

観測ロケット実験における柔軟構造飛翔体の空力加熱について

高橋裕介 (北大), 山田和彦 (JAXA/ISAS), 安部隆士 (JAXA/ISAS), 鈴木宏二郎 (東大)

1. 緒言

柔軟構造飛翔体は革新的な宇宙輸送技術の一つである。比較的軽量で大面積の柔軟エアロシェルを用いることで低弾道係数飛行を実現し、飛翔体が再突入の際に経験する厳しい空力加熱を低減することが期待されている。柔軟構造飛翔体は、コンパクトにパックされた状態で軌道投入され、軌道離脱前にエアロシェルを展開し、大気再突入を行う。一般に、繊維で構成されるエアロシェルが熱防御システム、パラシュート及び、水上への着水であればフロートの役割を兼ねるために、EDL(Entry, Descend and Landing)中にクリティカルな運用がないことが利点の一つでもある。その研究は1960年代に米国でスタートし、特に近年において盛んに進められている。日本における研究開発としては、薄膜フレア型エアロシェルを有する柔軟構造飛翔体に対して、MAAC (Membrane Aeroshell for Atmospheric-entry Capsule) プロジェクトを中心に進められてきた。これまで、要素技術に関して実験的・解析的両面からの研究が行われると共に、2004年や2009年では大気球試験による大気圏突入実証試験⁽¹⁾が実施されている。MAACの将来的な実利用へ向けた研究開発の一環として、地球低軌道からの再突入実証試験 Titans が提案されている。これは柔軟エアロシェルによる大気再突入に加え、イリジウム衛星通信網を利用した位置特定システムを組み合わせることで、新しいメリットを付加するとともに、既存の再投入回収システムに新たなオプションを提供するための実証試験でもある。

このようなプロジェクトの流れにおいて、2012年8月に観測ロケットを用いた大気突入実証試験⁽²⁾が実施された。なお便宜上、ここではその実験機を SMAAC と呼ぶ。SMAACの概略図と再突入軌道(事前予測値)をそれぞれ図1, 2に示している。高度110 km($t = 100$ sec)において観測ロケットから実験機は分離をし、最高高度150 km($t = 100$ sec)まで到達した後に再突入を始める。空力加熱が現れるのはおよそ高度90 km ($t = 300$ sec) から高度40 km ($t = 350$ sec)の区間である。高度58 km付近で最大空力加熱を迎えることが示される。なお、ここで示される熱流束は Tauber モデル⁽³⁾から算出している。観測ロケット実験においては、ロケット分離時から着水直前までカプセル内部温度や膜面上温度、トーラス内部圧力の履歴が取得された。これらは、再突入中の実験機

がどのような空力加熱を経験していたのか重要な情報を与えるものである。特に空力加熱が現れる区間において、SMAAC周りのレイノルズ数は $10^4 \sim 10^5$ であり、流れ場が乱流であった可能性が考えられる。層流場と乱流場では表面熱流束が大きく変わるため、今後の新しい飛翔体を設計する上で、流れ場の状態を明らかにすることは意義が大きい。ここでは膜面温度履歴に焦点を当て、数値解析アプローチを用いて膜面上の空力加熱量を算出するとともに、実験機周囲にどのような流れ場が形成されていたのか調査を行う。

Experimental Vehicle

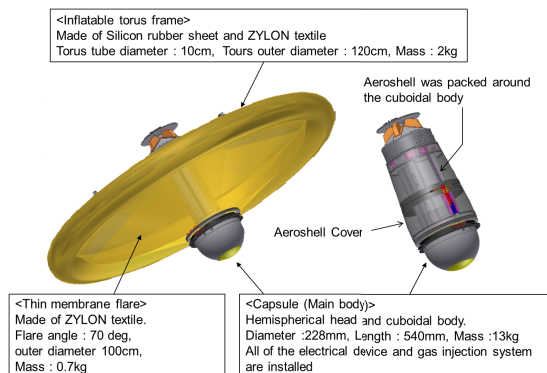


図 1: Schematic view of SMAAC.

