精密なシミュレーションを行うためにはベース圧の精密な評価や乱流モデルの改良等今後なすべき課題は多いであろう

参考文献

- 1) 佐藤 衛, ほか: 宇宙往還機の遷・超音速風洞試験, 第19回日本航空宇宙学会講演集, 1988.
- 2) 柳原盛三, ほか: スペースプレーン周りの圧力分布超音速風洞試験, 第26回飛行機シンポジウム講演集, 1988.
- 3) Takanashi, S., Matsushima, K. and Fujii, K.: Numerical

Simulation of Supersonic Flows Past a Space-Plane, Proceedings of the 17th ISTS, 1988.

- 4) Matsushima, K., Takanashi, S. and Fujii, K.: Navier-Stokes Computations of the Supersonic Flows About a Space-Plane, AIAA Paper 89-2402-CP, 1989.
- 5) Baldwin, B. S. and Lomax, H.: Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-0257, 1978.
- 6) Degani, D. and Schiff, L. B.: Computation of Supersonic Flow Around Pointed Bodies at Large Incidence, AIAA Paper 83-0034, 1983.
- 7) 宮本義人: 著者との私的討論.

—特 集—

ハイエンタルピーCFDの実験による検証について^{*1}

和田 安 弘^{*2}

Key Words: Fluid Dynamics, High Enthalpy Flows, Shock Waves, Flight Testing

1. はじめに

スペースプレーンやHOPEが極超音速で大気圏を通過すると機体周りに強い衝撃波が発生し、その直後の気流は急激に上昇して酸素や窒素分子が原子に分解したり電離したりする現象が現れる。これは高温気体効果、あるいは実在気体効果と呼ばれていて空力加熱、衝撃波位置さらには空力特性にまで大きな影響を及ぼす可能性がある。このような極限的な流れは地上の実験設備で忠実に再現することが非常に困難となるため、数値流体力学(CFD: Computational Fluid Dynamics)によるシミュレーションが有効であると考えられる。CFDを機体の設計に反映させるためにはまずその信頼性を確認することが肝要でありいろいろな角度からCFDの検証を行っておかなければならない。ここでは、Ballistic-Range, Stalker-Tubeによる高エンタルピー流れの地上実験に合わせた計算を行い、実験データをCFDの検証に用いる際の問題点について述べる。

2. 実験手段について

まず実験が実際の飛行条件を模擬する上での問題点

について述べ、現在利用可能な極超音速高エンタルピー流れの実験設備を紹介する。簡単な反応として窒素の解離反応を考える。

Mは第3体である。このとき窒素分子の質量保存式は次式で与えられる。

$$\frac{\partial [N_2]}{\partial t} + \frac{\partial [N_2]u_i}{\partial x_i} = -k_f[N_2][M] + k_b[N]^2[M]$$

ここで[]はモル濃度を表し、粘性は無視している。反応速度定数 k_f , k_b は修正アレニウス型では次のような形で与えられる。

$$k_f = T^{C_1} \exp(C_0 - \frac{C_2}{T}), \quad k_b = T^{C_3} \exp(D_0 - \frac{D_1}{T})$$

上保存式を代表長さL、一様流の密度 ρ_∞ 、速度 u_∞ で無次元化すると

$$\frac{\partial [N_2]}{\partial t} + \frac{\partial [N_2] \bar{u}_i}{\partial x_i} = - \left(\frac{\rho_\infty L}{u_\infty} \right) k_f [N_2] [M] + \left(\frac{\rho_\infty^2 L}{u_\infty} \right) k_b [N]^2 [M]$$

となる。ただし“—”は無次元化された物理量を表す。このとき相似則から飛行状態での化学反応を実験で模擬するためにはどのような条件が必要か考えてみる¹⁾。まず反応速度定数 k_f に C_1/T の項が入っている。これは反応が起きるためには活性化エネルギー C_1 に相当する温度が必要であることを示している。温度は一様流速の2乗に比例するので実験の流速は飛行条件と同じにする必要がある。次の問題は化学反応速度

^{*1} 平成4年4月8日、日本航空宇宙学会第23期年會シンポジウムにて発表。平成4年9月17日原稿受理 Validation of Hypervelocity CFD using Experimental Data

