



ISSN 1349-1113  
JAXA-RR-05-018

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

READ飛行実験での高々度取得スペクトルについて

松田 淳・大津広敬・藤田和央  
鈴木俊之・澤田恵介・安部隆士

2006年 3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

# READ飛行実験での高々度取得スペクトルについて

松田 淳<sup>1</sup>・大津 広敬<sup>2</sup>・藤田 和央<sup>3</sup>・鈴木 俊之<sup>4</sup>  
澤田 恵介<sup>5</sup>・安部 隆士<sup>6</sup>

## Spectra Observed at READ Flight Experiment at High Altitude by

Atsushi MATSUDA<sup>1</sup>, Hirotaka OTSU<sup>2</sup>, Kazuhisa FUJITA<sup>3</sup>, Toshiyuki SUZUKI<sup>4</sup>,  
Keisuke SAWADA<sup>5</sup> and Takashi ABE<sup>6</sup>.

**Abstract :** READ (Reentry Environment Advanced Diagnostics) flight experiment was conducted by making use of the reentry phase of the USERS (Unmanned Space Experiment Recovery System) mission. In this experiment, the recovery module with 0.55 m nose radius was reentered with the velocity of 7.5 km/s, and the radiation spectrum along the stagnation line was obtained. At the high altitude (about 90 km), ablator originated species such as OH, CH, NH, which were not taken into consideration in the pre-flight prediction of the spectrum, were observed mainly. In this study, the effect of the ablator originated species on the spectrum were investigated by CFD analysis. In such high altitude, it is suggested that the role of the ablator originated species can not be negligible in contrast to the preflight prediction.

### 概 要

USERSミッションでは再突入フェーズを利用して、再突入時に発生する衝撃層内の輻射光の分光スペクトル取得実験が行われた。再突入カプセルの先端ノーズ部半径は0.55 mで、再突入速度は約7.5 km/sであった。高度約90 km付近で取得されたスペクトルからは、従来の予測では考慮されていなかったOH, NH, CH等のアブレータと大気構成化学種との反応生成化学種からの発光が支配的であった。そこで、アブレーションを考慮したCFD解析を行い、その影響についての評価を試みた。その結果、壁面付近ではアブレータ起源化学種と大気構成化学種の反応化学種からの発光が無視できないほどの強度になることが示唆された。

---

<sup>1</sup>宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

<sup>2</sup>静岡大学

<sup>3</sup>宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部

<sup>4</sup>宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部

<sup>5</sup>東北大学

<sup>6</sup>宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

## 1 はじめに

惑星探査において、惑星突入プローブミッションや、更に表面サンプルを持ち帰るサンプルリターンミッションでは、もたらされる科学的情報が飛躍的に増大する。近年、惑星大気突入ミッションとしては、Galileo, Huygensが、サンプルリターンとしては、Stardust, HAYABUSA等のミッションが遂行されている。今後も様々な惑星等への探査ミッションやサンプルリターンミッションが実行されると考えられる。これらのミッションでは、惑星間軌道からの直接大気突入や、エアロブレーキ等が行われることになるが、その際に厳しい空力加熱環境に曝される。このため、この空力加熱環境から如何に飛行体を防御するかがミッションの正否を決定するといっても過言ではない。

しかし、これらミッションの突入飛行環境は、高々度を高速飛行するため、熱化学的非平衡性を伴う複雑流れとなり、その正確な予測は困難である。事実、これまで最も高頻度で行われてきた地球大気再突入を例に取ってみても、秒速10 kmを超える場合、既存の熱化学モデルでは、用いるモデルにより結果に差異が認められている。特に、高速再突入で重要になる輻射加熱率の予測においては、用いるモデルにより結果の差異は数倍にも及ぶ、と報告されている[1]。従って、現状では、高速再突入時の飛行環境予測のための熱化学モデルは確立しているとは言い難い状況である。この状況下での突入飛行体の熱防御系の設計には、予測の不確定性に対応するために、過大なマージン重量を課しており、機体重量の増加に直結している点が問題点として指摘されている。この問題は、将来の惑星探査やサンプルリターンミッションの突入飛行体設計のボトルネックになることが予想されるため、広い突入速度範囲で信頼できる熱化学モデルの確立が必要とされている。

このような熱化学非平衡を伴う強い衝撃波背後の流れの熱化学的モデルの検証の地上実験手法としては、衝撃波管を用いて発生させた衝撃波背後の輻射光の分光測定[2, 3, 4]が最も頻繁に取られる手法である。しかし、地上実験では、実飛行環境の完全な再現が困難であるため、その限界と問題点の把握には、再突入機を用いた実飛行実験との比較が不可欠の要素と考えられる。従って、再突入飛行体を用いた実飛行実験は、実飛行環境の完全再現という観点から、重要かつ貴重な実験データ取得の機会である。

以上のような観点から、宇宙科学研究本部では、無人宇宙実験システム研究機構(Institute of Unmanned Space Experiment Free Flyer; USEF)との共同研究として、再突入飛行体を用いて突入飛行環境下での衝撃層内からの輻射光の分光スペクトルデータ取得を目的とした飛行実験が2002年から2003年にかけて行われた。本実験は2002年にH-II-Aロケットにより打ち上げられた無人宇宙実験システム研究機構(USEF)の無人宇宙実験システム(Unmanned Space Experiment Recovery System; USERS)ミッションの再突入フェーズを利用したもので、再突入飛行環境工学計測実験(Reentry Environment Advanced Diagnostics; READ)と呼ばれる飛行実験である。

本論文では、READ実験により得られた結果を振り返り、その結果に対する解釈のために行った解析について報告する。

## 2 READ実験概要

本節では、READ実験の概略を紹介すると共に、文献[6]や[7]でまとめられている計測結果と提起された問題点を振り返る。

### 2.1 READ実験の目的

READ実験はUSERSのREV再突入時に機体前面に形成される衝撃層内の高エンタルピー気流中において励起された気体分子からの輻射光の視線方向積分値を取得し、その分光を行い、実飛行環境下で高度、速度と共に変化する輻射スペクトルデータの取得を目的としている。本実験データは既存の流れ場やアブレーション解析モデルの検証、

改良に供されることが期待される。

## 2.2 READ 再突入機概要

図1にREAD実験の再突入モジュール (REM) の全体と実験機器の機装図を示す。図に示すようにREMは軌道離脱に必要な推進装置を備えたPMと再突入カプセルのREVから構成されている。再突入運用は、PMに取り付けられているレトロブースモータ (RBM) の点火により開始され、軌道離脱の後、大気圏再突入が行われる。REMのPM部分は、大気圏再突入直前に分離投棄される。各モジュールの詳細に関しては、文献[8]等に記載されている。また、REMの空力加熱防御のため外表面は、フェノール製CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) のアブレータで覆われている。READで装備されたアブレータに関する詳細は文献[9]に記載されている。

