B 2 1 2

極超音速スペースプレーン周り流れ場の可視化およびCFD解析

真鍋 圭司[○](福山大学), 中村 弘明, 西尾 正富(福山大学)

Visualization and CFD Analysis around Hypersonic Space Plane

Keiji MANABE, Hiroaki NAKAMURA and Masatomi NISHIO

ABSTRACT

The flowfield analysis around a model of space plane traveling at Mach 10 has been carried out utilizing an Electrical Discharge Method and a Finite Element Method scheme. In this study, the experiments and the numerical simulations were carried out under the conditions the angle of attack were 0 and 10 deg. Furthermore, the experimental results were compared with the numerical ones. In these comparisons, it was found that they were relatively in good agreement.

Keywords: Space plane, Electrical Discharge Method, Finite Element Method

1. はじめに

近年の宇宙輸送システムの開発においては、従来の使い切り型から再使用型システムへの転換が検討されている。例えば完全再使用型単段式宇宙航空機(スペースプレーン)などの研究が行われているが、その開発には、極超音速飛行体周りの流れ場の詳細を明らかにする必要がある。

本研究では、極超音速飛行するスペースプレーン周りの流れ場を可視化によって明らかにすることを目的とする。実験¹⁾および計算²⁾³⁾による可視化を行い、両者を比較検討する。実験的には著者らの1人が開発した放電発光法、計算的には有限要素法によるCFDを用いるが、前者については3件の講演が予定されているため、ここでは後者について述べる。

2. 計算手法

2.1 有限要素法の定式化

圧縮性流体の質量、運動量、エネルギーの保存式は、次のように表示される。

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F_k}{\partial x_k} = \frac{\partial G_k}{\partial x_k} \quad (1)$$

ここで U は未知数であり、密度、運動量、エネルギーの変数をとる。また、 $F_k = v_k U$ であり G_k は圧力や応力からなる。なお添え字には総和規約を適用する。

いま、 U の値が与えられた表面上で0となる重み関数 W を式(1)に乘じ、解析領域 V で積分し、Gaussの発散定理を用いると、次式になる。

$$\int_V \frac{\partial U}{\partial t} dV = - \int_V w \frac{\partial F_k}{\partial x_k} dV - \int_V \frac{\partial w}{\partial x_k} G_k + \int_{SP} G_k n_k dS \quad (2)$$

ここで、 SP は $G_k n_k$ が与えられた表面である。通常の圧縮性流体の解析では圧力は F_k に含ませるが、ここでは、 G_k に含ませ、応力として扱った²⁾。この場合、運動量の保存式は、固体解析の場合の仮想仕事の原理と一致する。

左辺のマトリックスを対角化し、時間に関して陽解法を適用すれば、式(2)が運動量保存則の場合、

$$\begin{aligned} (\text{節点運動量の物質導関数}) = \\ (\text{節点内力}) + (\text{節点外力}) \end{aligned} \quad (3)$$

となり、Newtonの第二法則に従う節点質量として離散化される。

極超音速流では、衝撃波が発生して計算が不安定になる。そこでSUPG法を用いた人工粘性の項を負荷した。

2.2 計算条件

本研究で使用した要素分割をFig.1に示す。

Fig.1 Finite Element Mesh (49x21x81)

(a) 0-deg angle of attack

(b) 10-deg angle of attack

Fig. 2 Shock Shape by Electric Discharge Method

使用した要素は8節点六面体アイソパラメトリック要素である。3次元モデルであり、模型表面はすべりなし条件を与え、また断熱壁とした。

ここで計算対象としたスペースプレーンの模型の寸法は全長 250mm であり、これは現在考案されている実機（全長 94m）の約 3/1000 モデルである。可視化実験においては、このモデルを極超音速風洞内に設置し、放電発光法により衝撃波を可視化する。放電発光法については本講演会で3件講演が予定されているため、ここでは説明を省略する。

計算では、一様流条件は風洞実験に一致させ、マッハ数 10、気流の速度 $V_\infty = 1500 \text{ m/s}$ 、密度 $\rho_\infty = 4.5 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$ 、圧力 $p_\infty = 70 \text{ MPa}$ である。これらの一様流条件を模型より前方に与え、各物理量の時間発展を陽解法で解析し、それらが定常状態になるまで計算を繰り返した。なお、陽解法を用いるため、時間増分は微小な値を採用し、CFL 条件を考慮して $\Delta t = 1.0 \times 10^{-8} \text{ s}$ とした。

3. 計算結果および考察

Fig. 2 と Fig. 3 に迎角が 0° 、 10° の場合の可視化例を示す。Fig. 2 が放電発光法による実験結果、Fig. 3 は FEM 計算による密度分布である。計算結果は市販の MicroAVS4.0 ((株) ケイ・ジー・ティー) を用いて画像化したものである。要素の辺を表示しているため見づらい図になっている(今後 MicroAVS に入力するデータを調節し、より適切に見やすく表示させる予定である。)

図に示すようにエンジン部から下流方向にかけて密度分布が集中する領域が見られるが、これは模型先端から

(a) 0-deg angle of attack

(b) 10-deg angle of attack

Fig. 3 FEM Result (ρ / ρ_∞)

発生した衝撃波とエンジン部から発生した衝撃波との衝撃波/衝撃波干渉が生じているためと考えられる。これらの図より実験と計算を比較してみると、両者はよく対応しているものと考えられる。

放電発光法は任意の方向からの衝撃波の可視化が可能であるため、CFD の計算結果と比較検討することによって、衝撃波を含む3次元流れ構造の解明に有効である。

4. おわりに

本研究では、マッハ 10 で飛行する極超音速スペースプレーン周りの流れ場を放電発光法および有限要素法による CFD 解析の両面から調べた。実験結果と計算結果の間にはよい対応が確認された。

参考文献

- 1) Nishio, M.: New Method for Visualizing Three-Dimensional Shock Shapes Around Hypersonic Vehicles Using an Electric Discharge, AIAA Journal, Vol. 28, (1990) pp. 2085-2091.
- 2) 中村弘明, 西尾正富, 真鍋圭司, 瀬崎新士: 超音速/極超音速飛翔体周りの流れ場の新しい計算手法, 日本機械学会論文集 (B 編), Vol. 70, No. 692 (2004) pp. 855-862.
- 3) 中村弘明, 真鍋圭司, 西尾正富: 極超音速飛行するスペースプレーン周りの流れ場の可視化および CFD 解析, 可視化情報学会論文集, Vol. 25, No. 8 (2005) pp. 39-44.