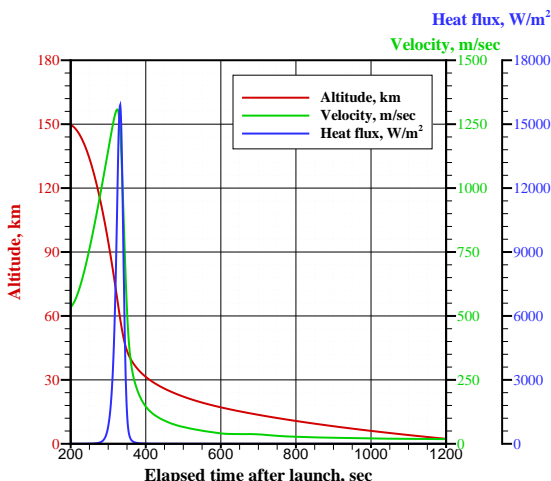


図 2: Trajectory profile of SMAAC mission.

2. 実験機

図3は SMAAC の構成と形状を示している。カプセル部は底面直径 190 mm、曲率半径 95 mm の

Sphere cone であり，トーラスは内径 1000 mm，太さ 100 mm のリングで構成される．さらにフレア角 70° で投影直径 910 mm のエアロシェルがカプセルとトーラスを繋いでいる．展開後の全長は 1200 mm である．膜面エアロシェルは ZYLON フィラメント織物で構成され，その厚さは約 0.15 mm となる．

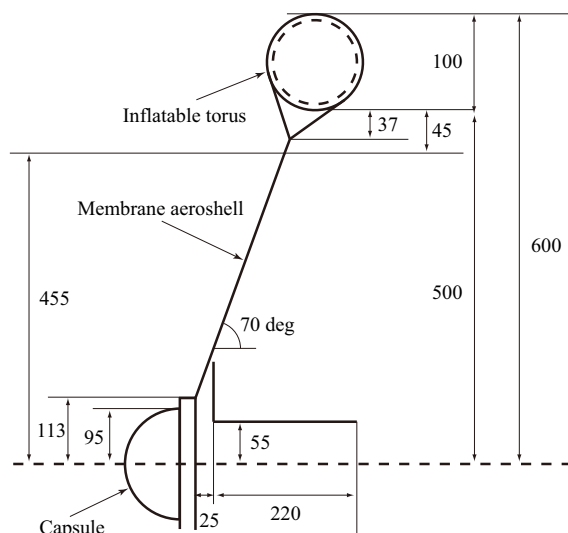


図 3: SMAAC configuration.

図 4 には温度計測のために膜面上に貼り付けられた熱電対 (セラミック繊維被覆 K 型熱電対, 福電製, K-CCBF) の設置位置を示している．熱電対 TC4 はカプセルの柱に取り付けたものである．中心に近い順に TC3 ($r = 143$ mm), TC6 ($r = 203$ mm) が取り付けられている．さらに TC1, TC2, TC5 ($r = 263 - 265$ mm) の 3 つの熱電対はほぼ同じ半径に位置するが，位相がおおよそ 120° 異なる．次に TC8 ($r = 353$ mm) で，最後に TC7 ($r = 443$ mm) は最も外側の熱電対である．なお，それぞれの熱電対は両面を ZYLON 紡績糸織物 (1 枚の厚さが 0.37 mm) によって包まれた上で，膜面背面上に取り付けられている．

3. 数値解析モデル

3-1. 膜面熱伝導モデル

膜面の熱伝導モデルとして非定常熱伝導方程式を用いる．なお、膜は十分に薄いものとし，膜方向の温度勾配は無視する．膜の表裏 2 面からの黒体放射を考慮し，その背景温度 (T_b) は両面側いずれも同じ値⁽⁴⁾とする．また太陽輻射および，外気の強制対流による加熱・冷却を考慮する．以上より，熱伝導方程式は以下で表現される：

