

大気圏突入力プセル全機周りの3次元熱化学非平衡流れ解析

3D Calculation of Nonequilibrium Flow Over an Entry Capsule

- 古館 美智子, 東北大工, 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:furu@cfm.mech.tohoku.ac.jp
 竹内 玲司, 東北大院, 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:takeuchi@cfm.mech.tohoku.ac.jp
 保江 かな子, 東北大院, 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:hoj@cfm.mech.tohoku.ac.jp
 澤田 恵介, 東北大工, 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, E-mail:sawada@cfm.mech.tohoku.ac.jp
 Michiko FURUDATE, Tohoku Univ., 6-6-08 Aramaki-Aza-Aoba, Sendai, Japan, 980-8579
 Reiji TAKEUCHI, Tohoku Univ., 6-6-08 Aramaki-Aza-Aoba, Sendai, Japan, 980-8579
 Kanako YASUE, Tohoku Univ., 6-6-08 Aramaki-Aza-Aoba, Sendai, Japan, 980-8579
 Keisuke SAWADA, Tohoku Univ., 6-6-08 Aramaki-Aza-Aoba, Sendai, Japan, 980-8579

1. はじめに

エアロキャプチャを目的とした宇宙機の設計をする際には、数値的手法による宇宙機の空力特性予測が有用である。そこで本研究では、連続流領域を極超音速で飛行する宇宙機の空力特性を高精度に見積もる数値流体力学 (CFD) 手法の開発を目指す。その第一段階として、AS-202アポロカプセル全機周りの流れの3次元CFD解析し、空力係数のフライトデータの再現を試みる。エアロキャプチャにおいて宇宙機は比較的低い極超音速で飛行するため、空力特性に影響を与え得る熱化学非平衡現象⁽¹⁾を考慮する必要がある。この熱化学非平衡解析が本研究の目的であるが、本稿では非粘性凍結流れを仮定した予備計算の結果を示す。

3. 数値計算手法

本研究では、プリズム格子を用いた cell-vertex 有限体積法を用いる。時間積分には2段階の2次精度 Runge-Kutta 陽解法を用いる。

4. 計算条件

AS202 飛行試験における大気圏突入開始から 4900 秒後の軌道点での飛行条件を選んだ⁽²⁾。主流速度は 4.5 km/s、主流密度は $7.21 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^3$ である。このときの飛行高度は約 50 km で、主流温度は 180 K とした。迎え角は 18.5 deg である。

4. 結果及び考察

本計算により、得られた流れ場の様子を図1に示す。機体表面に圧力分布を、空間に温度分布を示す。表面の圧力分布から、気機体前面下方に圧力が高く淀み点となっているところがみられる。衝撃波背後の並進温度はおおよそ 12,000 K 程度である。機体後方では、機体の肩から後流側に発達している剪断層が集中するところに温度が高いことがみられる。この剪断層と機体に囲まれた領域は再循環領域となっており、複雑な温度分布が見られた。

計算により得られた表面圧力分布から揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、および揚抗比 L/D を算出した値を表1に示す。比較のため、飛行データ及び風洞データも表中に示す。どの値においても、本研究で得られた値は飛行データを 10%以上上回っている。この原因として、計算が完全に収束していないこと、および、機体上流側の計算領域が衝撃波離脱距離を捕らえるのに十分でなかった可能性などがあげられる。これらの課題は、今後改善する予定である。

5. まとめ

アポロカプセル全機周りの流れを3次元解析し、空力特性を予測した。得られた揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、および揚抗比 L/D を飛行データと比較したところ、どの特性も過大評価していた。今後、熱化学非平衡を考慮した解析を行ない、熱化学非平衡性が空力特性に与える影響を調べる予定である。

参考文献

- (1) Park, C., and Yoon, S. "Calculation of Real-Gas Effects on Blunt-Body Trim Angles," AIAA Journal, Vol.30, No.4, 1992, pp.999-1007.
- (2) Hillje, E. R., "Entry Flight Aerodynamics from Apollo Mission AS-202," NASA TN D-4185.

Table 1 Comparisons of aerodynamic characteristics

	Present	Flight ⁽⁵⁾	Wind tunnel
L/D	0.334	0.285	0.32
C_D	1.422	1.3	1.28
C_L	0.477	0.37	0.41

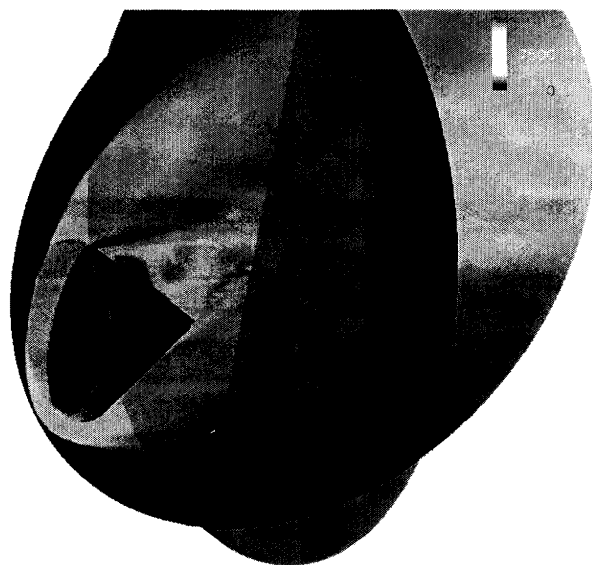


Fig. 1 Pressure distribution on the body surface and translational temperature distributions in various cross sections.