

## アブレーション熱防御評価のための熱化学物性値と動的モデルの改善

## Improvement of Thermodynamic Properties and Chemical Kinetics for Assessment of Ablation Performance

○ 藤田和央 (宇宙航空研究開発機構)

Kazuhisa FUJITA\*

\* Japan Aerospace Exploration Agency, Chofu 182-8522, Japan

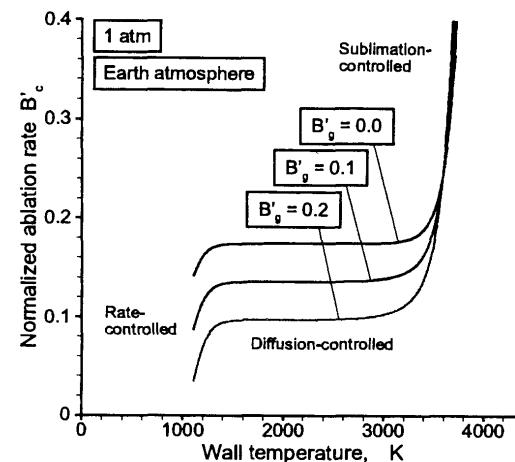
Ablation thermal protection is one of techniques to protect hypersonic vehicles against the severe heating environments during atmospheric planetary entries. To assess performance of thermal protection systems, it is necessary to accurately compute fundamental fluid-dynamic processes near the surface. In an attempt to realize this, considerations of thermochemical properties and reaction rate coefficients for gas mixtures of ambient flows and pyrolysis gases have been made in this study. Tentative results show that both have considerable influences on performance prediction of ablator thermal protection systems, especially in cases where a large amount of pyrolysis-gas injection is expected.

はじめに 惑星大気突入における過酷な加熱環境から機体を防ぐ熱防御システム (TPS) として用いられるアブレーション TPS では、アブレータの昇華・熱分解により TPS 内部への熱流束浸入を防ぐだけでなく、熱分解ガスの吹き出しにより壁面近傍に低温のガス層を形成して熱伝導を低減し、化学活性種の壁面方向への拡散を抑制し、輻射熱流束を吸収するといった複数の熱ブロック機能を発揮する。従って TPS 性能を評価する場合、気流の熱化学的挙動を予測することに加え、TPS 材料の熱物性、および熱分解ガスの熱物性と熱化学的挙動を知ることが重要である。現在 JAXA ではアブレーション TPS 評価技術の改善プログラムを進行中であり、この一環として上記の熱化学モデルの検討を行なっている。

近似解析における基礎モデルの検討 システム設計を行なう上でしばしば用いられる 1 次元のアブレーション解析手法 (例えば文献 1) は、冷温壁加熱率と回復エンタルピのプロファイルから TPS の挙動を非定常的に予測するものであり、その基本的な考え方は、外部からの熱伝導 (および輻射加熱) に対して表面反応によるガス生成と熱分解ガス吹き出しが熱ブロックを行なうというものである。この方法の利点は無次元アブレーションレート  $B'_{c,eq}$  を *priori* にテーブル化しておくことで計算負荷を劇的に減らすことが可能という点である。一般に  $B'_{c,eq}$  は、主流ガス及び壁面を含んだ平衡表面熱化学 (EST) 解析により決定され、雰囲気圧と壁面温度の関数として与えられるが、通常は熱分解ガスが与える影響を考慮していないため、誤差が大きくなる場合がある<sup>2)</sup>。これを解決するためには、 $B'_{c,eq}$  をさらに無次元熱分解ガス噴き出しレート  $B'_g$  の関数として与えればよい。図 1 は幾つかの  $B'_g$  について  $B'_{c,eq}$  をプロットしたものである。熱分解ガスに含まれる C や H は主流から拡散する O と反応するため、ガス吹き出しレートが増加すると壁面の酸化反応が抑制され  $B'_{c,eq}$  は結果的に減少することになる。