$$\frac{\partial(\rho C_p T)}{\partial t} = \dot{Q}, \quad (1)$$

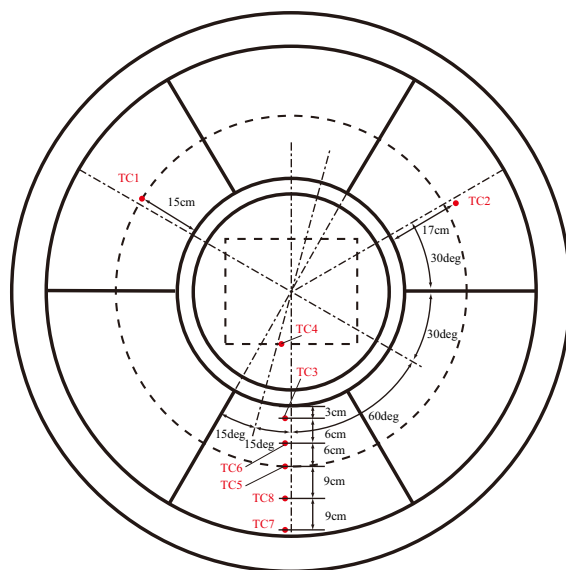


図 4: Positions of thermocouples on membrane aeroshell.

$$\begin{aligned} \dot{Q}l &= q_{\text{conv}} - 2\varepsilon\sigma(T^4 - T_b^4) \\ &+ a_s I_{\text{solar}} - h(T - T_{\text{atm}}). \end{aligned} \quad (2)$$

ここで T , ρ , C_p , t は膜面温度，密度，比熱，時間である．また q_{conv} は空力加熱によって生じる表面熱流束， ε , σ は放射係数，ステファン・ボルツマン定数，及び I_{solar} , h , T_{atm} はそれぞれ太陽定数，熱伝達係数，外気温度である．ただし， l は膜面厚さである．実験機の機軸は太陽輻射に対してある角度を持つことや膜面での反射を考慮し，太陽輻射の係数 $a_s = 0.25$ と一定とした．次に熱伝達係数 h は次で与えた：

$$h = \frac{\text{Nu}\kappa_{\text{atm}}}{L} \quad (3)$$

ここで Nu , κ_{atm} , L はそれぞれヌセルト数，外気の熱伝導率，実験機の代表長 (=直径 1.2 m) である．

表 1 は熱電対取り付け位置における膜面厚さと ZYLON 物性値である．ZYLON の熱伝導率 $\kappa = 0.2$ W/m.K とすれば，膜面方向熱伝導の時間スケール $t = \rho C_p l^2 / \kappa \sim 3.6$ sec となる．

表 1: Physical properties of membrane (ZYLON)

Thickness at thermocouples (l), mm	0.89
Density (ρ), kg/m ³	900
Specific heat (C_p), J/kg.K	1000
Emissivity (ε)	0.9

3-2. 流れ場モデル

空力加熱によって生じる膜面上熱流束は、流体解析を用いて評価する。解析モデルとして、連続、定常、層流/乱流 (SST モデル)、軸対称及び化学反応なし。内部エネルギーモードとしては並進・回転のほかに振動エネルギーも考慮している、支配方程式は Navier-Stokes 方程式及び状態方程式である。流入条件として、図 2 に示す軌道解析結果と GRAM99 から得られた一様流速度・密度・温度を与える。この軌道解析結果は実際の実験結果とよく一致していることが確認されている⁽²⁾。実験機表面温度はすべての高度において 300 K を仮定した。さらにエアロシェル部は柔らかい膜面で構成されており、空気力をつけて膜面変形するので、ここでは変形を考慮する⁽⁵⁾。高度 94 km ($t = 300$ sec) から 41 km ($t = 356$ sec) の区間に対して CFD を実施し、熱流束履歴を算出した。この熱流束履歴を入力データとし、前述の非定常熱伝導方程式を解いて膜面上の温度履歴を算出する。

4. 結果と考察

図 5(a), 5(b) は高度 58 km における層流ケース・乱流ケースの実験機周りの温度分布及び流線である。層流を仮定した解析結果では、カプセル部において流れが一旦剥離し、膜面上において再付着することで、膜面上に再循環領域を形成することが確認される。一方で、乱流を仮定したケースでは、局所的な乱流粘性係数の増加によって層流計算の際に現れた再循環領域がほとんど現れない。

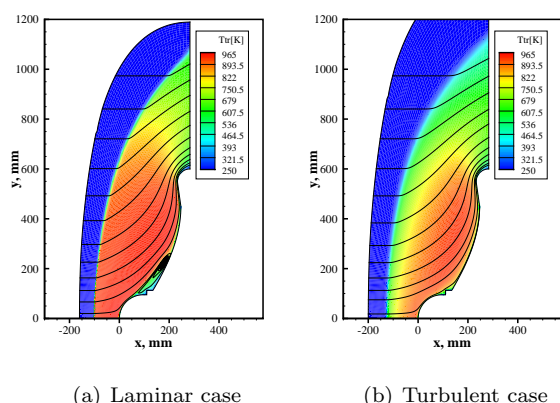


図 5: Distribution of temperature and stream traces around SMAAC at altitude of 58 km.

