回収・再使用型耐熱タイルの加熱実験*

野村茂昭**・渡辺光則**

Key words: High enthalpy flows; non-metallic materials; heat transfer; testing; re-entry

1. ま え が き

宇宙空間から地上に飛翔体を回収する技術は、この20年間に急速な発達をとげた。そのなかでも重要な熱防御技術の進歩には画期的なものがある。米国の有人回収船で見ると、Mercuryにおける高密度フェノール/ガラス繊維アブレタから始まって、Geminiでのシリコンエラストマ系アブレタ、Apolloでのエポキシ/マイクロパルンアブレタを経て、スペースシャトル・オービタでの軽量再使用型シリカ繊維耐熱タイル¹⁾へと変遷してきた。Apolloまでは使い捨て型炭化アブレタであり、Expendable vehicleである限り毎回の飛翔が本質的に試験飛翔である。Reusable vehicleの開発によって初めて本格的な宇宙輸送システムが確立される。したがって、今後の宇宙輸送系においては、再使用技術が必修となるであろう。これに伴い、わが国の将来の宇宙輸送系においても、再使用技術は重要な課題となろう。

そこで、本稿では再使用技術で最も重要な、再使用型熱防御技術について検討する。まず、高速飛翔体とその軌道上で遭遇する熱・空力環境について述べ、防熱材に要求される耐熱性能基準を示す。次に、試作した耐熱タイルのアーク加熱風洞による加熱実験結果について述べ、またこのタイルを代表的弾道回収飛翔体に適用した例を数値計算によって示す。

2. 軌道上の熱・空力環境

飛翔体の熱防御法を検討するためには、飛翔軌道に沿って激み点での大よその熱・空力的条件を知っておく必要がある。鈍頭な飛翔体(頭部曲率半径 R_n)が高度 H 、速度 V (または V_∞)で飛翔する際、その垂直衝撃波後の高温空気の状態量を、垂直衝撃波の保存式と、気体粒子の組合せが最大確率をもつとして化学平衡状態を統計力学的に決める計算を連立させて求め

た²⁾。激み点温度 T_0 の計算結果を第1図に示す。この計算においては、高高度では衝撃波の拡散と化学的非平衡の影響を受けるが、空力加熱が問題になる領域($H < 90$ km, $Re_p \geq 10^4$)ではおおむねよい値を与える。空力加熱率については、よく知られた連続流の解^{3), 4)}は $R_n = 1$ mとして $H = 80 \sim 90$ kmで20~30%低い値を与え、 $H \sim 120$ kmでは2倍近い大きい値を与える⁵⁾。連続流と自由分子流の間の領域(すべり流、遷移流領域)での加熱率は次の近似的相関式で与えられる^{5), 6)}。

$$CH_0 = \frac{(CH_0)_{CON} + (Kn/3)^2 (CH_0)_{FM}}{1 + (Kn/3)^2} \quad (1)$$

ただし、KNUDSEN数 $Kn = M_\infty / \sqrt{Re_{D, STANTON}}$ 、STANTON数 $CH_0 = \dot{q}_0 / \rho_\infty V_\infty^2 \Delta H$ 、 $(CH_0)_{CON}$ は連続流の解、 $(CH_0)_{FM}$ は自由分子流での値である。 $\dot{q}_0$ CONを電・解離を含んだFAY-KEMPの式⁴⁾で与え、 $\dot{q}_0$ FMは機体壁適応係数 $\eta = 1$ として $\dot{q}_0$ FM $= 0.5 \eta \rho_\infty V_\infty^3$ で与え⁷⁾、(1)式を用いて $\dot{q}_0$ を計算して第2図に示す。次に、再使用型耐熱タイルの検討において最も重要な量である輻射平衡温度 T_R を次式で与える。

$$\dot{q}_0(1 - T_R/T_0) = \varepsilon \sigma T_R^4 \quad (2)$$

ただし、 ε は表面の輻射放射能、 σ はステファン・ボルツマン定数である。第1、第2図の T_0 、 $\dot{q}_0$ を用いて、 $\varepsilon = 1.0$ に対する T_R を(2)式から求め第3図に示す。