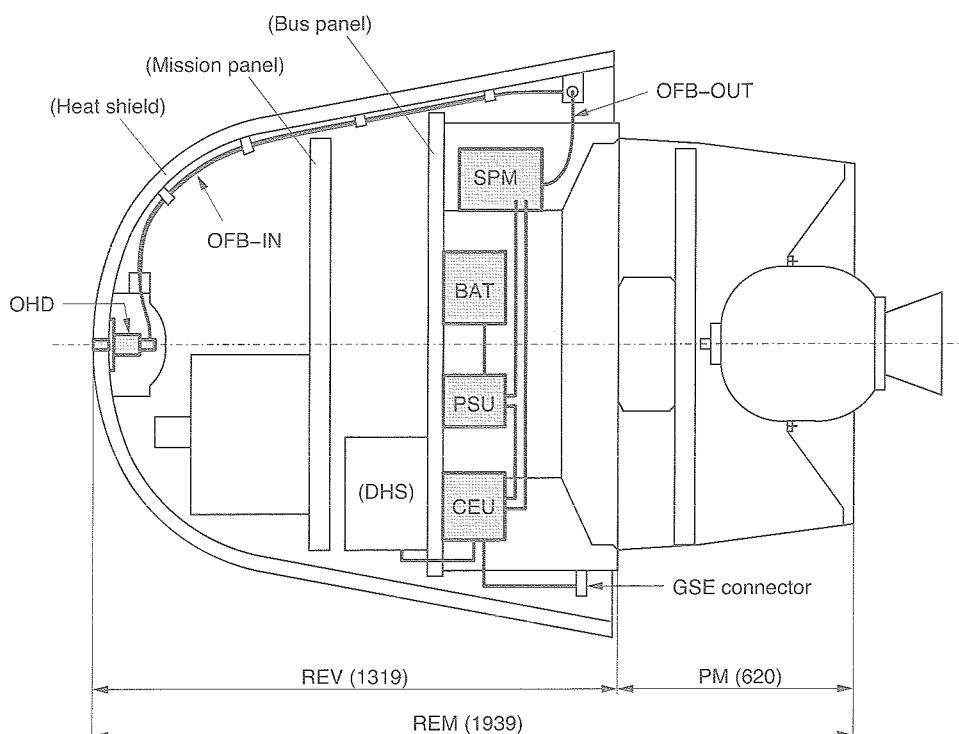


図1：READ実験 全体機装図，OHD；光計測ヘッド，REV；再突入モジュール，PM；推進モジュール [6]。

## 2.3 READ 計測機器構成

再突入時の輻射光の光学計測のための機器構成は以下の通りである。図1の機装図に示すようによどみ点に取り付けられた光計測ヘッド (OHD) により衝撃層内の輻射光が機体内部に取り込まれる。取り込まれた輻射光はファイバーを通して分光器に至る。分光されたスペクトルイメージはデジタル信号に変換され制御ユニットに記録される。実験系は固有一次電池を保有しており、電源ユニットにより各種電源を供給している。各計測系の詳細は文献[5]に記載されている通りである。

## 2.4 READ 実験結果

USERSは2002年9月10日に種子島宇宙センターからHII-Aロケット3号機で打ち上げられ、軌道上で超電導材料製造実験等の運用後に、2003年5月30日に再突入運用を行った。再突入後、日本時間午前6時23分頃小笠原東方沖海上に着水し、回収された。

表1 READ実験計測機器の仕様

Wave Length Range	200-500 nm
Chemical Specieds	$N_2^+(1-)$ , $N_2(2+)$ , $O_2(SR)$ , $NO(\gamma, \beta, \delta, \epsilon)$ , $CN(Violet)$
Specification of CCD	
Pixels Number	Horizon 1024 × Vertical 256 pixels
Imaging Method	Vertical Frame Transfer (< 32 msec)
Exposure Time	44 msec (Tentative)
Dynamic Range	100 dB
Wavelength Resolution	< 1.4 nm (FWHM)
Sampling rate	1Hz
Measurement Time	350 sec
Altitude Resolution	< 1 km

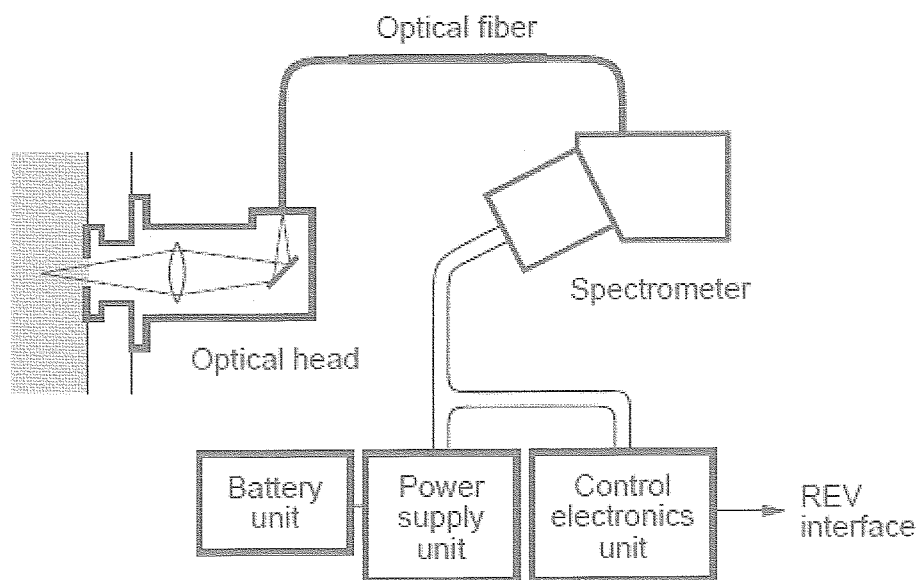


図2 READ実験 光学系 [ 6 ]

回収後に解析されたデータに基づく、再突入軌道に沿った高度、速度のデータとスペクトル計測期間の関係は、図3の通りである。本実験では、図に示すように350秒間、スペクトルデータが取得された。残念ながら、計測の初期段階（高々度）と最終段階（低高度）でしか意味のあるデータが得られておらず、その中間段階ではデータの飽和が起こり意味のあるデータが得られていない。



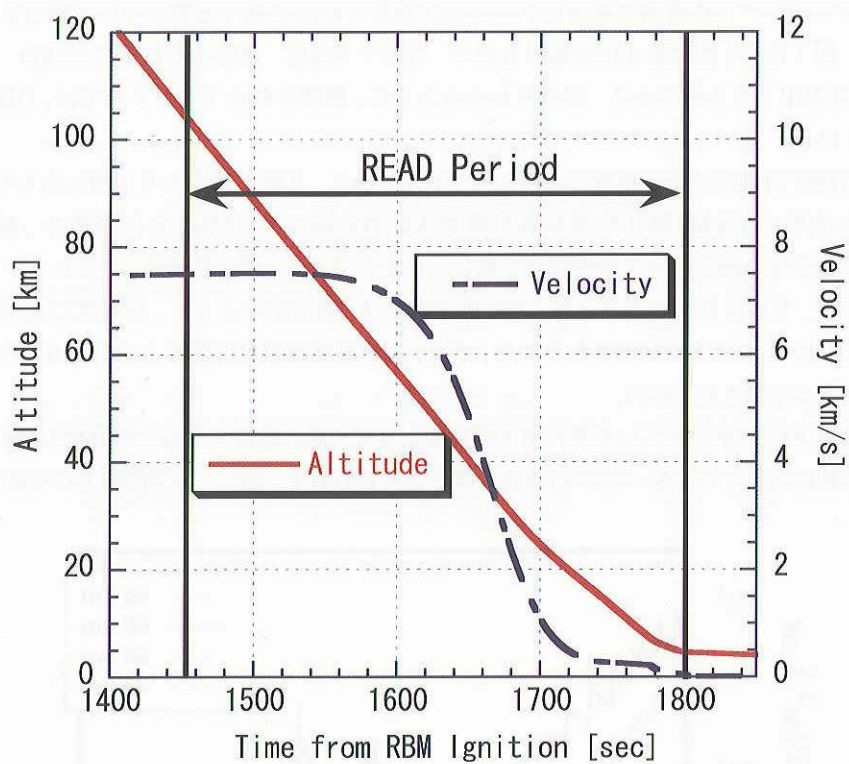


図3：READ 再突入軌道.