高度 58 km における層流・乱流ケースそれぞれの実験機表面熱流束分布を図 6 に示している。層流では、再付着点において高い熱流束を示す。一方で、再循環領域には衝撃層内の高温ガスが入り込みづらく、熱流束が小さくなるのが特徴である。乱流では再循

環領域が現れないため、膜面全域にかけて衝撃層の高温の空気に晒される、そのため熱流束の分布は一樣化している。さらに壁面近傍の温度勾配増加に伴い、層流ケースに比べて熱流束が大きく増加していることが確認できる。

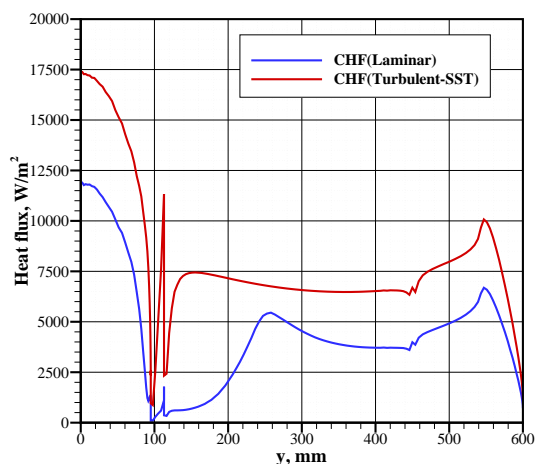
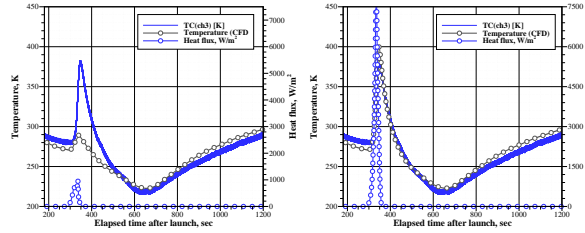


図 6: Comparison of radial profiles of convective heat fluxes on SMAAC surface between laminar and turbulent cases at altitude of 58 km.

図 7-11 に膜面上の温度履歴 (計測値) と、CFD モデルと熱伝導モデルより算出した温度履歴の比較を行っている。すべての熱電対位置において、計測温度履歴と比べ、解析では温度ピーク値をとる時刻が 5sec ほど早い。前述の通り膜面方向の熱伝導時間スケールは 3 - 4 sec 程度であったことから、これは今回の解析において温度勾配を無視したことが原因のひとつであると考えられる。乱流を仮定した CFD においては、衝撃層内に再循環領域がほとんど形成されなくなったため、膜面上の熱流束分布は一樣になった。温度履歴の比較から、すべての熱電対設置位置に対して乱流ケースの CFD 結果は計測値に対してよく合うことが示されている。一方で層流ケースでは、特に中心部に近い熱電対において計測値からずれる傾向にあることがわかった。これらのことから、実飛行時には再循環領域は現れなかったと考えられる。特に、流れ場が乱流であればその可能性は高いと考えられる。また、計測温度履歴と予測温度値から、膜面エアロシェルの表面熱流束は最大で 6 - 7 kW/m² 程度であったと推察される。

5. 結論

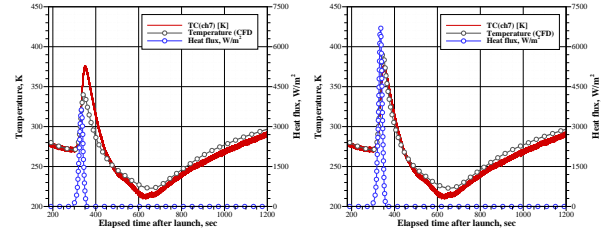
観測ロケット実験において柔軟構造飛行体のエアロシェル部の膜面部温度履歴が計測された。再突入軌道に沿った一様流条件に基づいて流体解析および



