A208

JAXA750kW アーク加熱風洞における光学的気流計測技術の整備

水野 雅仁[○]、高柳 大樹、藤井 啓介、藤田 和央 (宇宙航空研究開発機構)

Preparation of optical flow diagnostics technique at JAXA 750kW arc-heated wind tunnel

Masahito MIZUNO, Hiroki TAKAYANAGI, Keisuke FUJII and Kazuhisa FUJITA

ABSTRACT

In order to provide the flow conditions of high-enthalpy flow such as arc-heated wind tunnel and inductively coupled plasma (ICP)-heated wind tunnel accurately, the optical flow diagnostics techniques has been prepared. Two types of non-intrusive optical diagnostics method such as LIF (Laser-Induced Fluorescence) and emission spectroscopy is conducted. Two-photon LIF diagnostics system for atomic oxygen has been conducted in the 750kW arc heated wind tunnel in JAXA in order to obtain velocity, translational temperature and number density of atomic oxygen simultaneously. Absolute atomic number density was obtained with a calibration technique by a xenon reference gas cell. Radiation spectroscopy for ICP-heated wind tunnel is conducted to improve accuracy of the radiation code and to evaluate the flow properties in the test section of the wind tunnel in detail. Molecular temperatures are determined by the spectrum fitting method in the aid of the radiation code, SPRADIAN2.

Keywords: High enthalpy flow, Optical flow diagnostics, Laser induced Fluorescence, Spectroscopy

1. 本研究の目的

再突入機や惑星探査機周りの気流の物理化学的性質は、熱防護系の設計に非常に重要である。スペースシャトル開発時には、機体周りの熱化学的非平衡現象に関する理解が不充分であり、過大な設計を行なうことを余儀なくされていた。近年においても、気層の非平衡反応モデルに含まれる不確実性が依然大きく、地上実験設備による実験が重要である。そのような大気突入環境を模擬する一般的な地上実験設備として、アーク加熱風洞や誘導加熱プラズマ風洞がある。これらの風洞における温度、気流組成、速度などの気流物理量を正確に測定することが、非平衡反応モデルの信頼性を向上させるためには重要な技術課題である。それらの状態量を精度よく得る方法として、発光分光法、レーザー吸収分光法、レーザー誘起蛍光法(LIF法)等の光学式計測法がある。

それぞれの計測法から得られた気流物理量を相互に比較検討することで、より信頼性の向上した気流データを得ることが出来ると考えている。この気流計測技術が整備出来れば、一樣流中の組成に加えて、衝撃層前後における化学組成・温度変化を実測し、空力加熱予測高精度化に必須である化学反応モデル・表面触媒性モデルの改良・検証を進めることが出来るようになる。従って、JAXA 研究開発本部では、高エンタルピー気流物理量を高精度で評価できる光学的気流計測技術の整備を進めている。これまでに、発光分光法¹⁾、レーザー吸収分光法の適用を試みてきた。さらに LIF 装置の導入を始め、気流

物理量の評価等のための有望な測定法として注目している。

本論文では、これまで JAXA 研究開発本部で実施した LIF 法および発光分光法による高エンタルピー気流計測結果について、その計測例を紹介する。

2. 高エンタルピー気流計測法

JAXA 研究開発本部には、高エンタルピー風洞として、750kW アーク加熱風洞²⁾および 110kW 誘導加熱プラズマ風洞³⁾が整備されている。

アーク加熱風洞は、材料の高加熱が実現出来るので、各種耐熱試験に最適である。流れは極超音速流で、熱的・化学的非平衡流である。アーク加熱器内圧力も比較的高圧(およそ一気圧程度まで)に設定出来る。但し銅製電極の溶融による気流中へのコンタミネーションが発生するという欠点がある。さらに、気流の非平衡性から、推定された気流組成は、反応モデルなどに極めて強く依存してしまう。一方、誘導加熱プラズマ風洞は、アーク加熱風洞に比べると比較的低加熱率、低圧力条件下での運用となる。そして現在は、亜音速気流とすることで、熱的・化学的平衡流を仮定し、気流物理量の解析を容易にしている。また、無電極放電であるために、気流中へのコンタミネーションがなく、表面反応を伴う実験には高品質の気流を実現することが出来る。