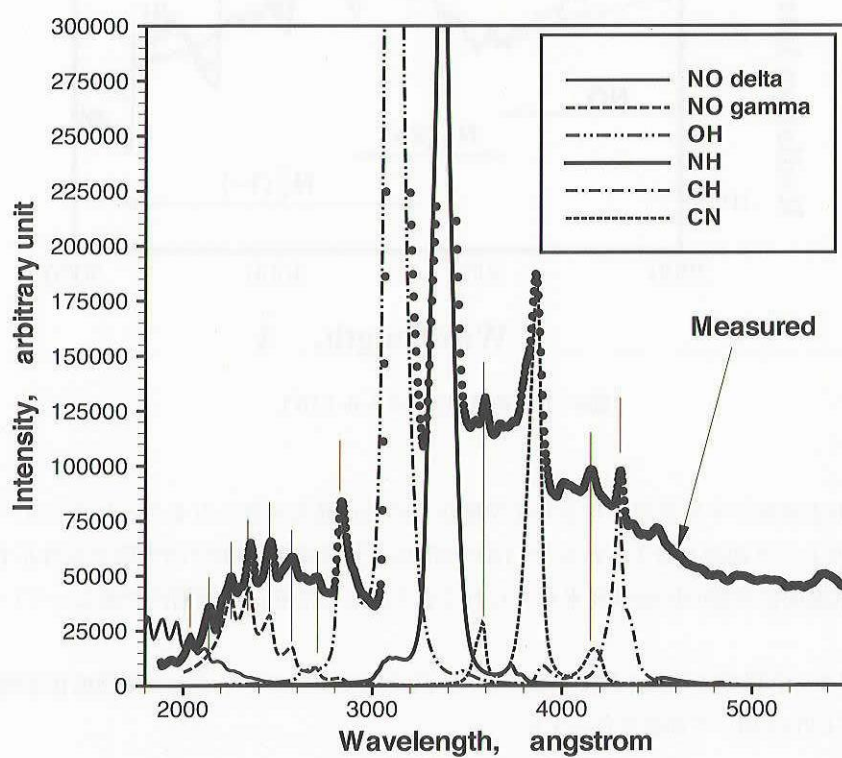


図4：READ計測スペクトルと特定された発光化学種，時刻 1498 sec(from RBM Ignition)  
(READ計測開始 48 secに対応) [6] .

取得されたスペクトルデータの有効な部分については、既にその化学種や温度について特定され、文献[6]に報告されている。図4は、計測開始48 sec後のもので、対応する高度、速度はそれぞれ89 km, 7.5 km/secであり、文献[6]から引用したものである。図からわかるように、観測されたスペクトルでは、OH, NH, CH等からの発光が目立っている。

一方、図5は、飛行前に予測された、高度ごとのスペクトルであり、文献[10]から引用したものである。図は、Parkモデル[11]を用いてREV周りの流れ場を再突入軌道に沿ってCFDにより解析し、輻射計算コードSPRADIANT[12]により淀み線に沿って輻射強度を積分したものである。解析当時は、アブレーション生成物の影響は小さいと考えられ、考慮されていなかった。飛行前予測では、図に示すように、高々度では、 $N_2$ や $N_2^+$ の発光が強く、低高度ではNOからの発光が観測されること、また、広い高度範囲で可視域(>350 nm)での発光強度がほとんど変化しないことが予測されていた。

図4は高度89 kmと、図5で示されている飛行前予測高度よりやや高い高度であるため直接の比較はできないが、予測では強い発光が期待されていた $N_2$ や $N_2^+$ の発光はほとんど見られず、逆に、予測段階では考慮されていなかった

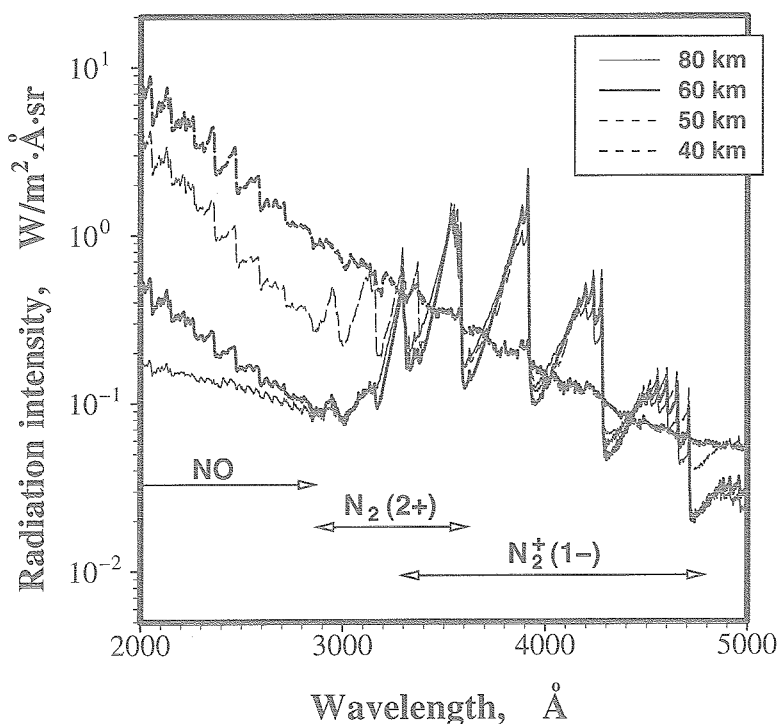


図5：飛行前予測スペクトル[10]。

たNH, OH, CH等の水素原子や炭素原子を含む化学種からの強い発光が見られることに注目すべきである。これらのHやC原子はアブレータ起源と考えられるが、OHやNHは大気構成化学種のNやO原子を含んでいるため、アブレータ化学種と大気構成化学種の反応は従来考えられてきた以上に活発に衝撃層内で起こっていることを示唆している。

そこで、次節以降で、予測では考慮されていなかった、高々度でのアブレータと大気構成化学種との反応とその発光可能性についてCFDを用いて検討を行っていく。

### 3 READ高々度観測スペクトルの検討

文献[6]で報告されている通り、高々度で計測されたスペクトルでは、予測段階では考慮されていなかったアブレーション起源の化学種と考えられるスペクトルが目立っていた。この点が、プレフライト予測とポストフライト結果との注目すべき差異として挙げられる。

そこで本節では、既存の数値解析コード、熱化学モデルを用いることでその差異の可能性について検討を行う。特に、本解析では、アブレータから生成したHと大気構成化学種Oとの反応により生じると考えられるOHの挙動に注目する。

#### 3.1 数値解析方法

アブレーション生成物と大気構成化学種との衝撃層内での反応について検討の方法を紹介する。流れ場の解析にはParkモデルを用いた二温度モデルに基づいて、熱化学的非平衡を考慮したCFDを行う。アブレーションの影響を考慮するために、アブレータ内部からの熱分解ガスの噴出、アブレーター表面での酸化、昇華、アブレーター表面温度を境界条件に組み込む。本来は、CFDコードにアブレータ内部の熱応答を直接組み込み、連成計算を行うべきであるが、連成計算は非常に複雑で計算時間がかかるため、現実的ではない。そこで、アブレーター内部からの熱分解ガスの噴出量とアブレーター表面温度については、アブレータ内部の熱応答解析を行うSCMAコードから求める。SCMAについての詳細は文献[13]に記載されている。SCMAでは、突入軌道に沿っての経験式に基づいて加熱率の計算を行い、対応する高度での加熱率からSCMAで発生する熱分解ガス量を求める。図6にSCMAにより求められた熱分解ガス吹き出し率とアブレーター表面温度の高度依存性を示す。

