和彦, 鈴木宏二郎, 安部隆士, 今村宰, 秋田大輔: 展開型柔構造大気圏突入機MAACの開発と将来展望, 日本航空宇宙学会誌, 第59巻, 第695号, 2011年, 12月
- 2) Yamada, K., Akita D., Sato, E., Suzuki, K., Narumi, T., and Abe, T.: Flare-Type Membrane Aeroshell Flight Test at Free Drop from a Balloon, J. Spacecraft and Rocket, Vol. 46, No. 3, 2009, pp. 606-614

3) Yamada, K., Abe, T., Suzuki, K., Honma, N., Koyama, M., Nagata Y., Abe, D., Kumura, Y., Hayashi, K., Akita, D. and Makino, H.: Deployment and Flight Test of Inflatable Membrane Aeroshell using Large Scientific Balloon, 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Dublin, 2011, AIAA Paper 2011-2579.

4) Yamada, K., Nagata, Y., Abe, T., Suzuki, K., Imamura, O., and Akita, D.: Suborbital Reentry Demonstration of Inflatable Flare-Type Thin-Membrane Aeroshell Using a Sounding Rocket, AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, January, Vol. 52, No. 1(2015) : pp. 275-284

5) Yamada, K., Moriyoshi, T., Matsumaru, K., Kanemaru, H., Araya, T., Suzuki, K., Imamura, O., Akita, D., Nagata, Y., Shoji, Y., Takahashi, Y., Watanabe, Y., and Abe, T. : Re-entry Nano-Satellite with Gossamer Aeroshell and GPS/Iridium deployed from ISS, 31th ISTS paper 2017-f-21, 2017

6) <http://www.isas.jaxa.jp/topics/001003.html> (2019年10月17日アクセス)

7) 今村宰, 森吉貴大, 松丸和誉, 金丸拓樹, 荒谷貴洋, 山田和彦, 鈴木宏二郎, 秋田大輔, 永田靖典, 莊司泰弘, 高橋裕介, 渡邊保真, 安部隆士, EGG (re-Entry satellite with Gossamer aeroshell and Gps/ iridium) ミッションの概要, 第61回宇宙科学連合講演会, 1D01, 新潟, 2017

8) 今村宰, 山田和彦, 鈴木宏二郎, MAAC R&D Group, 真空チャンバー中におけるインフレータブル構造体の展開試験, 第47回日本大学生産工学部学術講演会, 1-12, 2014

9) 今村宰, 南友孝, 山田和彦, 鈴木宏二郎, 低圧環境研究共同システム(LINCS)における熱真空試験に向けた取組み, 第51回日本大学生産工学部学術講演会, P40, 2018

10) 鈴木宏二郎, 展開型エアロシェルと超小型推進機を搭載したsuper EGG衛星構想, 第61回宇宙科学連合講演会, 1D10, 新潟, 2017

11) Kazuhiko Yamada, Kojiro Suzuki, Osamu Imamura, Daisuke Akita, Yasunori Nagata, Yasuhiro Shoji, Yusuke Takahashi, Flight Demonstration of Deployable Aeroshell Technology Using Nano-Satellite Opportunity, International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering, FAR2019, 4.11.2, Monopoli, Italy, 2019

12) 今村 宰, 石田 智樹, 綿貫 忠晴, 鈴木 宏二郎, 極超音速気流中における形状記憶合金製フレームを有する柔構造体エアロシェルの展開実験, 日本航空宇宙学会論文集, 55(646) pp.561-562 (2007)