高精度空力加熱予測のためには、初めにそれぞれの風洞の気流状態を正確に把握出来ることが重要である。そこで我々が着目している各光学式計測法についてその概

略を述べる。

受動的計測法である発光分光法は、プラズマから自然に放射される発光スペクトルを計測、分析することによって温度や組成などを推定する計測法である。熱的・化学的平衡流である誘導加熱プラズマ気流では、気流組成における不確定性は最小限に抑えることが出来るので、同計測法は反応モデルの検証に極めて有用な計測法である。これまでに、同風洞において、スペクトルマッチング法により、気流温度と組成を推定することが出来た⁴⁾。この計測例を後述する。これに対して、アーク加熱気流に発光分光を適用し、スペクトルマッチング法により気流状態を評価しようとしても、熱的・化学的非平衡流であるため適用が困難であった。

能動的計測法である吸収分光法は、分子の振動、回転に関するエネルギー準位間の赤外吸収遷移を利用している。比較的安価にシステムを構築することが可能であり、また可般性に優れている。我々は、窒素原子等を測定対象として半導体レーザーによる吸収分光計測を行ったが、準安定準位の数密度が低いために、JAXA 研究開発本部のアーク加熱風洞ではまだ適用出来ていない。

両計測法はともに、視線方向の積分値を計測しており、空間上の任意の点におけるデータあるいはその分布を得ることが出来ないという欠点がある。

同じく能動的計測法であるレーザー誘起蛍光法は、レーザーにより電子励起状態に励起させ、その後基底状態に遷移する際の蛍光を観測する手法である。そして対象とする分子・原子の基底状態の物理量を直接得ることが出来ること、空間分布としてデータが得られることという大きな特長がある。但し、数密度の定量計測には校正計測が必要であることやシステムが大規模で高価である等の欠点がある。

保有する高エンタルピー風洞では、特にアーク加熱風洞気流について、その複雑な流れ場であるということから、並進／回転／振動／電子励起に関する各温度、原子・分子の数密度、流速などが未知である。誘導加熱プラズマ風洞においても同様の物理量を得ることが必要であり、これらの量は全て上述の三種類の計測法を統合することによって求めることが可能である。

我々が現在最も注目している気流物理量の一つが、気流中の各化学種の解離度である。解離度は表面触媒性に関係し、再突入空力加熱予測高精度化に影響を与える。誘導加熱プラズマ風洞では、熱的・化学的平衡が仮定出来るので、解離度を推定することは可能である。しかしながらアーク加熱風洞では、現段階では正確に把握出来ない。スペースシャトル等の突入機周りの気流エンタルピーはおおよそ 20~30MJ/kg に達しており、そのエンタルピー条件下では酸素(O)はほぼ全解離しているが、窒素(N)は全解離しておらず、その解離度は不明である。

このエンタルピー値はアーク加熱風洞ではほぼ模擬出来るので、アーク加熱風洞で、表面触媒性効果を含む空力加

熱の影響について実験を行なう場合、窒素解離度あるいは窒素原子数密度を推定できることが重要である。そのためには、基底状態を直接励起して情報を得ることが高精度化に必要であり、従って LIF 法が最適である。即ち LIF 法では、N-LIF 法適用が最終目標である。但し N 原子の励起波長は 205nm と非常に短波長なのでその光強度が微弱であり、かつ解離度が低いため総蛍光信号強度が微弱であるので、技術的に困難を伴う。そこで前段階として、充分解離度が高くかつ励起波長が 225nm で一定の光強度があり比較的計測しやすい O-LIF 法の適用をまず試みた⁵⁾⁶⁾。