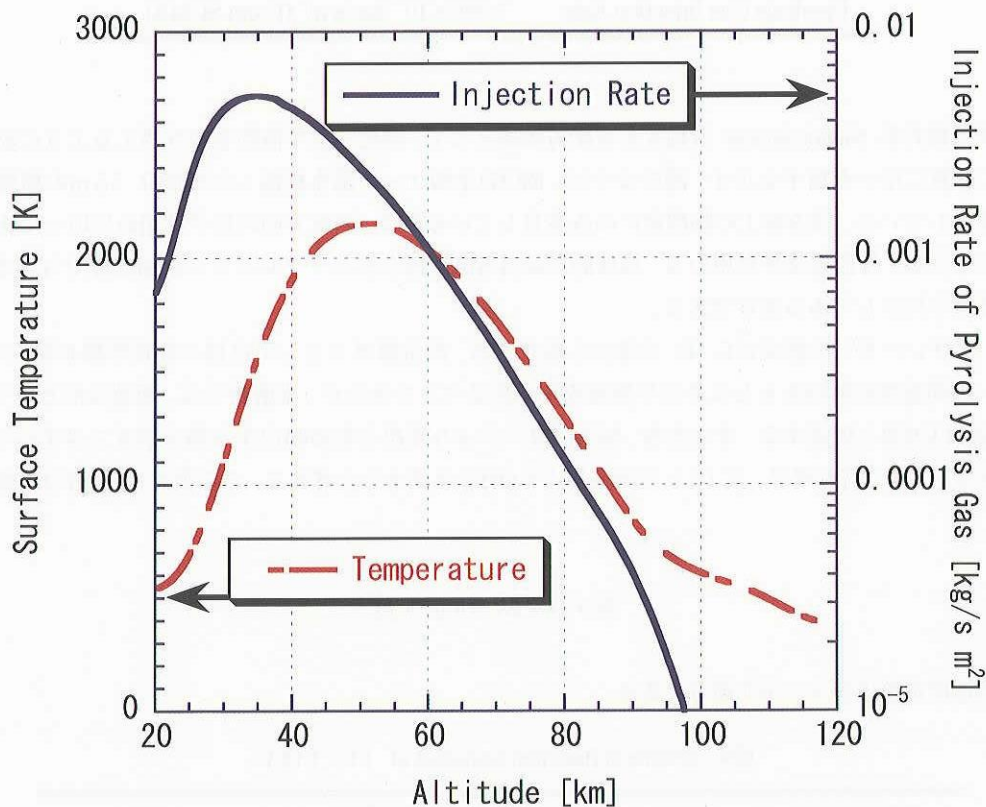


図6：SCMAコードにより算出された熱分解ガス噴出率、表面温度の高度履歴。



READ飛行計測では、高度 90 km 付近でのスペクトルが計測されたので、本解析においても同一高度で比較を行うべきであるが、低密度のためCFD計算が困難である。表 2 に高度とREAD突入機ノーズ部半径 (0.55 m) を代表長とするクヌーセン数の関係を示す。表に示すように、高度 90 km ではクヌーセン数が 0.8 のオーダーに達しており、連続流としての解析には無理が生じる。一方、高度 80 km あたりでは、クヌーセン数が 0.06 程度のオーダーとなっており、連続流の仮定が許されるクヌーセン数の上限 ( $Kn=0.1$ ) よりやや小さいので、連続流による解析が可能と考えられる [14]。従って、本解析では、高度 80 km での解析を行い議論を行う。計算を行った主流条件並びに熱分解ガス発生量、アブレーター表面温度は表 3 に示すとおりである。

表2：高度とクヌーセン数の関係

Altitude	Knudsen Number $Kn$ (ノーズ部半径基準)
90 km	0.8
80 km	0.06

表3：CFD 解析条件

Altitude	80.58 km
Velocity	7.507 km/s
Density	$1.6921 \times 10^{-5} \text{ kg/m}^3$
Reynolds Number	100.0
Ablator Surface Temperature	1299.3 K (From SCMA)
Pyrolysis Gas Injection Rate	$1.298 \times 10^{-4} \text{ kg/s m}^2$ (From SCMA)

計算は 2 次元軸対称 Navier-Stokes 方程式を支配方程式として、熱化学非平衡性を取り扱えるように拡張して行った。図 7 に計算に用いた格子を示す。図のように、READ先端ノーズ部を模擬した半径 0.55 m の球周りの流れ場を計算対象としている。淀み線上の物理量にのみ着目しているため、角度方向の格子は粗めにとっている。温度の境界条件としては、等温壁条件を用いる。具体的にはSCMAで得られたアブレーター表面温度で与える。本解析での壁温度は表 3 に示してある通りである。

厳密には、アブレーターの組成はC, H, O等から成り立ち、熱分解ガスとしては様々な化学種が発生するため、アブレーター内部温度の解析をもとにその平衡組成を求めるべきであるが、本解析では、極端な例として、熱分解ガスの成分は 100 %Hと仮定する。すなわち、SCMAコードより算出される噴出する熱分解ガスはすべてHガスであると仮定する。また、流れ場で、式 (1) の反応によりOHが生成すると考える。この仮定は、OHの生成を最大に見積もる。



この反応の速度定数は表 4 に示す通りである。

表4：Chemical Reaction Constant of (1) [15]

Forward Reaction of (1), $k_f$	$7.1 \times 10^6 T^{-1}$	$\text{m}^6/\text{mol} \cdot \text{s}$
Backward Reaction of (1), $k_b$	$8.5 \times 10^{12} T^{-0.6} \exp(-\frac{50830}{T})$	$\text{m}^3/\text{mol} \cdot \text{s}$

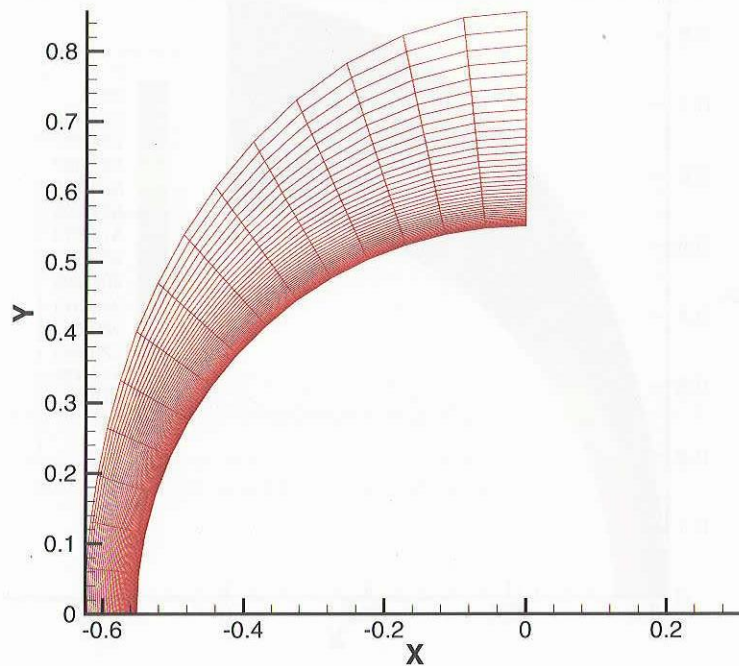


図7：計算格子。

### 3.2 数値解析結果

図8に計算された圧力分布を示す。物体前方に衝撃波が形成されている様子がわかる。この流れ場の淀み線上の温度分布を示したのが図9である。図から、機体前方 55 mm 程度の位置から並進温度が立ち上がる様子が見られる。機体前方 40 mm 程度の位置で最大並進温度 24000 K となっており、衝撃波背後で立ち上がりから最大温度まで約 15 mm 程度の距離が見られる。本図で示すように温度分布の立ち上がりの勾配が緩やかになるのは、高度が高く気体密度が薄いことと対応していると考えられる。並進温度は衝撃波背後で最大温度を取った後、解離や熱緩和のため徐々に温度が低下して行く挙動が見られる。一方、振動電子励起温度は、衝撃波直後では振動電子励起エネルギーの励起が十分に起こっておらず低い値である。この領域では並進振動緩和過程により振動エネルギーへのエネルギー供給が起これ、振動電子励起温度は上昇していく。振動電子励起温度の上昇に伴い分子の解離反応が活発になり振動エネルギーが失われていくため最終的には並進温度と振動電子励起温度は平衡状態に近づいていく。しかし、本解析結果では図9に示すとおり、両者が平衡に達する前に、機体表面に達する。これは、高度 80 km と大気状態が希薄な状態のため分子間衝突が起これにくくなり、並進、振動電子励起間のエネルギー交換過程の進行が遅くなり、結果として衝撃波離脱距離に比べて並進、振動間の平衡に至るまでの距離が長くなるからだと考えられる。

