18p-A13-2

空力加熱を受ける宇宙機の耐熱材における高温表面反応

High-temperature Surface Reaction on the Thermal Protection Material of Reentry Vehicles under Aerodynamic Heating.

宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所　○山田哲哉

Japan Space Exploration Agency, Inst. Space and Astro. Science, ○Tetsuya Yamada
E-mail: yamada.tetsuya@jaxa.jp

1. はじめに

惑星大気に突入する宇宙飛翔体に高速衝突する大気は地球再突入の場合で～15km/s（遠方彗星よりの帰還）木星など大型惑星への場合で50km/s以上に及ぶ．これは流体としての群速度であり，1eVの陽子のもつ速度が約14km/sであることで，速度の程度がイメージできるかと考えるが，気体圧力が１気圧に迫る故，運動エネルギの熱エネルギへの変換による，いわゆる空力加熱率は20MW/m^2～300MW/m^{2}とおよそ地上で該当する環境が希有なほど厳しい．

突入時の過酷な空力加熱から機体を護る宇宙機の耐熱システムの設計には，空力加熱自体の予測に加え，高温領域における耐熱材の表面反応を正確に予測する技術が必要になる．本稿はこれらに関わる実験・解析の現状を実際の開発事例を交えながら紹介するとともに間近に控える「はやぶさ２」による小惑星サンプル回収のさらに先，今後の課題について概説する．

2. 空力加熱と熱防御

大気突入時の外部流の解析は出発点における最も難しい課題であり，エンタルピに対応した数万度相当の温度下における気体−材料系多化学種の複雑な反応・輸送係数の絡んだ取扱いが必要になる．空力加熱からの熱防御の主たる２方法として，スペースシャトルに代表される，高温の耐熱タイル等からの輻射による輻射冷却法と，アポロ帰還船や「はやぶさカプセル」に代表される，繊維強化樹脂から成る耐熱材自体の溶融・熱分解，昇華による熱吸収と，熱分解ガスによる加熱遮効果を用いるアブレーション冷却法がある．宇宙機の耐熱材の設計をミッションレベルから眺めると，宇宙機全体の重量，形状，軌道が設計パラメータとなり，これらの組合せ，及び設計マージンを取ることで設計が行われて来た．流れレベルまで見ると，主に繊維サイズや空孔の代表長さである10μmスケールでの表面粗さ，表面でのガス吹き出しが関係し，境界層の乱流遷移により加熱率の上昇という問題等も関心事である．

3. 耐熱材表面における高温反応の課題

より厳しい環境での熱防御こそ，材料表面での高温反応等，さらに微細スケールでの現象の理解が重要であろう．原子レベルの課題としては，混合化学種の反応過程の課題が挙げられる．表面温度は十分高く（～4000K），大気を構成する分子は解離し，電離も生ずる．金属や多くの物質が原子状酸素を吸着し表面にて，発熱反応としての相当のエネルギ輸送を含む再結合が生ずる表面触媒性は，特に先述の輻射冷却法の耐熱材表面では重要なオーダーである．アブレーション材として，空隙率が90%に至る軽量の物を用いる場合，数μmの小孔内で起こる現象の理解・モデル化は未知の領域でもある．

4. 高温表面反応を考慮した実際の開発

宇宙機の耐熱材を評価には，アーク加熱風洞等により，飛行環境を模擬した高エンタルピ気流（～20MJ/kg）材料に噴射して，熱化学的な振舞のデータを取得する．実飛行環境（エンタルピ，動圧，化学組成，加熱率）を完全に模擬可能な地上試験装置は存在しないため，装置で取得した耐熱材料の熱化学データを用い，数値解析により実飛行環境での振舞を予測する手法が取られる．「外挿して予測する」点が大気突入ミッションを難しくしている点であり，故に実飛行を行った再突入機の回収は，飛翔機会の少ない我が国においては非常に重要である．

5. はやぶさ２，そしてその先

小惑星探査機「はやぶさ２」の打上は2014年度に予定され，初号機とほぼ同速度：12km/sにてカプセルが帰還するのは2020年である．初号機の飛行後解析を通じ，機体の信頼性は，より高められている一方，その先のミッションを目指した開発も進んでいる．彗星など遠方天体からの帰還には15km/sに至る高速突入における加熱率は，はやぶさの機体のままでは２倍にもなるため，設計は困難を極める．軽量・高性能耐熱材の開発，軌道再考による加熱軽減対策に加え，飛行環境，耐熱材の熱化学的表面反応の予測精度の向上がこれまで以上に求められる．■

© 2014 年　応用物理学会