3. レーザー誘起蛍光法 (LIF 法)

3.1 測定装置

本実験では 225.6nm 近傍に励起波長を有する酸素原子について、二光子吸収法により、気流速度・並進温度・数密度を推定した。それぞれの物理量は、励起波長のドップラーシフト・ドップラー拡がりの半値全幅・キセノンガスによる校正結果との比較によりそれぞれ求めた。

実験系を Fig. 1 に示す。Nd:YAG レーザー、色素レーザー、波長変換器（非線形光学結晶）から構成される。225.6nm 近傍でレーザー波長を掃引し、各励起波長における蛍光を ICCD カメラで取得する。レーザー掃引波長は波長計により測定した。レーザー光は、気流中心軸に対して 50 度の角度で気流前方から斜入射させている。酸素原子からの蛍光は極めて微弱であるため、測定では 50 枚の蛍光画像を積算して S/N 比向上に努めた。また、計測中に Nd:YAG レーザー光強度が変動することによる蛍光信号強度のばらつきは、エネルギーモニターにより各レーザーショットの強度を計測して、これを規格化することにより補正した。風洞の運転条件を Table 1 に示す。

3.2 実験結果

酸素原子の蛍光画像例を Fig. 2 に示す。画像の左端が直径 40mm の円柱形状 SiC 供試体である。測定系の設置位置の関係上、気流が右から左に流れる向きに撮影している。既実施の空間分解発光分光計測（分解能は 3mm）による衝撃波離脱距離は 10mm 以下であり、本計測で推定される離脱距離（7mm 程度）とほぼ同等である。

供試体表面からの距離に対する蛍光強度の分布からドップラーシフト量を求め、衝撃層内外の流速差 Δv を推定すると、 $\Delta v = 3.6 \pm 0.4$ km/s となった。一方酒井ら⁷⁾は、ARCFL03 計算コードを用いて、実験と同じ本風洞気流条件に対して自由流中の流速を、 $\Delta v = 4.6$ km/s と求めている。両者の数値の違いは、次の理由による。すなわち、衝撃層内での流速は絶対的に 0 ではなくある有限の値である。また流速ベクトルは供試体表面に対して垂直では

ない。そのためにCFD結果から得られた流速よりも、実験から求めた流速差の方が小さい値となると考えられる。

様々な風洞運転条件で推定した酸素原子数密度分布をFig.3に示す。同図は、質量流量10 g/s、アーク電流700Aの風洞運転条件での結果である。実線は、酒井ら⁷⁾の計算結果である。実験結果の方が高い値になっているが、その原因として、Xe参照ガスセルでの実験精度が影響している可能性があるため、その対策を施し、計測精度を上げていくのが今後の課題である。

4. 発光分光法

110kW誘導加熱プラズマ風洞流れに対して、輻射計算codeの精度を向上させ気流条件を評価するために、発光分光計測に関する研究を行なっている⁴⁾。アーク加熱気流は熱的・化学的非平衡流であり複雑である。そこではじめに、亜音速流で熱的・化学的平衡流であるため比較的単純な誘導加熱プラズマ風洞流れに対して分光計測を行った。本手法では、輻射計算code SPRADIAN2⁸⁾を使いスペクトルフィッティングによって、分子温度と成分濃度を求めた。実験では、分子温度の半径方向分布を逆アーベル変換によって求めた。

風洞運転条件は、電力90kW、質量流量1.8g/sであり、これにより15 MJ/kgから18 MJ/kgの総エンタルピが得られている。作動気体は空気と窒素である。

気流半径方向の温度分布をFig.4に示す。この温度の半径方向分布を用いて、流れのエンタルピを理論的に計算することが出来る。気流中心から25mm以内の流れの総エンタルピの平均値は、窒素流に対して 13.4 ± 1.0 MJ/kgであり、空気流に対して 13.7 ± 1.1 MJ/kgであった。これに対して、熱バランス法による計測値は、両気体とも 17.7 ± 1 MJ/kgであり、計算値よりも30%高い。熱バランス法により求めたエンタルピは、熱輻射と構造材料への熱伝導などによる損失のために高い値を示すことがしばしば指摘されている。この理由のため、分光学的に求めた流れのエンタルピ値は、局所熱平衡下でより正確な値であると考えられる。

