

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

日大生産工 ○今村 宰 日大生産工 南 友孝
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、展開型エアロシエルが注目されている。空力加熱の低減という観点から、大面積のエアロシエ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。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エ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エ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⁾。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⁶⁾。さらには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⁷⁾。

ISS放出の超小型衛星EGGの概要図を図1に示す。この図に示されるようにISS放出時はEGGは3Uの衛星であるから11cm×11cm×34cm程度の大きさであるが、エアロシエルを展開後は対辺が約80cmの大きさになる。現在構想中のBEAKにおいても、展開後のサイズは多少異なるものの、EGGと同様な思想で製作する予定である。研究チームとしては、初めて

の衛星開発であり、特に宇宙空間における衛星の熱環境の予測が新規の検討項目であった。低軌道上の機体は、日照時は高温になり、日陰では低温となる。実験室では周囲の壁と輻射による熱交換を行うが、宇宙空間では背景輻射が3Kであり周囲から輻射加熱を受けないことと、また真空であるため機内における温度分布が大気中と異なることが問題となる。EGGの成果として、宇宙空間における温度分布が計測されており、今後に繋がる知見⁸⁾が得られている。他方で熱数学モデルを構築するにあたっては、最終的には実験結果との合わせこみが必要なパラメータも存在し、3Uサイズであれば真空下における熱試験(熱真空試験)が実施できるが、展開後の80cm程度の大きさになると、設備の都合上、熱真空試験自体の実施が困難であり、今後のBEAKの開発におけるボトルネックとなる可能性がある。他方で、日本大学生産工学部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)はその規模が特徴的であり、これを利用した熱真空試験が可能となれば、大学所有の国内設備としては非常に魅力的な設備となり得る。



図1 EGGの概観図⁶⁾

このような観点から、著者らが進めている柔軟構造体を利用した再突入飛行体の研究活動にも有意なシステムとなるように、LINCSを熱

Initiatives for thermal vacuum test in LINCS,
Low-Pressure Investigation Cooperation System

Osamu IMAMURA, Tomotaka MINAMI,
Kazuhiko YAMADA, and Kojiro SUZUKI

真空試験対応可能な設備へと改良を進めている。本報では、今までの熱真空試験に向けた取組状況について報告する。

2 真空度の向上

熱真空試験で使用する実験設備は、日本大学生産工学部津田沼キャンパス40号館1階に設置されている低圧環境研究共同システム (Low-Pressure Investigation Cooperate System) を使用する。LINCSは、内径2.6mの円筒の真空容器である。平成29年度当初の状況では、真空ポンプ内の圧力は真空チャンバーは130Pa程度までしか真空引きすることができなかった。他方でできる限り宇宙空間に近づけるには、低圧の方が好ましいが、この点について熱流束と平均自由行程の観点から検討を行った結果を図2に示す。平均自由行程は、常温の窒素分子を仮定しているが、超小型衛星程度の平均自由行程になるには0.1Pa程度必要であることがわかる。また衛星内の熱伝導を考えると、ギャップの代表長として、1mm程度を考えるとこれに対応する平均自由行程となるには10Pa程度であることがわかる。1mmから5mmの程度のギャップに10Kの温度差があった場合の空気の熱伝導による熱流束を見積もった結果を図には合わせて示してあるが、これらは、数10Pa程度からこれらは急激に減少していくことがわかる。300Kの黒体からの熱放射はステファン-ステファンボルツマンの法則から $460\text{W}/\text{m}^2$ であるから、熱伝達が熱放射の1割以下となることを指標とすると、数Paの圧力が求められる。そのため熱的な観点からも、圧力の低減が必要であるという結論に達した。真空ポンプを停止した状態では、真空チャンバー内の圧力はおよそ100Pa/日程度の圧力上昇が見られた。これからリークの穴径を見積もったところ、約0.0001mmと極小であり、リークの改善はこれ以上不可能であると結論付けた。そのため排気速度の向上が必須であるという結論となった。

このような観点から真空ポンプの増設を検討したが、予算上の問題もあり、初期より設置していた油回転真空ポンプ(KPR-7500, 大亜真空株式会社製, カタログ到達圧力0.7Pa)に加えて、メカニカルブースターポンプ DMB-2500, 大亜真空株式会社製, カタログ到達圧力0.07Pa)の設置を行った。設置された様

子を図3に示す。設置に関しては、平成29年5月頃から検討が始まり、8月から詳細設計を行い、2017年12月7日から11日にかけて改造、設置工事が行われた。設置前は、真空チャンバーから油回転真空ポンプまで100Aの配管で接続されていたが、配管のインダクタンスも懸念して、メカニカルブースターポンプは、真空チャンバーの200Aフランジに空気動作弁(LAB-8K)を直付けし、その直接メカニカルブースターポンプを接続した。メカニカルブースターポンプの排気は従来の配管の途中に三方弁を設けて、既設の油回転ポンプに接続した。予算の都合上、真空スイッチなどはインターロックは作動させていない。