第1図~第3図に任意の軌道を描くと、その軌道に沿って飛翔体が遭遇する大よその熱的条件が得られる。参考のために米国の回収船の軌道を示す。地球周回軌道からの通常の弾道回収(初期軌道傾斜角度 $\sim -2^\circ$ 、弾道係数 ~ 300 kg/m²)を考えると、これらの図から各最大値は $H \sim 55$ kmにおいて $T_{0\max} \sim 7,000^\circ\text{K}$ 、 $\dot{q}_{0\max} \sim 1.7$ MW/m²、 $T_{R\max} \sim 2,100^\circ\text{K}$ であり、このときの激み点圧力は $p_0 \sim 0.02$ MPa (0.2 atm)である。ただし、 $\dot{q}_{0\max}$ 、 $T_{R\max}$ は $R_n = 1$ mに対する値であり、 $\dot{q}_{0\max} \propto R_n^{-1/2}$ 、 $T_{R\max} \propto R_n^{-1/3}$ の関係にある。

これらの概略検討から、将来の再使用型耐熱材の開発に当たっては、軽量高断熱性であって、輻射放射能 ε の大きい表面をもち、 $1,800^\circ\text{C}$ 程度まで耐えうると

* 昭和57年10月25日、第26回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和58年1月10日原稿受理 Heat Tests of Reusable Thermal Protection Tile for Re-entry

** 航空宇宙技術研究所 Shigeaki NOMURA and Mitsunori WATANABE

第1図 軌道上での stagnation 点温度 T_0 (°K) 第2図 軌道上での stagnation 点空力加熱率 q_0 (kW/m²)

ということがその耐熱性能基準となる。これによって、将来の広い範囲に適用できる再使用型回収飛翔体の熱防御システムが構成される。

3. 耐熱タイルの加熱実験

試作した耐熱タイルは、基材となるアルミナ繊維耐熱材に、適当な表面耐熱コーティングを施したものである。基材は直径約3 μ m、長さ約1mmのアルミナ繊維 (Al₂O₃ 95%, SiO₂ 5%) を、アルミナスラリーに若干有機物を添加したバインダで固化成形したものである。これを、1,200°Cで1時間焼成し、完全に無機質基材とする。基材の物性値は、密度 $\rho=180, 250$

kg/m³, 熱伝導率 $\kappa=0.23$ W/m²K (at $T=1,000^\circ\text{C}$), 比熱 $c_p=1$ kJ/kg²K, 引張り強度 $\sigma\sim 5$ N/m², 熱収縮率 $\sim 0.5\%$ (1,600°C, 1時間加熱) であり、約1,600°Cまでの静的加熱に耐えるものである。

表面コーティング材は、第1表に示すと通りの10種類を用いた。Coating 1 はアルミナスラリーであり、Coating 2 はアルミナスラリーにシリコン樹脂を加えたもので、それぞれに炭化珪素微粉末 (SiC #300, #8000), 炭化珪素ウィスカ, 窒化珪素ウィスカ (Si₃N₄) を表示のと通りの重量比で混入した。両コーティング材ともに白色であり、炭化珪素は輻射放射能を増加させるために混入した。炭化珪素ウィスカは、直径 0.05 $\sim$ 0.2

 第3図 軌道上での激み点輻射平衡温度 T_R (°K)

第1表 表面コーティング材成分表

Coating 1 100w%					
1	(Alumina slurry)	50	SiC Powder	#300	50w%
3		50	SiC Powder	#8000	50
4		85	SiC Whisker		15
5		85	Si ₃ N ₄ Whisker		15
Coating 2 100w%					
1	(Silicone resin)	70	SiC Powder	#300	30w%
2	(Alumina slurry)				
3		70	SiC Powder	#8000	30
4		90	SiC Whisker		10
5		90	Si ₃ N ₄ Whisker		10

μm , 長さ 10~40 μm の針状単結晶で, 融点 $T_m = 2,690^\circ\text{C}$, 引張り強度 $\sigma = 4 \times 10^4 \text{ MN/m}^2$ と非常に高融点, 高強度である。窒化珪素ウィスカは, 直径 0.2~0.5 μm , 長さ 50~300 μm の針状単結晶で, $T_m = 1,900^\circ\text{C}$, $\sigma = 3 \times 10^4 \text{ MN/m}^2$ であって, 炭化珪素ウィスカよりやや低いが, 高温酸化雰囲気内での耐酸化性は優る。これらのウィスカをコーティング材に混入することにより, ウィスカの絡みによってコーティング表面の引張り強度を増加させ, 繰返し加熱による表面の亀裂等の破損を防ぐ。

加熱試験用模型は, 直径 3 cm, 長さ 5 cm の半球-円柱状基材の表面に, 厚さ約 0.2 mm のコーティングを施したものである。半球頭部中心軸上には, コーティング材直下 ($L = 0.2 \sim 1 \text{ mm}$) および先端から約 5 mm の位置に, 白金ロジウム熱電対 (0.1 mm ϕ) を埋め込み, 温度計測を行った。同熱電対感温部位置は, 軟X線で測定した。