^{*2} 航空宇宙技術研究所 Yasuhiro WADA

である。順反応の生成項には binary-scaling parameter とよばれる無次元化で生じた係数 $\rho_\infty L/u_\infty$ がついている。反応速度を合わせるためにはこの値を飛行条件に合致させなければならないが、一般に実験のサイズ L は実機に比べ小さいのでその分密度 ρ_∞ を大きくする必要がある。つまり流体が試験体の周りを通過する短い時間内に反応が生じるように反応速度を大きくした実験を行わなければならないのである。一方、逆反応の結合反応は 3 体衝突によるので無次元化のための係数は密度の 2 乗に比例している。従って順反応の反応速度に合わせて実験の密度を設定すると逆反応速度が大きくなりすぎてしまうことになる。一般に 1 つの実験で解離と再結合を同時に模擬することはできない。ただし流速 u_∞ と binary-scaling parameter が一致しているときには Reynolds 数も一致していることを記しておく。

もう一つの問題は、一様流の解離度である。いったん淀み状態をつくってからノズルで超音速流れを得る実験装置の場合、ノズルの膨張過程で温度が下がっても淀み状態で解離した作動流体は化学反応凍結のために完全に再結合することがない。このような実験では一様流ですでに一部解離した流れとなっていることに注意しなければならない。以上のような条件/制限が実験に存在することを念頭におき、ここでは高エンタルピー流れを実現する装置としてアーク風洞、Stalker-Tube、Ballistic-Range を紹介する。

まず、アーク風洞は、高エンタルピー状態をつくる手段としてアーク放電を用いる装置である。その利点は連続運転が可能であることであり種々の測定は他の実験に比べ容易である。短所は一様流の解離度を決定することが難しいことである。放電室では局所的に解離反応が進んでいるという報告もある²⁾。アーク風洞を計算の検証に用いるためにはアーク風洞そのものをシミュレートする計算コードも必要であろう。今後、アーク風洞の測定のしやすさを生かした、力、加熱率、化学組成などに関する詳細な実験研究が期待される。

Stalker-Tube は 2 段式自由ピストン衝撃風洞である。一般に衝撃風洞では高マッハ数の流れを実現するために音速の大きな driver gas が必要となるが、Stalker-Tube では高圧空気で比較的重いピストンでヘリウムを断熱圧縮しさらにピストン慣性力による overshoot によって効率的に高温の(音速の大きな) driver gas を生成する(第 1 図¹⁾)。Stalker-Tube では容易に 7 km/s の流速を得ることができるが、いったん淀み状態をつくるので一様流は一部解離している。日本では東北大学/航空宇宙技術研究所角田支所の共

第 1 図 Stalker-Tube の作動¹⁾

同研究として Stalker-Tube の開発研究が開始されている³⁾。

模型を測定部に固定するのではなくて、模型を静止した気体の中に超高速で発射しその周りの流れを観測する装置があり、Ballistic-Range⁴⁾ と呼ばれる。流れの測定は模型を固定する場合に比べ格段に困難となるが気流の密度/温度は制御することが可能であり流れの非一様性の問題もない。日本では名古屋大学等で開発が進められている⁵⁾。

さらに最終的な手段として飛行実験(フライトデータ)がある。飛行実験では、大気状態の同定/外から流れを観測できない測定の困難さ/費用等の問題があるものの、これは飛行条件の流れそのものである。以上、極超音速高エンタルピー流れを実現するための装置をいくつか紹介したが、絶対的なものではなく、測定技術と組み合わせて適当な選択をする必要がある。

3. 物理モデルについて

再突入物体周りの高温気体では、分子振動励起、電子励起、解離・電離の化学反応等の現象が現れる。このような流れ場を数値的にシミュレートするためには、まずどのような物理モデルを仮定するかということが問題となる。励起に要する時間が流れの特性時間に比べ十分に早ければ平衡流れを仮定したモデルで十分であろうし、その逆ならば凍結流れでよい。問題なのはその中間の非平衡流れである。一番簡単なものとしては、化学反応は流れと非平衡であるが、化学種粒子内部の自由度に起因する分子振動/電子励起/分子回転エネルギーは、並進エネルギーと平衡状態にあると仮定するものがある。これが 1 温度モデルであり飛行高度が低く粒子の衝突頻度が内部エネルギーを励起するのに十分であれば有効なモデルであると考えられる。しかし高度が高い場合には粒子内自由度の非平衡(熱的非平衡)を考慮したモデルが必要となる。このようなモデルとして Park らの提案している 2 温度モデルがある⁶⁾。これは分子振動/電子励起は、並進/回転

