

展開型柔軟構造エアロシェルの耐熱性能評価

日大生産工 (院) ○松丸 和誉
JAXA/ISAS 山田 和彦
日大生産工 今村 宰

1 緒言

近年、惑星や衛星からサンプルを持ち帰ることを目的としたサンプルリターンミッションや惑星探査ミッションなどが数多く提案されている。これらのミッションに欠かせないのが大気圏突入システムであり、このシステムの要求もまた高まりつつある。日本の代表的な大気圏突入システムとして、惑星間軌道から地球に向け大気圏突入に成功し、小惑星からサンプルを持ち帰った弾道型のはやぶさ (MUSES-C)、海外では有翼型のスペースシャトルなどが挙げられる。これらは大気圏突入時の空力加熱に対して耐えるというコンセプトとしており、代表的な熱防護システムとして、高温耐熱タイルやアブレータなどが用いられている。

これに対し、我々のグループでは大気圏突入時の空力加熱に対し、避けることをコンセプトとした展開型柔軟構造エアロシェルの新規開発を行っている¹⁾。これは図1のように宇宙空間でインフレータブル構造体にガスを注入することで柔軟な膜面を展開する仕様になっており、この展開状態で大気圏に突入することで大面積且つ軽量化により低弾道係数を利用して高高度から減速することが可能である²⁾。そのため、空力加熱の大幅な低減が見込まれることで空力加熱から避けるシステムとなっている。

このシステムを実用化する上で必要な点として、空力加熱環境に最も耐えることが厳しいとされているインフレータブル構造体の耐熱性能評価が重要なポイントである。そこで本試験では、インフレータブル構造体の表面に施行する異なる色彩の断熱層が与えるインフレータブル構造体の耐熱性能評価を新規に開発したICP加熱器を用いて試験を行い、空力加熱に耐えられる設計に反映することを目的とする。

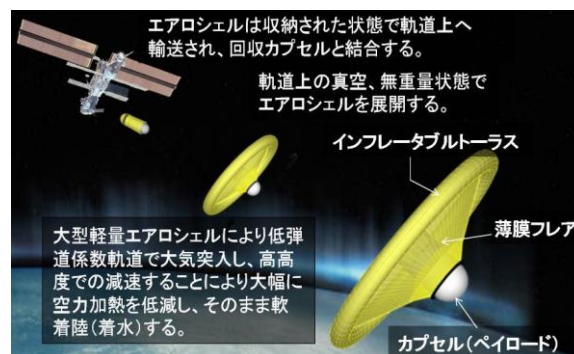


図1：柔軟構造エアロシェルによる大気圏突入時の概念

2 インフレータブル構造体の構成

我々が想定している実ミッションとして、総重量15kg、地球低軌道からの大気圏突入システムである。この場合のエアロシェルの直径は2.5mである。この際の空力加熱の環境は最大動圧0.16kPa、最大加熱率110kW/m²である。これに耐えることを想定したインフレータブル構造体の設計案を図2、素材リストを表1に示す。気密層は、フィルム材料の中で耐熱性の高いポリイミドフィルムを採用し、それをシリコン系の接着剤で接着して、気室を製作。接着部は、加熱面の裏側になるようにして製作する。また、外皮は、有機系の繊維材料で最も耐熱温度が高いZYLON繊維を仕様し、断熱層には、アルミナ繊維を採用し、加熱面側だけに貼り付ける。これらの材料の耐熱温度は、アルミナ繊維1600deg.C程度、ZYLONフィラメント織物650deg.C程度、ポリイミドフィルム550deg.C程度、シリコン類では350deg.C程度となっており、実フライト環境時に、これらの耐熱温度を下回るような層構造とする必要がある。

Evaluation of heat resistance performance for deployable aeroshells

Kazushige MATSUMARU, Kazuhiko YAMADA, Osamu IMAMURA

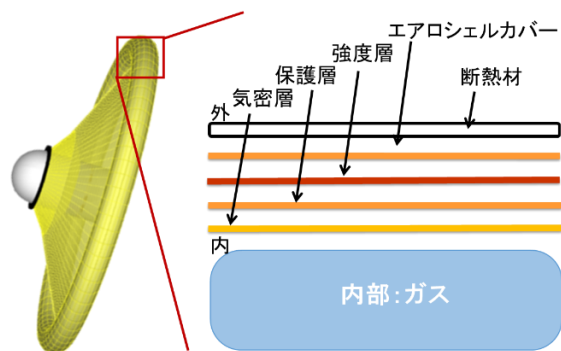


図2：インフレータブル構造体断面

表1：インフレータブル構造部の材料

構造	材料
気密層	ポリイミドフィルム シリコン接着剤
保護層	ZYLON フィラメント織物
強度層	ZYLON フィラメント織物×2
エアロシェル カバー	ZYLON フィラメント織物
断熱層	アルミナ長繊維フェルト
断熱層固定布	アルミナ長繊維織物