実際の運用であるが、まずは油回転ポンプで2.7kPa付近まで真空引きし、その後、メカニカルブースターポンプを起動し、空気動作弁を開とした。これによる試験結果を図4に示す。この図に示されるように、本ポンプの設置により、到達圧力は1桁以上、改善した。また図には示していないが、冷却試験と同時に進行することで、最終到達圧2Paを実現できた。

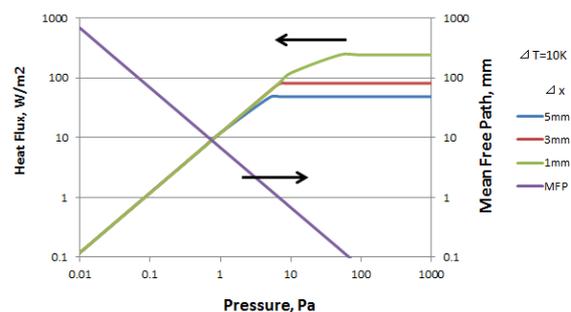


図2 圧力による熱流束の検討



図3 設置されたメカニカルブースターポンプの様子

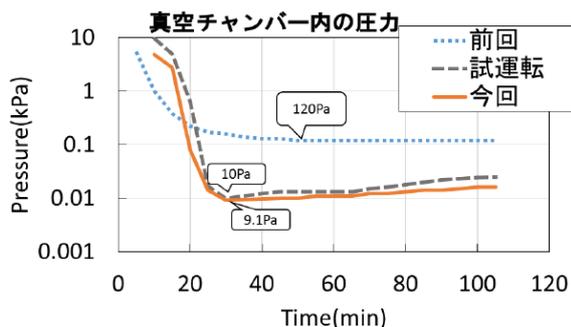


図4 真空チャンバー内の圧力



図5 LINCSと1.2m四方の銅製の箱

3 冷却壁の設置

冷却壁としてLINCSの中に、図5に示した1.2 m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6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。チャンバーに設置された専用のフランジを通して、液体窒素は圧力をモニターしながら、2壁面を下方から上方に向かって流れることで、壁面を冷却する。各壁面にはK種熱電対が設置されており、各壁面の温度をモニタリングすることができるようになっている。また同箱の内面は黒体スプレーが塗布してあり、内部に設置された衛星からの放射を吸収し、反射しない構造となっている。前面の扉は開閉式になっており、太陽から、もしくは再突入時の加熱環境を模擬できるように、一方向から加熱することが可能な仕組みとなっている。図7に液体窒素を壁面に流した結果を示す。このように液体窒素を流すことで、壁面温度はマイナス60℃程度まで低減することはできたものの、これ以上の低減は不可能であった。そのため、この原因について考察するため、直径2.6mのチャンバー内壁からの輻射による加熱 Q_R 、および下部を断熱材で支えているため、断熱材からの熱伝導 Q_c 、液体窒素によって持ち去られる熱量 Q_{N_2} を壁面温度により見積もり、それらの差 $\Delta Q = Q_R + Q_c - Q_{N_2}$ 算出した。その結果を示したものが図8である。この図から熱収支は260Kくらいでバランスすることから、これは液体窒素が流れていない面の温度におよそ相当していることがわかる。温度低減のためには、熱伝導および輻射による熱の流入を押さえなければならないことがわかる。このような観点から熱伝導を0とし、3層の断熱壁を設置した場合を考えたものが図9である。この場合、熱収支が0になるのは120K程度となる。図10には壁面温度による冷却箱内に存在する衛星模型への熱流束の変化を示している。

