

## Present and Future of High Enthalpy Flow Studies

麻生 茂 (九大工)

Shigeru ASO\*

\* Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University, Fukuoka 812-8581, Japan

Present and future of high enthalpy flow studies are discussed. For the development of fully usable launch vehicles lighter, safer, cheaper and more efficient reusable launch vehicles must be developed. Studies on high enthalpy flow are needed in order to estimate aerodynamic heating loads to reusable launch vehicles. The ground testing facilities and present state-of-arts on high enthalpy flow studies are reviewed.

## 1. はじめに

人類は、1961年4月12日にポストーク1号でガガーリン宇宙飛行士を初めて宇宙に送りだしたが、高エンタルピー流の研究は、この有人宇宙飛行の計画が始まった時点から本格的に始まったと考えていいだろう。それまでに、弾道飛行をする飛翔体を防護するための空力加熱の研究ももちろん既に始まっていた。この当時の、最大の問題は弾道突入(ballistic entry)をするカプセル型の宇宙船への空力加熱を見積り、それに対して如何に防護策を施すかにあった。理論的予測としては、鈍頭物体のよどみ点空力加熱の予測が主であり、空力加熱の見積りは専らアーク加熱風洞を利用したものであったと考えられる。弾道飛行からの膨大な空力加熱に対して宇宙船内の宇宙飛行士や機器を守るためには、アブレーションによる空力加熱しか方法はなく、従ってアブレーション材の開発と厚みを決めることでしか、対応できなかった。

これに対して、アメリカ合衆国のX-15計画から始まる揚力突入(lifting entry)では、まだ空気の密度がそれほど高くない高々度で機体の速度を落とすことが出来るために、機体への空力加熱は

弾道突入(ballistic entry)と比較すると形状、大きさの違いはあるにしてもかなり小さくなり、このため機体の熱防御は使い捨てのアブレーション材によらず再使用が可能な耐熱材を用いることが出来るようになった。しかしながら、それでも軌道速度からの再突入は機体前面に強い衝撃波を発生させ、その気体温度は1万度を超えるために空気は解離、電離する。機体への空力加熱を正確に見積もり、再突入飛行中の機体の姿勢を安定に保つために、より正確な気体の解離モデル、電離モデルを得るための実験と数値流体力学による研究が始まった。

さらに、近年、アメリカを中心にして新しい宇宙輸送システムの開発が盛んになっている。この新しい宇宙輸送システムの開発においては、経済性(機体を再使用することによる人工衛星1個あたりの打上コストの低減)、環境適合性(使い捨てロケットの地球への落下を皆無にする、宇宙空間におけるデブリの発生を防止するなどによる地球環境・宇宙環境を保全する)等の観点から、完全再使用型の宇宙輸送システムを指向する方向にあり、より安全な飛行、より軽い機体をめざすためにもその外力、空力加熱量を正確に与える高エンタルピー流の研究

は益々重要になると考えられる。

## 2. 高エンタルピー流中の宇宙往還機の飛行において出現する空力加熱現象

高エンタルピー流において最も重要な具体的な流れ場の一つは、将来型宇宙輸送システムで起こりうる再突入時の空力加熱現象である。Fig.1にその代表例を示す<sup>1)</sup>。図を用いて、どのような空力加熱現象が存在するかを考えてみると下記のようなようになるであろう。

- 1) 機体の先端近傍の激点流れによる空力加熱
- 2) 境界層遷移による空力加熱
- 3) 衝撃波-境界層干渉による空力加熱(機体と主翼の付け根部、主翼とTipフィンとの付け根部、フィン干渉部、エレボンやラダーのヒンジ近傍部、キャノピー近傍など)
- 4) 衝撃波-衝撃波干渉による空力加熱

このように、空力加熱現象は、機体のまわりの様々な流れ場に存在し、それぞれが違った特徴を持っていることがわかる。

宇宙輸送システムは、大気圏再突入時の高度と速度に対応してその流れ場の物理化学的性質は大きく変化する。たとえばスペースシャトルが、地球大気に突入した場合には、a)窒素分子がほとんど解離した流れ場から、b)窒素分子は解離せず酸素分子のみがほとんど解離した流れ場を経て、c)窒素分子、酸素分子は解離せず、気体分子の振動励起が生じている流れ場となり、最後にd)通常空気の流れを飛行するという軌跡を示している。再突入にあたっては機体は様々な条件の化学反応流を通過することになるために、それぞれ複雑な流れ場を経験することがわかる。気体温度が9000度以上になると気体はほとんど解離(さらには電離)してしまうために、かえってそれぞれ単原子(さらに高温の場合には電離によるイオンと電子)としての取り扱いで数値流体力学によりかなりよい精度で空力加熱を予測できることがわかっているが、気体温度が2000度から9000度までの範囲は窒素分子、酸素分子の解離度が温度によって違うために、高々度における粒子の衝突頻度の低下による非平衡性の増加と相まって非常に複雑な流れ場となっており、このため数値流体力学による予測もつきにくく問題を複雑にしている。このように、高温効果により気体が解離、電離を

すると一層複雑になり、壁面での触媒反応のモデル化とも相まって機体への空力加熱量の正確な予測をさらに困難にしている。これらの空力加熱に関する取り扱いは、文献2に詳しく論じてある。