加熱試験に用いた航技研アーク加熱風洞の主要特性は第2表に示すとおりであり, 連続風洞である。詳細

第2表 アーク加熱風洞の主要特性

Vol.	Amp.	Air flow	Energy efficiency	Enthalpy
50 V	700 A	0.7 g/s	22.5%	11.3 MJ/kg
Plenum		Mach No.	Pitot P	q_0 ($R_n = 15 \text{ mm}$)
P_0	T_0			
0.16 MPa	5,200°K	5.7	0.67 kPa	0.5 MW/m ²

は文献 8), 9) を参照されたい。激み点エンタルピ $H_0 = 11.3 \text{ MJ/kg}$, マッハ数 $M_\infty = 5.7$ の高温高速空気流中で, 種々のコーティングを施した模型を同一条件下で順次加熱した。加熱時間は 6 分とし, 十分冷却した後同一条件で 2 回ないし 3 回の繰返し加熱を行った。

模型内部温度の測定結果の例を, 第4図~第6図に示す。第4図は, 粒子の荒い炭化珪素粉末 50w% を混入したコーティングの場合について, 第1図, 第2図の各 6 分間の加熱結果を示す。表面から 0.3 mm, 5.3 mm における温度はそれぞれ 1,200°C, 1,000°C で定常値となり, 測定値の再現性はよい。定常表面温度から(2)式の反復計算により $\varepsilon \sim 1.0$ を得る。同図には, タイルの一次元熱伝導計算の結果をあわせて示す。 ε をパラメータとした計算から, $\varepsilon = 1.0$ において図示のとおり実験値とのよい一致を得た。炭化珪素を混入しない Coating 1 のみでは $L = 0.2 \text{ mm}$ で 1,500°C に達しており, $\varepsilon \sim 0.4$ の結果を得ている。したがって, 炭化珪素の混入により ε を増大し, 表面温度を約 300°C 低減したことになる。第5図は, 約 10% 強い加熱の下で行った, 15w% 炭化珪素ウィスカを添加した Coating 1 の場合の結果を示す。少量の

第4図 耐熱タイル実験結果: Coating 1+ $\#300$ 炭化珪素粉末

第6図 耐熱タイル実験結果: Coating 1+窒化珪素ウィスカ

第5図 耐熱タイル実験結果: Coating 1+炭化珪素ウィスカ

ウィスカの添加で大きい ϵ が得られている。ウィスカはかさ比重が小さいため、小重量比の混入で十分な役割をはたす。第6図は、Coating 1に15^{w%}の窒化珪素ウィスカを添加した例である。 $\epsilon=0.4$ で同ウィスカの添加は ϵ を増加しない。表面温度は1,650°Cに達しているが、実験値の再現性はきわめて良好である。第4図～第6図の計算値によれば、6分間の加熱

でも $L=30 \text{ mm}$ では温度上昇は50°C前後に止まり、断熱性能のよさを示している。

繰返し加熱後の模型表面の状態を第7図に示す。Coating なし、Coating 2のみ、および Coating 1のみの表面(写真(a), (b), (d))は、いずれも深い凹凸、亀裂を生じていることがよくわかる。空力加熱の特徴として、このような亀裂部等には $\dot{q}_0$ の数倍の加熱が集中し、さらに亀裂を拡大するためきわめて危険である。これらの表面はいずれも $\epsilon \sim 0.4$ で、表面温度は1,650°C以上に達したものである。写真(c)および(e)は、炭化珪素の粉末およびウィスカの添加によって表面温度が約1,300°Cにおさえられた場合であり、いずれも加熱前後でまったく変化が見られない。写真(f)は表面温度が1,600°C以上に達したものであるが、窒化珪素ウィスカによりコーティングが補強され亀裂等はまったく生じていない。写真(e), (f)に見られる若干の凹凸は、ウィスカのコーティングむらによるものである。

本実験から、基材が高い静加熱温度に耐える場合でも、熱衝撃の強い空力加熱に際しては適当なコーティングが必要であること、コーティング材には輻射放熱能を増加させるために炭化珪素系添加物が有効であることおよび小重量比のウィスカの添加は表面引張り強度を増加する上で有効であることが明らかになった。

4. 弾道回収での耐熱タイルの数値計算

代表的弾道回収軌道として、米国宇宙船ヤーキューリ

第7図 繰返し加熱後の模型表面

(a) コーティングなし, (b) Coating 2 のみ, (c) Coating 2 70w% + #300 SiC 30w%,
 (d) Coating 1 のみ, (e) Coating 1 75w% + SiC ウィスカ 15w%, (f) Coating 1 75w% + Si₃N₄ ウィスカ 15w%

