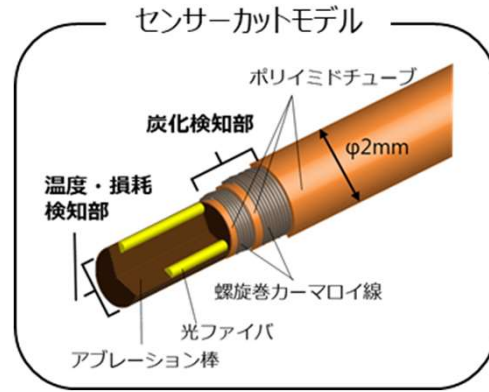
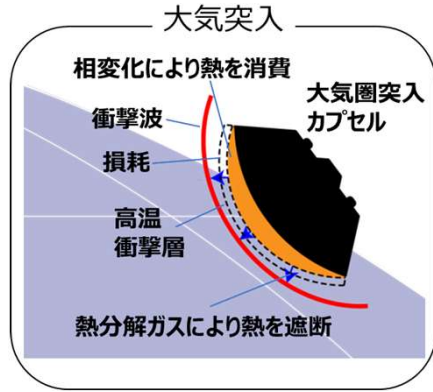


搭載型フライトアブレーションセンサーの研究開発

石本颯太

背景・目的

はやぶさなどの宇宙機が惑星の大気圏に高速で再突入する際には高い空力加熱を受ける。このような厳しい加熱環境から宇宙機を守るため、炭素繊維等に樹脂を含浸させた断熱複合材料(以下アブレータ)が使われている。アブレータは自身が損耗・炭化(アブレーション)することで宇宙機を熱防御するため、適切な材料厚み設定が宇宙機の軽量化には必須となっている。従来研究で、アブレーション現象の理解に重要な表面損耗・表面温度・炭化層進展の3つを同時計測可能な超小型のアブレーションセンサーが開発された。本研究の最終目的は、実飛行で使えるアブレーションセンサーの検知精度検証である。特に、飛行軌道上で宇宙機がさらされる非定常加熱条件での調査を対象としたい。



技術的課題と工夫

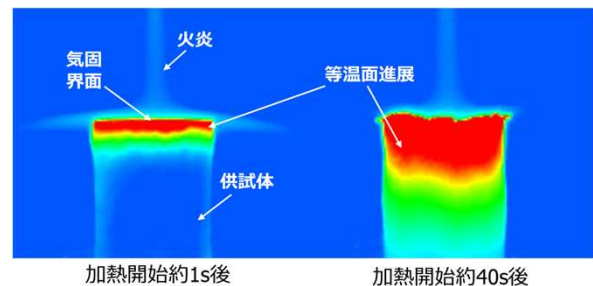
○技術的課題

- センサーの検知精度を検証するために外部からアブレータの表面損耗・炭化進展を遠隔で計測する必要がある
- 非定常加熱環境を再現し、センサーの検知精度の検証をおこなう必要がある

○工夫

熱カメラを用いた遠隔表面損耗・炭化進展検知法

- 損耗：加熱中のガスと供試体の赤外線放射輝度の違いに着目し、その界面位置の移動をリアルタイムで計測
- 炭化：アブレータのTGA分析より約1150Kで質量減少が飽和することから、約1150Kの等温面進展を追跡



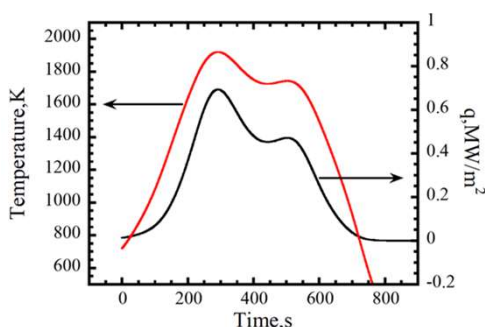
現状の取り組み

～目標～

非定常アブレーション試験をおこない、飛行環境下で埋込型センサーによる表面損耗・温度・炭化同時検知性能を調査し、過去に実施したフライト試験の結果と比較し、その検知精度の検討をおこないたい

○フライトモデルの温度履歴推算

- 輻射平衡条件からカプセル側に伝熱しないと考え、熱流束値や機体の再突入時の既知のデータを用いて再突入時の表面温度を算出



○非定常加熱試験環境の構築

- 算出したフライトモデルの表面温度履歴を酸水素ガストーチと移動ステージを用いて模擬