図10は、淀み線上の主要化学種の質量分率を示す。この図から、酸素分子の解離は進行しているが、窒素分子の解離はわずかしかな進行していないことがわかる。アブレーターの熱分解ガスとして噴出したH原子は、壁付近で最も分率が高く、機体から離れる方向には主に拡散により分布領域が広がって行くと考えられる。OHの分率は壁面付近のところで最大となり、機体から離れるに従い急速に減少していく傾向が見られる。これは、OH生成の基になるHの分率が壁面で最大となり壁から離れる方向へ次第に減少していくことと、図9に示すように、機体から離れるに従い温度が上昇していくことと対応していると考えられる。表4から、反応式(1)は温度が上昇するほどOHが生成されにくくなる傾向が読み取れる。

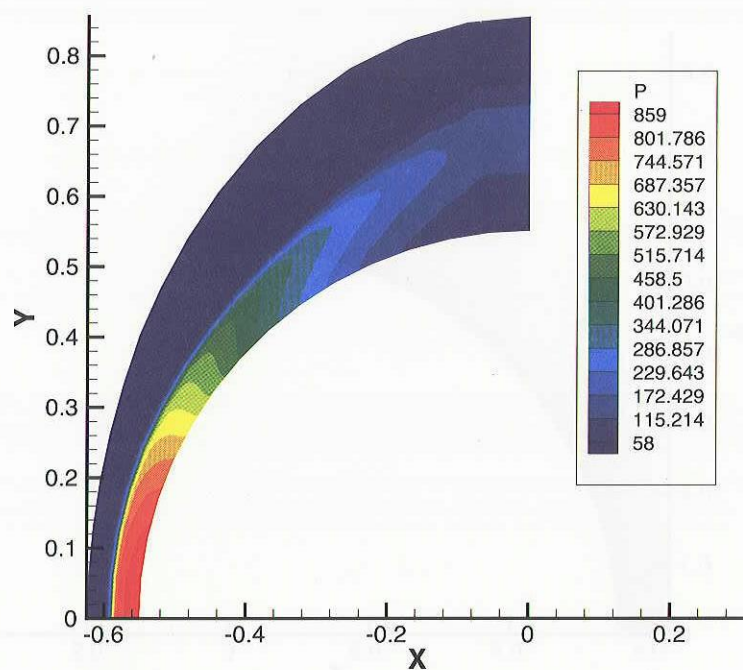


図8：圧力分布, (図中の圧力値はPa単位).

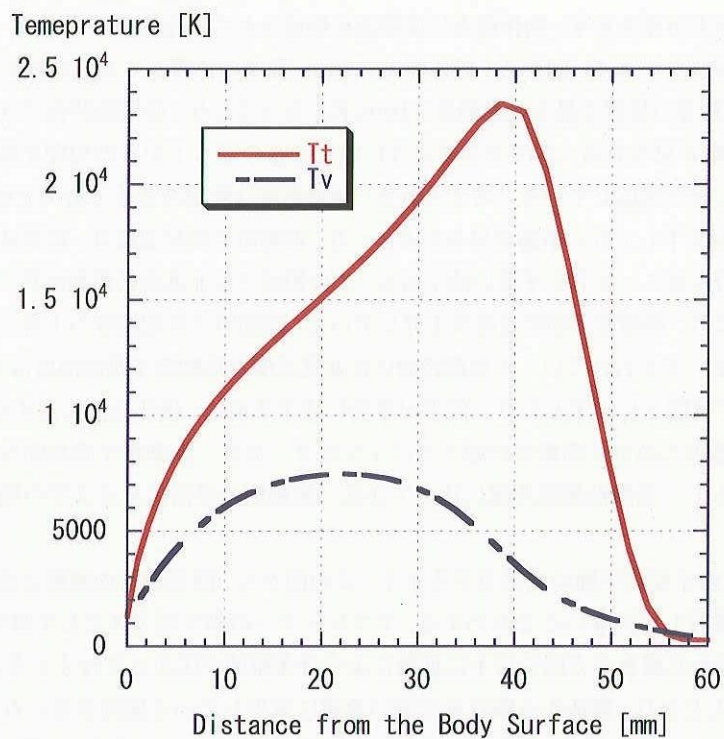


図9：旋み線上での温度分布, ( $T_t$ ; 並進温度,  $T_v$ ; 振動温度).



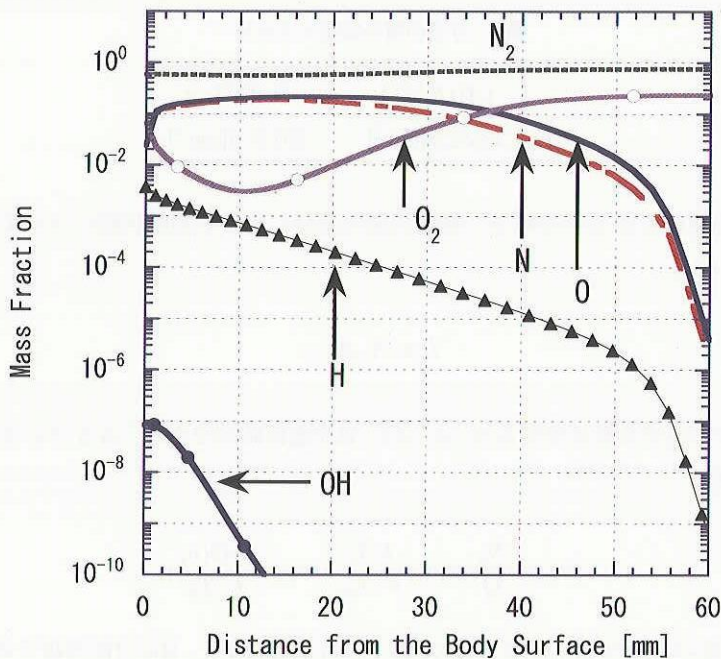


図10：淀み線上での各化学種の質量分率分布.

3.3 淀み線発光スペクトル検討

OHの分率は、淀み線上で最大で $10^{-7}$ 程度となっている．これは他の窒素分子等の分率に比べて7桁程度小さな分率である．このようなわずかな分率ではあるが、その存在がどれくらい輻射に影響するか、検討を行う．図4から、300 nm 付近で発光するAXバンドと考えられるOHのスペクトルが観測されており、この波長域では $N_2(2+)$ からの発光が重なる可能性が考えられる．表5に分子バンドスペクトルに対応する準位を示す．表6には、各分子バンドスペクトルの遷移の上準位の振動基底状態での電子励起エネルギーを示す．表6からわかるように、 $N_2(2+)$ の上準位はOH (AX) に比べて高励起準位にある．上準位の占有数密度は、簡単な見積もりでは、 $\exp(-\frac{T_e}{kT_{ex}})$ に比例すると考えられる．電子励起温度を5000 K程度とすると、この値は、OH (AX) の上準位で $10^{-5}$ 程度、 $N_2(2+)$ の上準位では $10^{-12}$ 程度となり、基底状態の数密度が図10に示すように淀み点付近では $N_2$ がOHより7桁程度大きくても、OH (AX) と $N_2(2+)$  の上準位の占有数密度が同一オーダーになる可能性が考えられる．この状況下では、OHの発光を無視することはできない．そこで、 $N_2(2+)$  とOH (AX) の発光量について、それらの発光遷移確率まで考慮して、その発光量の比較を行うことで検討を進めていく．