3 実験装置

本試験で用いる ICP (Inductively Coupled Plasma) 加熱器は高エネルギー且つ比較的
低空力加熱の空気プラズマが生成可能であり、長時間加熱ができるといった点で、柔軟エア
ロシェルによる大気圏突入時の空力加熱環境を模擬することができる装置である。主な構
造として、1)本体、2)ガスボンベ、マスフロー
コントローラなどのガス供給系、3)真空チャ
ンバー及び真空ポンプ、4)本体部を冷やす冷
却装置からなる。ICP 加熱器の外観を図 3 に
示す。

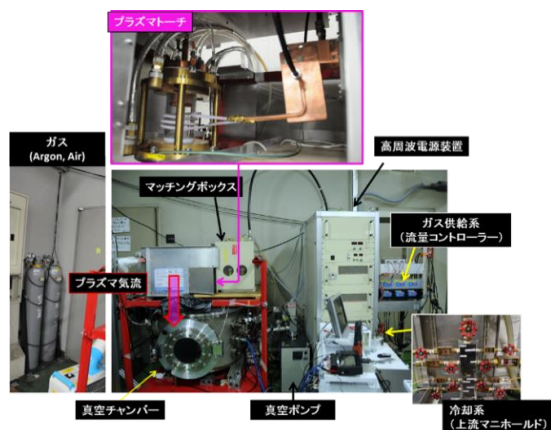


図3：ICP 加熱器外観

4 実験方法

4. 1 試験体

本試験では、インフレータブルトールラス部
を模擬した円柱形状のインフレータブル模型
を供試験体として採用した。このインフレー
タブル構造に関して、基本的な設計概念は図
2 に示した通りである。構成材料は、気密層
には 12.5 μ m のポリイミドフィルム (耐熱温
度 550deg.C), その外側に破損しやすいポリイ
ミドフィルムを保護する保護層に ZYLON フ
ィラメント織物 (耐熱温度 650deg.C) を取り
付ける。そして、その外側に強度層として、
ZYLON フィラメント織物×2 枚を繊維方向
45 度ずらして縫い合わせたものを使用する。
その模型の写真を図 4 に示す。



図4：円柱型インフレータブル模型

また、これを基本構造として、耐熱性の向
上を図るため、エアロシェルカバーに ZYLON
フィラメント織物、断熱層にアルミナ長繊維
フェルト (厚さ 6mm, 白色) ×2 枚、断熱層
固定布にアルミナ長繊維織物 (白色) を使用
する。実ミッションでは、この断熱層は前面
のみに張り付けることを想定しており、加熱
面では空力加熱による加熱と同時に輻射によ
る冷却が行われ、背後からは輻射冷却によっ
て放熱される。しかし、本試験では、図 5、図
6 に示すように、断熱層を全面に施工した。
これは、現状の ICP 加熱器の気流は、亜音速
であるため、高温プラズマ気流による前面以
外からの加熱を避けるためである。この断熱
層に使用しているアルミナ繊維は、加熱時に
は高温状態になると輻射率が大きく低下する
と考えられている³⁾。そこで断熱材表面に酸
化銅クロムを塗布することにより、輻射率の
向上を図ることで、内部温度の上昇を抑える
効果についての検証も行う⁴⁾。図 5 は、アル
ミナ繊維をそのまま使用した模型、図 6 は、
アルミナの表面を黒色化したものである。