もうひとつ注意すべき点は熱分解ガスの組成と熱物性値である。従来のモデル<sup>3)</sup> では主要な構成要素として、H, C, O, H<sub>2</sub>, C<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, OH, CO, H<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>, C<sub>3</sub>, C<sub>2</sub>H を考慮しているが、最新の熱物性値を用いた平衡計算によれば C<sub>2</sub>H<sub>2</sub> の寄与は大きく、CH, C<sub>3</sub>H, C<sub>4</sub>, C<sub>5</sub> なども微小ながら無視できない。

詳細解析における動的モデルの検討 より高度な解析手法として CFD 解析は有効であり、本稿では TPS からの熱分解ガスの吹き出し、TPS 表面の酸化と昇華、及び衝撃層内の輻射熱輸送を考慮した熱的非平衡 2 温度 ( $T - T_v$ ) - 化学的非平衡多成分モデル<sup>4)</sup> について検討する。以下、金星突入を一例とし、金星気球ミッションの突入カプセルの最大加熱点 (一様流圧力 45.2 Pa, 温度 173.8 K, 対地飛行速度 10.62 km/s) における濃み点 ( $R_n = 0.4$  m) 加熱率について議論する。従来モデル (例えば文献 3) では対象ガスを 22 化学種で解析するのが通例であるが、上記の平衡解析、及び文献 2) によれば、これに加えて C<sub>2</sub>H<sub>2</sub> の存在が無視できない。これを 23 化学種モデルとする。これは近似解析で述べた新しい熱分解ガスモデルに対応するものである。化学反応モデルとして、従来推奨される 33 反応モデルを Set I, 文献 2) で 33 反応のレートをレビューした結果、反応速度係数に修正を加え、さらに C<sub>2</sub>H と C<sub>2</sub>H<sub>2</sub> の解離反応 2 つを加えたものを Set II、また文献 2) の検討で Set II に追加すべきと考

図 1：無次元アブレーションレート  $B'_{c,eq}$  の  $B'_g$  依存性。表 1：各ケースにおける濃み点加熱率の相異 (MW/m<sup>2</sup>)。

	Uncoupled		Coupled	
	$q_c$	$q_r$	$q_c$	$q_r$
Case 1	5.4	11.5	6.0	8.2
Case 2	3.3	11.3	3.7	7.9
Case 3	2.3	10.5	2.6	7.7
Case 4	3.0	10.6	3.2	7.7

えられた 18 反応を Set III と呼ぶ。各反応の速度係数は文献 2) を参照されたい。

以下、比較解析を行なった。ケース 1 は従来の 22 化学種 + 33 反応モデルによるもの、ケース 2 は C<sub>2</sub>H<sub>2</sub> を加えた 23 化学種で C<sub>2</sub>H と C<sub>2</sub>H<sub>2</sub> の解離反応を追加したもの、ケース 3 は 23 化学種で 35 反応を新しい反応速度モデルで更新したもの、ケース 4 はさらに反応 Set III の 18 反応を追加したものである。アブレーションを含む輻射連成解析の詳細は文献 4) を参照されたい。

表 1 に各ケースでの輻射非連成/連成解析の場合の濃み点加熱率を示す。全体として、モデルの修正により対流加熱率は影響を強く受ける一方、輻射加熱率はそれほど影響を受けないことが見て取れる。壁面近傍の気体は強い温度勾配と密度勾配を有するため、本ケースのように化学的平衡から逸脱している場合もある。従って、より正確な解析を行なうためには、正しい化学組成と反応レートにもとづいた流れ解析が必要と言える。

## 参考文献

- 1) Potts, R.L., *J. Spacecraft and Rockets*, **32**(2) 200 (1995).
- 2) Fujita, K., et al., AIAA Paper 2006-1185 (2006).
- 3) Park, C. et al., *J. Therm. Heat Trans.*, **13**(1) 33 (1999).
- 4) Fujita, K., et al., AIAA Paper 2005-5207 (2005).