(a) Laminar case

(b) Turbulent case

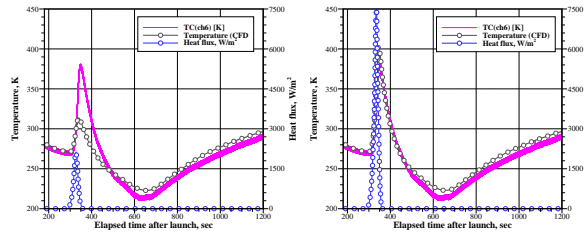
図 7: Histories of measured and predicted temperatures and heat flux at TC3 position ($r = 143$ mm).



(a) Laminar case

(b) Turbulent case

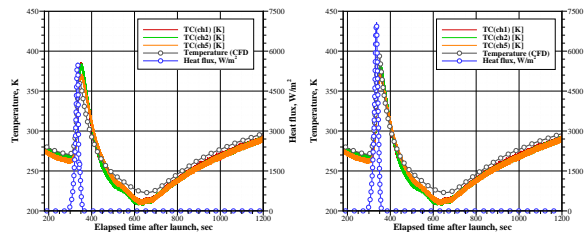
図 11: Histories of measured and predicted temperatures and heat flux at TC7 position ($r = 443$ mm).



(a) Laminar case

(b) Turbulent case

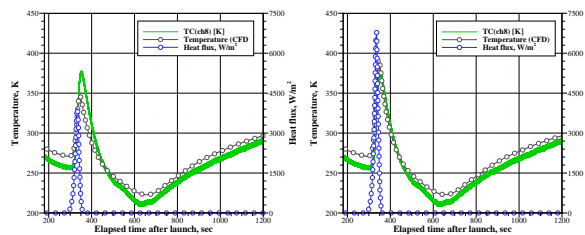
図 8: Histories of measured and predicted temperatures and heat flux at TC6 position ($r = 203$ mm).



(a) Laminar case

(b) Turbulent case

図 9: Histories of measured and predicted temperatures and heat flux at TC1, TC2, and TC5 positions ($r = 264$ mm).



(a) Laminar case

(b) Turbulent case

図 10: Histories of measured and predicted temperatures and heat flux at TC8 position ($r = 353$ mm).

膜面の非定常熱伝導解析を行い、その解析結果と計測温度履歴と比較をすることで実験機周りに形成される空力加熱を定量的に評価した。層流を仮定した

流体解析ケースでは温度履歴が計測値とあまり一致しないことがわかった。一方で乱流を考慮した場合、すべての熱電対設置位置に対して解析結果は計測値とよく合うことが示された。このことから、実験機膜面近傍の流れ場は層流であるよりも乱流に遷移していた可能性が見出された。

謝辞

本研究は平成 24 年度 JAXA 戦略的開発研究費 (工学) の支援を受けて行われた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- (1) K. Yamada, T. Abe, K. Suzuki, N. Honma, M. Koyama, Y. Nagata, D. Abe, Y. Kimura, A. K. Hayashi, D. Akita, and H. Makino. “Deployment and Flight Test of Inflatable Membrane Aeroshell using Large Scientific Balloon”. *AIAA Paper 2011-2579*, 2011.
- (2) K. Yamada, Y. Nagata, N. Honma, D. Akita, O. Imamura, T. Abe, K. Suzuki, and M. R. group. “Reentry Demonstration Deployable and Flexible Aeroshell for Atmospheric-Entry Vehicle using Sounding Rocket”. In *Proceedings of 63th International Astronautical Congress, AC-12-D2.3.3*, Naples, Italy, October 1 - 5 2012.
- (3) M. E. Tauber, J. V. Bowles, and L. Yang. “Use of Atmospheric Braking During Mars Missions”. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 27, No. 5, pp. 514–521, September-October 1990.
- (4) L. A. Carlson and W. J. Horn. “New Thermal and Trajectory Model for High-Altitude Balloons”. *Journal of Aircraft*, Vol. 20, No. 6, pp. 500–507, June 1983.
- (5) K. Yamada, Y. Kato, and T. Abe. “Numerical Simulation of Hypersonic Flow around Flare-Type Aeroshell with Torus Frame”. In *6th Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics*, Kashiwa, Japan, March 16 2009.