表5 分子バンド名と分子状態遷移の関係

Band Spectrum	Transition
OH(AX)	$A^2\Sigma^+ \rightarrow X^2\Pi_i$
$N_2(2+)$	$C^3\Pi_u \rightarrow B^3\Pi_g$



表6 分子の電子励起エネルギー

	OH(A <sup>2</sup> Σ <sup>+</sup> )	N <sub>2</sub> (C <sup>3</sup> Π <sub>u</sub> )
T <sub>e</sub>	32682.5[cm <sup>-1</sup> ]	89147.0[cm <sup>-1</sup> ]

ここでの解析では、簡単のため分子の電子、振動状態の遷移に着目し回転状態については考慮しない。発光強度は式(2)のようになる。

$$I \propto N_v A_{v'v''} \quad (2)$$

$N_v$ は、遷移の上準位に存在する数密度であり、 $A_{v'v''}$ は、発光遷移確率である。ある分子スペクトルのある振動遷移の上準位にある数密度は

$$N_v = \frac{N_a}{Q} \exp\left(-\frac{hcT_e}{k \cdot T_{ex}}\right) \exp\left(-\frac{hcG(v)}{k \cdot T_v}\right) \quad (3)$$

ここで、 $N_a$ は、基底状態の数密度、 $T_{ex}$ は電子励起温度、 $T_v$ は振動温度で、 $Q$ は分配関数であり

$$Q = \sum_e \exp\left(-\frac{hcT_e}{k \cdot T_{ex}}\right) \sum_v \exp\left(-\frac{hcG(v)}{k \cdot T_v}\right) \quad (4)$$

と表せる。 $T_e$ は電子励起エネルギーの、 $G(v)$ は振動エネルギーの項値(単位m<sup>-1</sup>)であり、 $G(v)$ は次のように表される。

$$G(v) = \omega_e\left(\frac{1}{2} + v\right) + \omega_e x_e\left(\frac{1}{2} + v\right)^2 + \omega_e y_e\left(\frac{1}{2} + v\right)^3 + \omega_e z_e\left(\frac{1}{2} + v\right)^4 \quad (5)$$

ここで、 $v$ は振動量子数であり、 $\omega_e$ 等は分子毎の定数で、文献[16]に記載されている。また、 $A_{v'v''}$ は文献に記載されているので、分子の基底状態の数密度、電子励起温度、振動温度が与えられれば、発光強度が推定できる。OH (AX) の遷移確率は文献[17]に、N<sub>2</sub> (2+) の遷移確率は文献[18]に記載されている値を利用した。以上の方法で、淀み線上で、図9、10の温度、質量分率に基づいて、N<sub>2</sub> (2+)、OH (AX) の発光量の推定を行った。

図11から17にN<sub>2</sub> (2+)、OH (AX) の発光強度をまとめた。機体表面からの距離は1.04 mmから22 mmまで、図の順番に従って表面から離れていく。これらの図から、淀み点付近では、OH (AX) の発光がN<sub>2</sub> (2+) に比較して強い傾向が見られる。機体表面から6 mm以上遠方では、N<sub>2</sub> (2+) の強度がOH (AX) に比べて大きくなる。これらの検討の結果、アブレーターからの熱分解ガスを100 % Hと仮定した極端な場合、従来は考慮されていなかった化学種OHが生成され、その生成量も発光スペクトルへの影響が無視できない量に及ぶことが示唆された。本解析結果は、極端な仮定をおいているが、アブレーター構成化学種が熱分解等により流れ場中に放出された場合、大気構成化学種と反応を起こし、OH等の化学種が生成され、またその量も、スペクトル観測の際に影響を及ぼすほどの量になる可能性を示していると考えられる。

実際に観測されるスペクトルは、淀み線上の各点での発光量と吸収量をもとに輻射輸送方程式から積分強度を求めたものと等価になるので、解析においてもその手順を踏むべきであるが、発光強度、吸収量の正確な算出には複雑な計算を伴うので今後の課題とする。

一方、本解析対象高度は約80 kmであり、READでデータが取得された高度90 kmとは10 km程度、高度差がある。本解析結果とREAD取得データとの関係は以下のように考えられる。高々度では低密度となり衝突頻度が小さ

くなる。拡散係数等の輸送係数は衝突頻度にほぼ反比例すると見積もられるので [14], 高々度ほど拡散等の影響が大きくなると考えられる。従って、アブレータから噴出した熱分解ガス (H) は、高々度ほど、拡散により機体表面より遠方まで分布すると考えられる。このため、高々度ほど、機体表面より遠方の領域でも反応 (1) により OH が生成され、機体表面から遠方までの淀み線上の広い領域に渡って OH の発光可能性が高くなると考えられる。以上から、高度 90 km では、高度 80 km と同程度またはそれ以上の OH の発光可能性があると予想される。

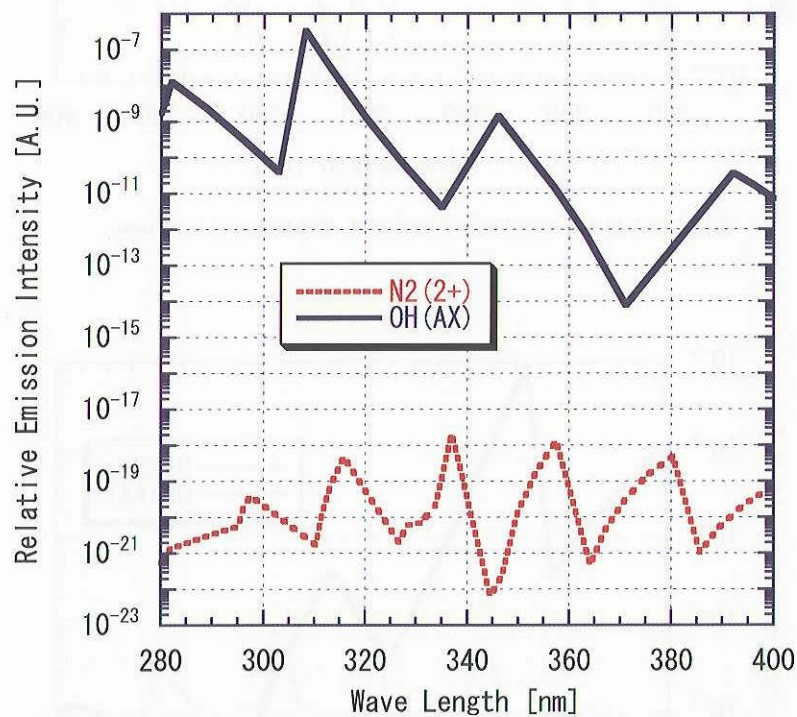


図11：淀み線上での発光強度の推算結果，機体壁面から1.04 mm.

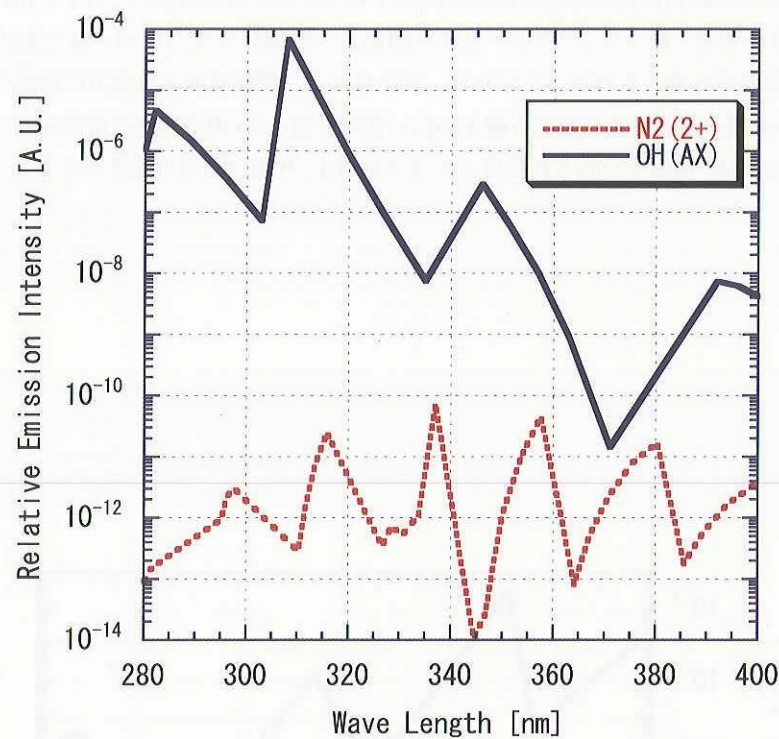


図12：淀み線上での発光強度の推算結果，機体壁面から 2.16 mm.