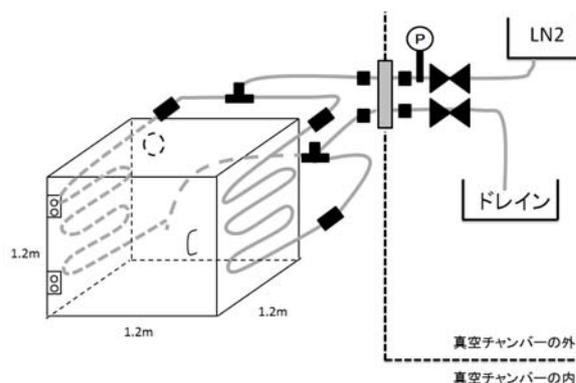


図6 液体窒素を用いた冷却システム

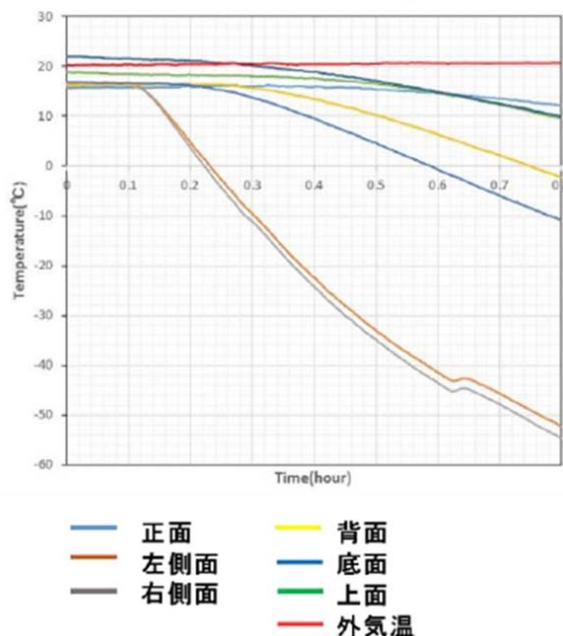


図7 断熱壁なしの場合の温度履歴

熱流束は、壁温が3Kの場合（すなわち宇宙空間を模擬した場合）で正規化している。この図に示されるように壁温120Kであれば、宇宙空間で輻射によって冷却される熱流束に比して、その97%程度であり、熱収支のバランスの誤差は

3%以内で実験可能であることがわかる. このような観点から, 熱伝導による熱流入を低減するため冷却容器を懸垂するとともに, 断熱壁の製作を現在進めているところである.

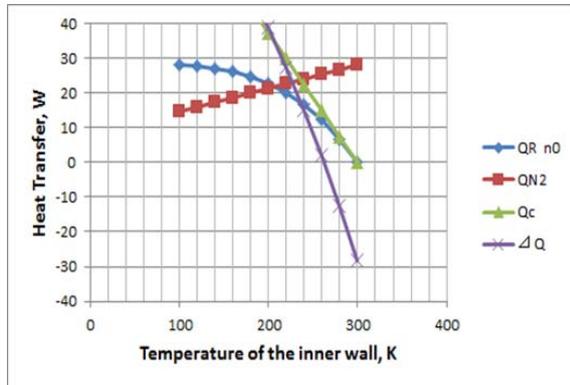


図8 壁面温度による輻射加熱 Q_R , 熱伝導による加熱 Q_C , 液体窒素による冷却 Q_{N_2} の見積もり ($\Delta Q = Q_R + Q_C - Q_{N_2}$)

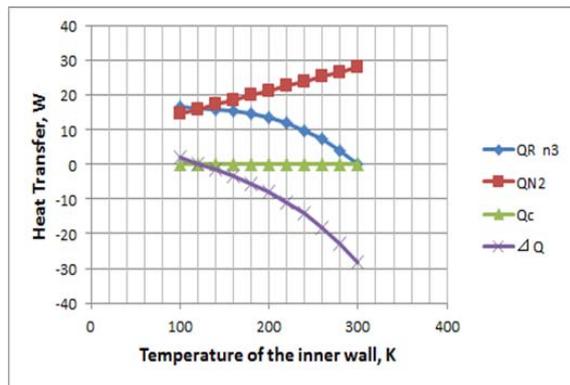


図9 熱伝導による加熱 $Q_C=0$ および断熱壁を3枚有した場合の冷却箱の熱収支の見積もり

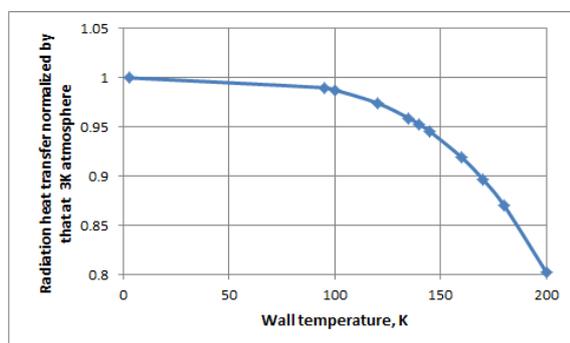


図10 壁面温度による輻射熱流束の変化 (3 Kの壁面で正規化)

5 まとめ

超小型衛星の熱真空試験を念頭に, 40号館に設置されているLINCSの改良を進めている.

メカニカルブースターポンプの増設により, 120Pa程度であった到達圧力が約9Pa以下を達成することができた. これに加えて熱収支の見積もりを行い, 冷却箱の懸垂および断熱壁の設置を実施している.

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) 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
- 7) 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
- 8) 荒谷貴洋, 金丸拓樹, 鈴木宏二郎, 山田和彦, 小柳潤, EGG衛星の熱数学モデルによる予測とフライト結果との比較, 第61回宇宙科学連合講演会, 1D05, 新潟, 2017