エネルギーと必ずしも平衡状態になく、それぞれ別の温度で表せられるとしたものであり熱的非平衡を考慮したモデルとしては簡単なものの1つである。2温度モデルの化学反応速度は並進温度だけではなく振動温度にも支配されるが、振動温度は振動緩和モデルに大きく依存する。Parkらは高温での非調和振動子の効果を考慮した拡散的振動緩和モデルを提案している。このモデルは2温度モデルの中で重要な役割を果たしているが衝撃波直後の情報を必要とし多次元計算への拡張性に問題がある。著者らはより使いやすい緩和モデルを提案した⁷⁾が、モデル構築には基礎実験データとのより詳細な突き合わせが必要であると考え、一般に高次のモデルほど不確定な要素が入り計算時間を要する。どのような物理モデルを用いるべきかはその流れの条件に大きく依存する。

4. 計算の検証

計算コードの検証をするために上記の試験設備を用いた実験のシミュレーションを行った。以下の計算では一般の高温気体に対して拡張されたRoeの近似リーマン解法を基にした高精度風上差分法を用いている。ここでは実験によって何が検証できるかが問題となる。

まず、Ballistic-Rangeによる半径6.35 mmの球の周りの流れの実験⁸⁾にあわせた計算を行った⁷⁾。一様流は空気で流速5.28 km/s (M 15.3)、温度293 K、密度 $7.8 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$ である。この条件はbinary-scaling parameterで評価すると1993年末打上げが予定されている再突入実験OREX(ノーズ半径1.35 m)で高度75 kmに相当する。第2図は1温度モデル

と理想気体で計算された圧力分布を比較したもので、シュリーレン写真で確認された衝撃波の位置が実験データとしてプロットされている。理想気体の計算では衝撃波離脱距離を大きく見積もってしまうが1温度モデルの計算では実験をよく再現できている。では衝撃波位置が合えば計算は実験を再現していることになるのであろうか。

HornungらはStalker-Tubeを用いた半径2.54 cmの円柱周りの高エンタルピー流れの実験⁹⁾を行い光の干渉法による画像データを提供している。干渉法では光の行路差が映し出される。光路差はほとんど密度に比例するが、気体の密度は吸熱化学反応によって上昇

第2図 球頭円柱周りの温度分布

第3図 円柱周りの干渉模様

第4図 スペースシャトル周りの圧力分布

第5図 スペースシャトル周りに発生する酸素原子

第6図 スペースシャトルの Limiting Stream Line 及び平面での流れ

するので干渉法のデータは化学反応速度を定量的に測定する手段となる。一様流の条件は、流速 5.59 km/s 、温度 1833 K 、密度 $5.349 \times 10^{-8} \text{ kg/m}^3$ である。作動流体は一部解離した窒素で窒素原子の質量分率は 7.3% である。第3図は干渉法の画像で、下半分が実験、上半分が計算結果を処理したもので計算モデルをかえて計算を行っている。第3図aの理想気体の計算では衝撃波位置を大きく見積もっている干渉模様も実験と大きく異なっている。第3図bの1温度モデルの計算では衝撃波位置は実験と良くあっているが、干渉模様を見てみると実験に比べ衝撃波直後で急激な変化がみられ、これは1温度モデルでは反応速度を大きく見積もりすぎていることを示している。第3図cは2温度モデルによる計算で衝撃波位置/干渉模様共に実験を再現している。2温度モデルと1温度モデルの違いは化学反応のばらつきが解に与える影響よりもはるかに大きい。この実験は OREX では高度 70 km 、スペースシャトル(全長 33 m)では高度 90 km に相当するが、この程度の高度でも化学組成などの詳細なレベルで検証した場合には熱的非平衡を考慮した計算を行うことが必要であることがわかる。一方、空力加熱、衝撃波離脱距離など、工学的な面に着目した場合には、OREX でも高度 80 km 以下で1温度モデルが有効である¹⁰⁾

風洞実験では比較的详细な流れの情報は入手できるが飛行状態の流れを再現することはむずかしい。それに対して飛行実験はそのような極限的な流れを完全に再現する現在唯一の手段といえる。スペースシャトルは実際に大気圏再突入した有翼飛行体として貴重なデータを提供している^{11,12)}。第4, 5図は高度 60.6 km を迎角 42° 、マッハ数 15.7 で再突入するスペースシャトル周りの圧力分布と解離反応によって生じた酸素原子の等モル分率線図である。ここでは1温度モデルを用いている。機首近傍で発生した酸素原子のほとんどは機体背面に吹き流され対称面に局在している。第6図は limiting stream line で剝離の様子が分かる。再突入軌道に沿ってこのような計算を行うことにより、フライト時に観測された空力加熱率の減少(第7図)、ピッチングモーメントの増大(第8図)が高温気体効果によって定量的に説明されることが示されている⁷⁾。ただしスペースシャトルの形状は公表されていないため、この計算では Rizk のペーパー¹³⁾ からドラムスキャナーでシャトル形状を読みとったものを使っている¹⁴⁾。日本でも独自に有翼機を用いた再突入実験を行う必要がある。