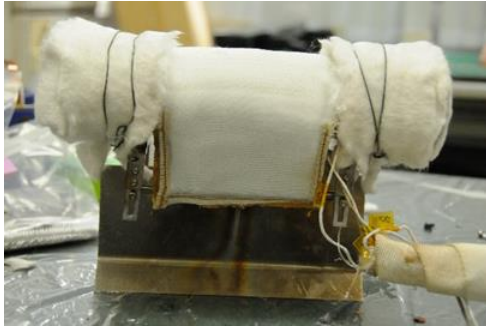


図5：断熱層を施したインフレータブル模型

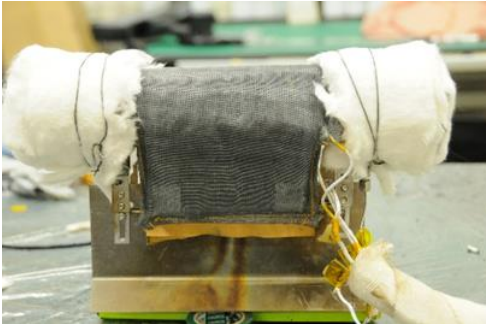


図6：断熱層を黒色化した場合の模型

4. 2 試験方法

加熱試験時のシステムブロックを図7に示す。計測項目として、模型内圧とインフレータブル模型の強度層表面・裏面、断熱層間の温度を計測する。図8には、温度計測用の熱電対の配置を示す。断熱層の間、気密層であるポリイミドフィルムに最も近い点である強度層表面、シリコン接着剤でポリイミドフィルム同士を接着している部位に近い模型背面の淀み点の計3カ所の温度履歴を計測した。本試験においては、気密層の内圧を120kPaに設定したインフレータブル模型を、ICP加熱器により生成された熱流束 100kW/m^2 オーダーのプラズマ気流に300秒間投入する。

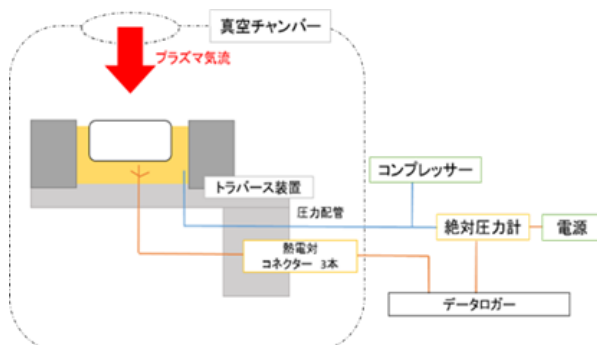


図7：加熱試験時のシステムブロック

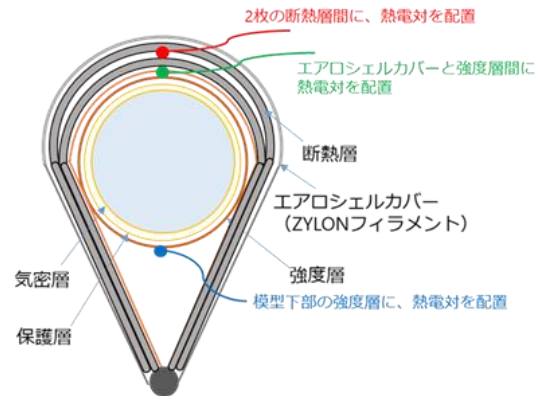


図8：温度測定箇所

5 実験結果

加熱試験は、基準模型4回、黒色化模型3回の計7回の加熱試験を実施した。

4回実施した基準模型での加熱試験における、インフレータブル模型の温度履歴を図12に示す。それぞれに部位の最高到達温度は断熱層間では約 $720\sim 800\text{deg.C}$ 、強度層表面ではおよそ 600deg.C 、模型背面はおよそ 400deg.C であった。また、試験毎のばらつきは、 100deg.C 程度であった。ポリイミドフィルムの耐熱温度、シリコン類の耐熱温度は、それぞれ約 550deg.C 、約 350deg.C 程度ある。それに対し、図9の各部位の温度履歴より、気密層となるポリイミドフィルムに最も近い強度層表面の温度がポリイミドフィルムの耐熱温度とほぼ同程度に達している。また、模型背面付近でポリイミドフィルム同士を接着しているシリコン接着剤の耐熱温度と測定された模型背面温度がほぼ同程度であることがわかる。つまり、各材料の耐熱温度上回るため、材料の破損へつながる可能性が高いことが推測される。