を例とし、本試作タイルを用いた加熱シュミレーションを行った。曲率半径 2 m の球形頭部に、厚さ 5 cm の本アルミナ繊維耐熱タイルを適用し、その表面に炭化珪素ウィスカを添加したコーティングを施すものとする。第2図からマーキュリの軌道に沿った激み点空力加熱率の時間的変化を求め、激み点における非定常一次元熱伝導の数値計算を行った。タイル裏面は断熱条件とし、パラシュート回収等を考慮して 14 分間の計算を行った。低高度での $q_0 < 0$ では $q_0 = 0$ として輻射放熱のみを考慮しているので、実際にはさらに低い温度になり、安全側の結果になっている。第8図は、表面から 1 cm ごとの点での温度変化を示す。

表面温度は最高 1,600°C に達するが、加熱の減少とともに輻射放熱によって急激に低下する。他方、裏面はゆっくり 100°C まで上昇し、内部に若干高温部が残留する。したがって、タイル裏面に適当な低温断熱材を用いることにより、本タイルは熱的に最も厳しい弾道回収においても十分再使用可能である。

5. む す び

再使用型耐熱タイルの耐熱性の検討を行い、試作タイルの加熱実験と弾道回収での数値シュミレーションの結果について述べた。耐熱タイルの熱的開発目標値である 1,800°C に耐える材料の開発には、さらに試作

第8図 弾道回収での耐熱タイル加熱数値シミュレーション

検討を必要とする。耐熱タイルの性能としては、本稿で述べた熱特性のほかに、高温材料強度、音響疲労、接着剤、および接着強度試験法等の多くの開発要素を残しており、これらは今後の重要な課題である。

参考文献

- 1) COOPER, P. A. and HOLLOWAY, P. F.: The Shuttle Tile Story, AIAA, A&A, Vol. 1, No. 1 (Jan. 1981), pp. 24-34.
- 2) HORTON, T. E. and MENARD, W. A.: A Program for Computing Shock-Tube Gasdynamic Properties, NASA CR-99337 (Jan. 1969).
- 3) FAY, J. A. and RIDDELL, F. R.: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, J. Aero. Sci., Vol. 25, No. 2 (Feb. 1958), pp. 73-85.
- 4) DETRA, R. W., KEMP, N. H. and RIDDELL, F. R.: Addendum to "Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmospher," Jet Prop., Vol. 27, No. (Dec. 1957), pp. 1256-1257.
- 5) 野村茂昭: カプセル型回収飛翔体の熱空力的概念設計法, 航技研報告 NAL-TR-779 (1983)
- 6) NOMURA, S., YAMAMOTO, Y. and WATANABE, M.: Studies on Aerodynamic and Aerothermodynamic Characteristics of Atmospheric Re-entry Vehicle, Proc. of 13th ISTS, Agne Publishing Inc., Tokyo (Jan. 1983).
- 7) SCHAAT, S. A. and CHAMBRÉ, P. L.: Flow of Rarefied Gases, Section H of Fundamentals of Gas Dynamics (H. W. EMMONS, ed.), Princeton Univ. Press, New Jersey (1958).
- 8) 相原康彦, 野村茂昭, 渡辺泰夫: 航空宇宙技術研究所のプラズマ風洞の特性と応用, 日本航空宇宙学会誌, 第16巻, 第178号 (1968), pp. 371-378.
- 9) 野村茂昭: アブレーションによる観み点空力加熱の減少の測定, 航技研報告 NAL-TR-167 (1968).

—特 集—

将来型ブースタとしての液酸炭化水素 ロケットエンジンの検討*

毛 呂 明 夫**・橋 本 亮 平**

Key words: Propulsion; engines; propellants; rocket; fuels

1. は じ め に

近年、液体酸素／炭化水素推進系が再び注目され、

その経済的および技術的可能性が検討されている。第1表のスペースシャトル改良型、重量物打上機(HLLV)、単段シャトル(SSTO)、および軌道間輸送機(OTV)などである。現行のスペースシャトルは大型固体ブースタの採用による繰返し使用時のコストが高いこと、塩酸などの燃焼排気物による大気汚染が心配されることなどの問題点があり、運行需要の増大に

* 昭和57年10月25日、第26回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和58年3月2日原稿受理 A Study of Advanced Oxygen-Hydrocarbon Booster

** 航空宇宙技術研究所角田支所 Akio Moro and Ryohei HASHIMOTO