第7図 スペースシャトルの風上対称面上空力加熱率(高度 75 km)

第8図 スペースシャトルの圧力中心

5. おわりに

以上のように高温気体の実験では、飛行条件の流れを再現し同時に詳細なデータを取得することは非常に困難である。したがって高温気体 CFD の検証をするためには、まず衝撃風洞などの地上実験にあわせた計算によって物理モデル、計算スキームについての詳細な検証を行い、さらに再突入実験によって得られた飛行特性・空力加熱など比較的大きなデータによって最終的な確認をするという、2つの方法を併用する必要がある。CFD の進歩と共にますます風洞実験/再突入実験の重要性が増大しているといえよう。

最後に、筆者の高温気体の研究について貴重な助言と励ましを頂いた東京大学の久保田敏敏教授、阿部寛治教授、航空宇宙技術研究所の小川哲博士にこの場をかりて感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Stalker, R. J.: Hypervelocity Aerodynamics with Chem-

- ical Nonequilibrium, *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 21(1989), pp. 37-60.
- 2) Scott, C. D.: Catalytic Recombination of Nitrogen and Oxygen on High-Temperature Reusable Surface Insulation, *AIAA Paper 80-1477*, 1980.
- 3) 高山和喜, 伊藤隆宏, 太田敏夫: 高速飛行体の風洞試験技術, HOPE ワークショップ講演集, 1989, J-7.
- 4) Canning, T. N., Seiff, A. and James, C. S.: Ballistic-Range Technology, *AGARD-AG-138-70*.
- 5) 藤原俊隆, 佐津草弘, 張 新宇: 高エンタルピー極超音速実験におけるバリスティックレンジの利用, 第 28 回飛行機シンポジウム講演集, 1990, pp. 6-9.
- 6) Park, C.: Assessment of a Two-Temperature Kinetic Model for Dissociating and Weakly Ionizing Nitrogen, *AIAA J. Thermophys.*, 2 (1988), pp. 6-9.
- 7) Wada, Y. and Kubota, H.: Numerical Simulation of Re-Entry Flow around the Space Shuttle with Finite-Rate Chemistry, *AIAA J. Aircraft*, 29 (1992), pp. 1049-1056.
- 8) Lobb, R. K.: Experimental Measurement of Shock Distance on Spheres Fired in Air at Hypervelocities, *The High Temperature Aspects of Hypersonic Flow*, ed. Nelson, W. C., Pergamon Press, MacMillan Co., New York, 1964, pp. 519-742.
- 9) Hornung, H. G.: Non-Equilibrium Dissociating Nitrogen Flow over Spheres and Circular Cylinders, *J. Fluid Mech.*, 53 (1972), pp. 149-176.
- 10) Wada, Y., Ogawa, S., Kubota, H. and Akimoto, T.: On the Thermo-Chemical Models for Hypersonic Flows, 4th ISCFD, Davis(1990), pp. 719-728, also to appear on *Computers and Fluids*.
- 11) Zoby, E. V.: Analysis of STS-2 Experimental Heating Rates and Transition Data, *AIAA J. Spacecraft Rockets*, 20 (1983), pp. 232-237.
- 12) Romere, P. O. and Young, J. C.: Space Shuttle Entry Longitudinal Aerodynamic Comparisons of Flight 2 with Preflight Predictions, *AIAA Paper 82-565*, 1982.
- 13) Rizk, Y. M., Steger, J. L. and Chaussee, D. S.: Use of Hyperbolic Grid Generation Scheme in Simulating Supersonic Viscous Flow about Three-Dimensional Winged Configurations, *Proceedings ISCFD-Tokyo*, 1986, pp. 392-403.
- 14) Ogawa, S., Ishiguro, T. and Takakura, Y.: Hyperbolic Grid Generation Scheme for Simulating Flow about Three-Dimensional Complex Configuration, *Computational Techniques and Applications: CTAC-87*(1987), pp. 577-587.