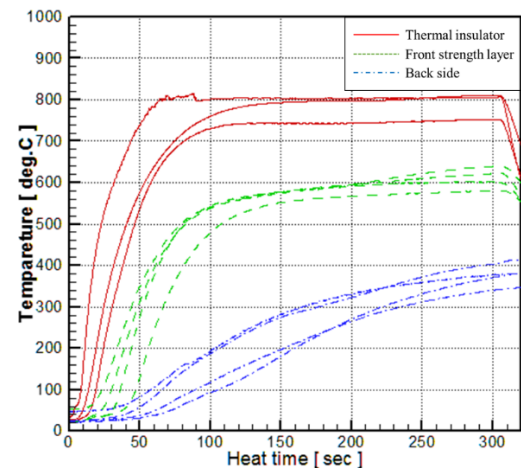


図9：基準模型での各部位の温度履歴

次に、輻射率向上により輻射冷却の効果を期待している黒色化模型での加熱試験の結果を示す。試験は3回実施した。インフレータブル構造部の各温度履歴を図10に示す。これより最高到達温度は断熱層間では約720～800deg.C、強度層表面ではおよそ500deg.C、模型背面はおよそ280deg.Cであった。

この結果より、断熱層表面を黒色化することにより、白い断熱層よりも模型内部への熱の流入が減少している可能性が示唆された。

基準模型の時と同様に、各部位の到達温度を材料の耐熱性能と比較すると、強度層表面と模型裏側の温度は、それぞれ、ポリイミドフィルムの耐熱温度、シリコン類の耐熱温度より十分に低く抑えられており、高温による材料自体の破壊には至らなかったと考えられる。この結果より、断熱層表面を黒色化することにより、基準模型と同様の断熱材2枚(6mm×2枚)を施工した層構造でも、柔軟エアロシェルによる大気圏突入時に想定される空力加熱環境に耐えることができる可能性があることがわかった。

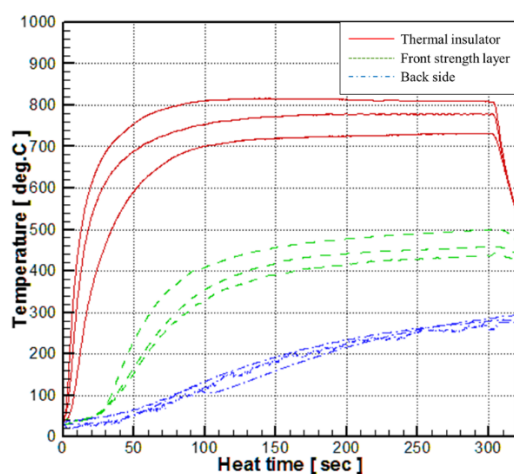


図10：黒色化模型での各部位の温度履歴

5 結言

展開型柔軟エアロシェルの実現にむけた重要な技術課題であるインフレータブル構造部の耐熱性評価のために、ICP加熱器を用いて、インフレータブル構造体の加熱試験を実施した。ICP加熱器により生成した100kW/m²オーダーの熱流束を有するプラズマ気流に円柱型のインフレータブル模型を投入し、そのインフレータブル構造内部の温度履歴を測定し、その耐

熱性評価を行った。本研究では、特に、加熱面に施工する断熱材の表面の色が模型の耐久性に与える影響について調べた。この結果より、加熱面を黒色化することにより、白色のものより100deg.C程度内部温度を低下させることがわかった。そして、本実験にて採用した層構造をもったインフレータブル構造体が、柔軟エアロシェルによる大気圏突入時の加熱率である100kW/m²級の熱流束をもった空気プラズマ気流に300秒間耐えることができることを確認した。今後は、さらに追試験で、このデータの信頼度を上げていくとともに、本試験で得られた知見を踏まえて、実際の大気圏突入機のインフレータブル構造部の設計に反映していく。

「参考文献」

- 1) . 山田和彦, 他, 「展開型柔軟構造大気圏突入機MAACの開発と将来の展望」, 日本航空宇宙学会誌, 第59巻, 第695号, 2011年, 12月
- 2) . 山田和彦, 他, 「柔軟構造エアロシェルによる低弾道係数型大気突入システムに関する研究」, 日本機械学会 2008年度年次大会 論文集, pp.341-342 (講演番号 4010), 2008
- 3) . Incropera, F.P. and DeWitt, D.P., “Introduction to Heat Transfer”, John Wiley & Sons (1985)
- 4) . 山田和彦, 他, 「柔軟エアロシェルによる大気突入システムの実用化にむけた技術課題」, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集 p6, 2014年11月12日