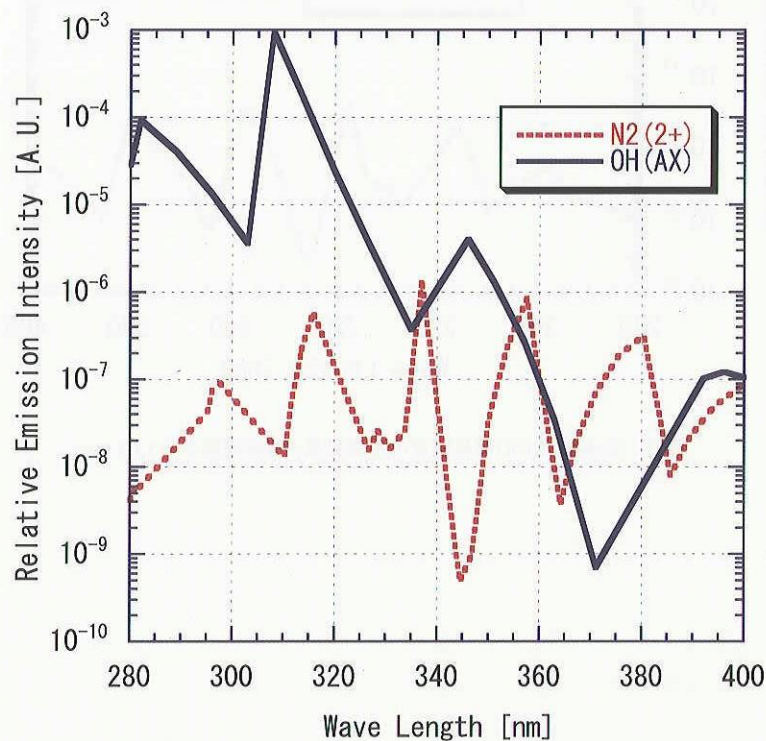


図13：淀み線上での発光強度の推算結果，機体壁面から 3.36 mm

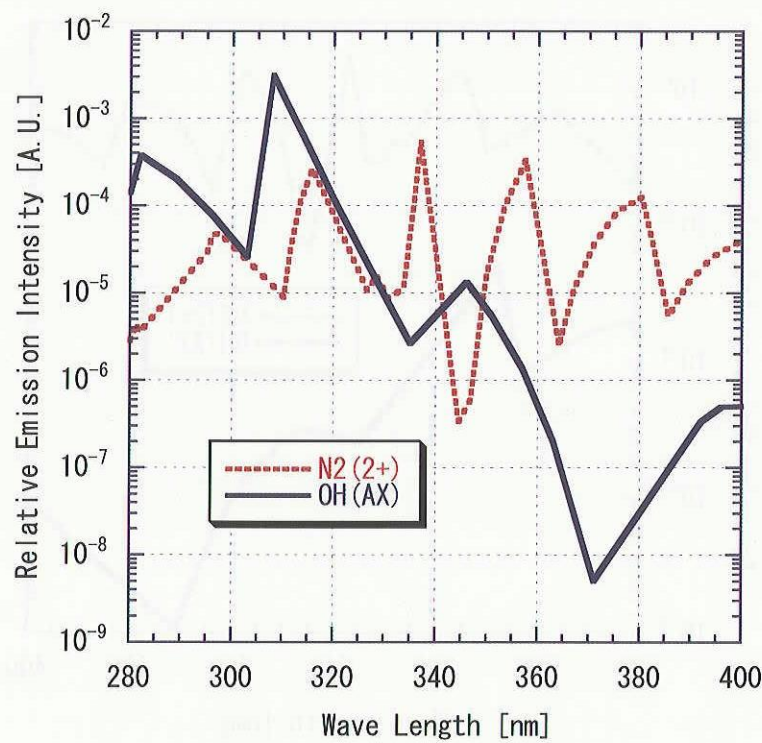


図14：淀み線上での発光強度の推算結果, 機体壁面から 4.65 mm.

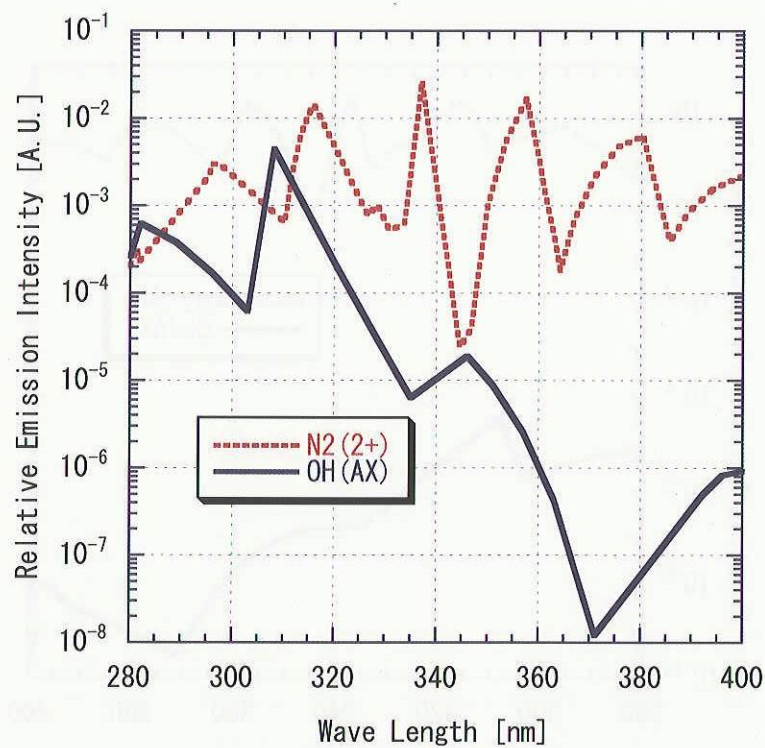


図15：淀み線上での発光強度の推算結果, 機体壁面から 6.03 mm.



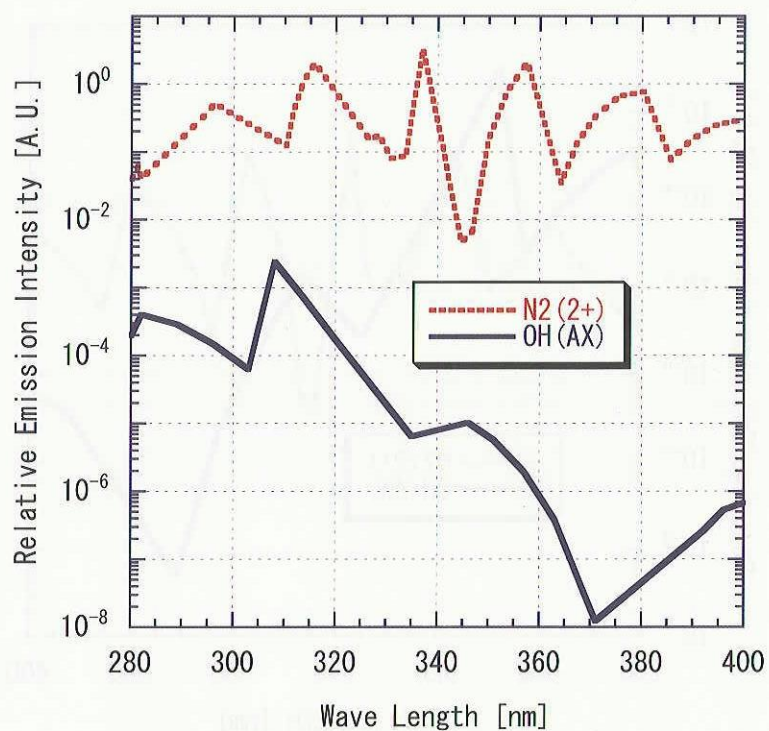


図16：淀み線上での発光強度の推算結果，機体壁面から 9.06 mm.