### 3. 空力加熱現象解明のための高エンタルピー流の実験装置と宇宙実験

このような空力加熱現象を地上で実験するための高エンタルピー流発生装置が作られている。アメリカで開発されたフリーピストン衝撃波管はフリーピストン衝撃風洞として発展し、キャンペラのT3、クイーンズランド大のT4、CaltechのT5、DLR(ゲッチンゲン)のHEG、アーヘン工科大学のTH2などが稼働中である。ただし、これらの衝撃風洞は一旦激み点状態を作り出した後、ノズル部で加速するため、激み点状態で発生した解離空気の成分が完全には再結合されないまま測定部に到達することになり静止空气中を再突入する状態を完全に模擬していないという問題が生じる。

これを解決するために衝撃波管の先に加速管をつけることにより、発生した強い衝撃波を反射させることなくそのまま加速してより高速の気流を得るものもあり、expansion tubeと呼ばれている。

次に、アーク加熱風洞はNASA Ames研究所など世界中に設置してあり、材料の耐熱試験等によく用いられている。

また、パリストックレンジは、スケールの違いさえ無視すれば再突入時の飛行環境を地上で実現できる唯一の装置である。但し、打ち込む寸法が大きすぎてできないために測定量が限られるのは避けられない。

こういった地上で可能な高エンタルピー流実験を確認する上で最も有効な実験は宇宙実験である。この宇宙実験は欧米で実施されているとともに、スペースシャトル自体は飛行の度に再突入時の貴重なデータを得ている。我が国でも宇宙科学研究所のHIMES、NASDA/NALのOREX, HYFLEXがこれにあたる。我が国での宇宙実験はいずれも軌道速度からの再突入ではないが化学モデル・電離モデル・触媒性モデルを確認する上で貴重なデータとなっている。

### 4. 高エンタルピー流研究の課題

高温効果を伴う衝撃波-境界層干渉場における空力加熱についてはAndersonらのグループ<sup>3)</sup>が数値流体力学により検討を行っているがまだ実験結果と数値計算の結果とはよい一致を得ているとは言いがたい。高エンタルピー流の研究において、今後は触媒性の影響が非常に重要になると考えられるが、黒滝は、壁におけるNOの反応に着目した有限触媒性の影響をモデル化して空力加熱の正確な予測法を提案して、OREXの飛行実験空力加熱データやスペースシャトルの飛行実験空力加熱データのよい一致を見ている<sup>4)</sup>。また、航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究所においては、高エンタルピー流中の空力加熱現象が壁面での触媒性によってどのように影響を受けるかを調べるために、壁面温度を種々変化させた空力加熱率測定の実験とその数値計算が行われており<sup>5)</sup>、ある温度範囲では壁面温度の違いによって非触媒性の空力加熱率が顕著に異なるという大変興味深い結果が報告されている。この壁面の触媒性に関する研究は、優れた耐熱タイルの開発と平行してなされるべきものであり、適切な触媒性のモデル化が現在最も求められている。

さらに、より正確な空力加熱率の推定に欠かせないものとして、極超音速境界層の遷移や乱流モデルの研究があげられ、文献5~8に示すような意欲的な研究が進行中であるが、さらに重要な解離反応を伴う流れにおける遷移モデル、乱流モデルの研究はまだほとんど行われていないのが現状であり、この分野での研究を積極的に進めていく必要があると考える。

### 5. 結び

完全再使用宇宙往還機を達成するためには、より軽く、より安全に、より安く、より効率的に設計をする必要がある。このためには、空力加熱量の正確な予測を必要とする。本稿では、高エンタルピー流について、宇宙往還機の飛行においてどのような空力加熱現象が出現するかを考察し、そのような現象を解明するための高エンタルピー流の実験装置と宇宙実験について述べ、最後に高エンタルピー流研究の課題について論じた。今後益々、多くの若い研究者がこの分野に加わっていただけてことを祈るものである。

### 参考文献

- 1) 麻生 茂：日本航空宇宙学会誌、第42巻第482号、1994, pp.164-168.
- 2) Anderson Jr., J. D.: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill, 1989.
- 3) Grumet, A. et. al.: J. Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 8, No.1 (1994), pp.40-47.
- 4) Kurotaki, T.: AIAA Paper AIAA-2000-2366.
- 5) Ueda, S. et. al.: AIAA Paper 2001-1768 (2001).
- 6) Holden, M.S.: Proceedings of 22nd International Symposium on Shock Waves, 1999, pp.1501-1506.
- 7) Martin, M.P. and Candler, G.V.: AIAA Paper 2000-0399 (2000).
- 8) Ma, Y. and Zhong, X.: AIAA Paper 2000-0539 (2000).

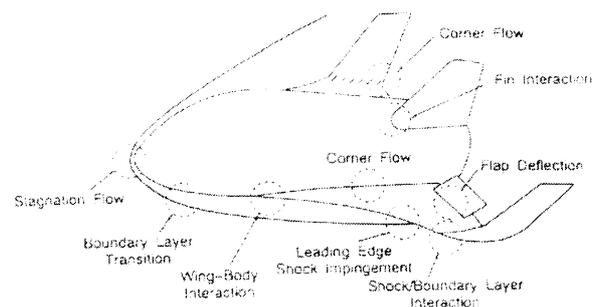


Fig.1 Aerodynamic heating phenomena observed at various locations on reusable launch vehicle(ref.1)