5. まとめ

再突入機の熱空力設計技術向上に欠かせない反応モデル等の実験的検証に極めて有意義であるアーク加熱風洞及び誘導加熱プラズマ風洞に、各種の光学的気流計測技術を適用することが有用であることを述べた。そして、JAXA研究開発本部で整備を進めている光学的気流計測法である発光分光法、レーザー吸収分光法、レーザー誘起蛍光法を紹介し、現在の整備目標を述べた。そして、それぞれの計測手法を概観し、風洞物理量の推定には、各種計測法を組み合わせ、統合的に評価すべきであることを述べた。

参考文献

- 1) 渡辺泰夫、石田清道、白井 純行：750kWアーク加熱空気流におけるNO分子バンド発光の分析、NAL TR-1417, 2000.
- 2) R.K.Smith, D.A.Wagner, J.Cunningham, J.H.Painter, H.Itagaki, Y.Watanabe and S.Hasegawa, "High enthalpy material test facility design improvements in Japan," AIAA paper 94-2592, 1994.
- 3) Takeshi Ito, Kiyomichi Ishida, Masahito Mizuno, Takahiro Sumi, Takeshi Matsuzaki, Junsei Nagai and Hiroshi Murata, "110kW new high enthalpy wind tunnel heated by inductively-coupled-plasma," AIAA paper 2003-7023, 2003.
- 4) Kazuhisa Fujita, Masahito Mizuno, Kiyomichi Ishida and Takeshi Ito, "Spectroscopic flow evaluation in inductively coupled plasma wind tunnel," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.22, No.4, 2008, pp.685-694.
- 5) Masahito Mizuno, Takeshi Ito, Kiyomichi Ishida and Junsei Nagai, "Laser induced fluorescence of nitric oxide and atomic oxygen in an arc heated wind tunnel," AIAA paper 2007-4405, 2007.
- 6) Hiroki Takayanagi, Masahito Mizuno, Keisuke Fujii, Toshiyuki Suzuki and Kazuhisa Fujita, "Arc heated wind tunnel flow diagnostics using laser-induced fluorescence of atomic species," AIAA paper 2009-1449, 2009.
- 7) Sakai Tadaharu, Suzuki, Toshiyuki, Fujita, Kazuhisa, and Ito Takeshi, "Calculation of High-Enthalpy Aerothermal Environment in an Arcjet Facility," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 21, No. 1, pp. 249-252, 2007.
- 8) Fujita Kazuhisa and Takashi Abe, "SPRADIAN, Structured Package for Radiation Analysis: Theory and Application," The Institute of Space and Astronautical Science Report 669, 1997.

Table 1 Experimental conditions

Operational condition	20MJ/kg (700A, 10g/s)
Working gas	Simulated air
Nominal Mach number at nozzle exit plane	4.8
Cold wall heat flux at flow centerline (cylindrical shape)	2.48 MW/m ²

Fig. 1 Experimental setup of O-LIF system for arc-heated wind tunnel

Fig. 2 Example photos of the LIF signals from atomic oxygen at several wavelengths ($\dot{m} = 10 \text{ g/s}$, $I = 700 \text{ A}$)

Fig. 3 Number density of atomic oxygen in the arc heated wind tunnel ($\dot{m} = 10 \text{ g/s}$, $I = 700 \text{ A}$): Each point shows the experimental results and solid line shows the calculated one.

Fig. 4 Temperature distribution of radial direction input electrical power=90kW, ambient pressure=10kPa, mass flow rate=1.7g/s for nitrogen flow, 1.8g/s for air flow, respectively.