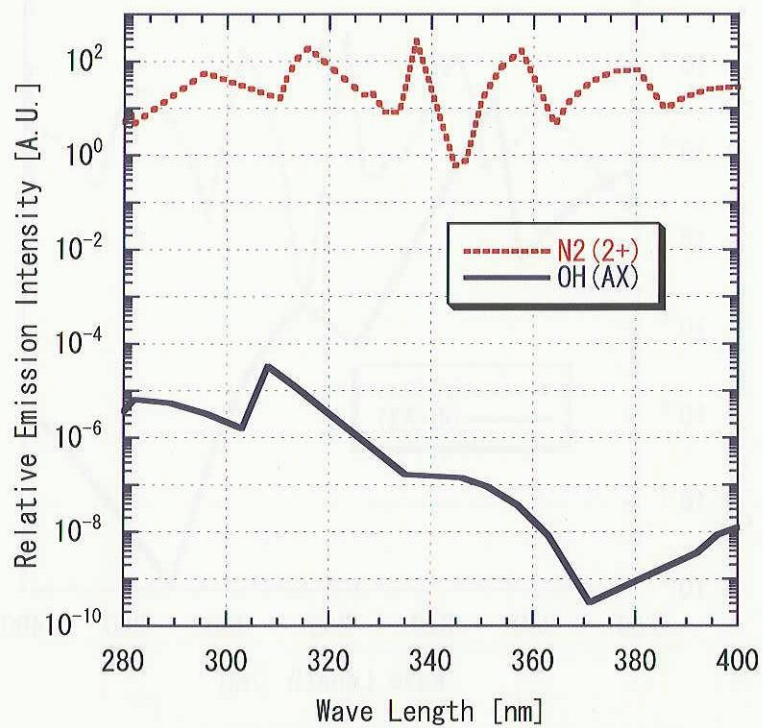


図17：淀み線上での発光強度の推算結果，機体壁面から 22.41 mm.

## 4 結論

READ飛行試験で観測されたスペクトルのうち、特に高々度では、アブレーター起源と考えられる、OH等のスペクトルの発光が目立った。これについての解釈のために、特にOHの挙動に着目した。解析の簡単化のため、極限として、アブレーターの熱分解ガスとして100% Hが噴出するとして、大気構成化学種との反応を考慮したCFDの結果から、淀み線上での発光強度の簡易な検討を行った。OH (AX) バンドと $N_2(2+)$  バンドとの強度の比較から、機体表面付近(淀み点付近)では、OH (AX) からの発光が $N_2(2+)$  に比較して強く、機体から離れるに従い、OH (AX) の発光は小さくなる傾向がわかった。この簡易な検討から、アブレーター起源の化学種と大気構成化学種との反応により従来は考慮されていなかったOH等の化学種が生成されること、その発光量が機体表面付近では無視できない程度の強さになる可能性が示された。

本解析結果は、今後の大気突入飛行環境解析において、アブレーター起源化学種と大気構成化学種との反応により生じる化学種についても考慮する必要性を示唆していると考えられる。

## 参 考 文 献

- [1] K., Fujita, and T., Abe, "Air Radiation Analysis of a Superorbital Reentry Vehicle," AIAA Paper, 97-2561, June, 1997.
- [2] Fujita, K., Sato, S., Abe, T., and Ebinuma, Y., "Experimental Investigation of Air Radiation Behind a Strong Shock Wave," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol.16, No.1, 2002, pp72 ~ 82.
- [3] Fujita, K., Sato, S., Abe, T., Ohtsu, H., and Ebinuma, Y., "Electron Density Measurements Behind Strong shock Waves by H- $\beta$  Profile Matching," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol.17, No.2 2003, pp210 ~216.
- [4] Matsuda, A., Fujita, K., Sato, S., and Abe, T., "Nonequilibrium Phenomena behind Strong Shock Waves Generated in Superorbital Reentry Flight," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol.18, No.3, 2004, pp342 ~348.
- [5] Abe, T., Fujita, K., Ohtsu, H., Hama, K., Shingu, S., and Ichizono, K., "Reentry Environment Advanced Diagnostics (READ) Flight-experiment on USERS Reentry Vehicle," AIAA Paper, 2001-1905, April, 2001.
- [6] 藤田和央, 安部隆士, 若林昭, 伊地智幸一, "USERS/READ 実験における衝撃層内温度の評価," 平成15年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 12月, 2003, pp5 ~ pp8.
- [7] 安部隆士, 藤田和央, 若林昭, 伊地智幸一, "READ実験," 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告, JAXA-RR-04-045, 3月, 2005, pp127 ~ pp135.
- [8] 籾田元紀, 稲谷芳文, 伊地智幸一, 牧野隆, 松田聖二, "USERSミッション概要およびUSERS/REMシステム," 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告, JAXA-RR-04-045, 3月, 2005, pp1 ~ pp11.
- [9] 奥山圭一, 加藤純郎, 山田哲哉, "アーク加熱風洞によるREVアブレータの研究開発," 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告, JAXA-RR-04-045, 3月, 2005, pp55 ~ pp75.
- [10] 大津広敬, 藤田和央, 安部隆士, 籾田元紀, "USERSの再突入飛行経路に沿った極超音速流れの数値解析," 第32回流体力学講演会講演集, 福岡, 9月, 2000, pp131 ~ pp134.
- [11] Park, C., "Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions I: Earth Entries," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol.7, No.3, 1993, pp385 ~398.
- [12] Fujita, K., and Abe, T., "SPRADIAN, Structured Package for Radiation Analysis: Theory and Application," The Institute of Space and Astronautical Science Report, No.669, 1997.
- [13] Ahn, H., Park, C., and Sawada, K., "Response of Heatshield Material Stagnation Point of Pioneer-Venus Probes,"

Journal of Thermophysics and Heat Transfer, vol.16, No.3, 2002, pp432 ~ 439.

[14] 日本機械学会編, "原子・分子の流れ—希薄気体力学とその応用," 共立出版株式会社, 1996, pp14.

[15] John S. Evans, and Charles J. Schexnayder Jr., "Influence of Chemical Kinetics and Unmixedness on Burning in Supersonic Hydrogen Flames," AIAA Journal, vol.18, NO.2, 1980, pp188 ~ 193.

[16] G., Hertzberg, "Molecular Spectra and Molecular Structure, I Spectra of Diatomic Molecules," D. Van Nostrand Company, Inc., Princeton, May, 1950, pp552 ~ 561.

[17] Jorge, L., and David, C., "Transition probabilities in the  $A^2 \Sigma^+ - X^2 \Pi$ ; electronic system of OH," Journal of Chemical Physics, Vol.109, No.2, 1998, pp439 ~ 448.

[18] Laux, C., O., "Optical Diagnostics and Radiative Emission of Air Plasmas," A Dissertation of Stanford University, 1993, pp174 ~ 175.



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-05-018

---

発 行 平成 18 年 3 月 1 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL:<http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (株)フジブランド

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

---

© 2006 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写、転載、電子媒体に加工すること禁じます。



