超音速衝突噴流の数値解析

Numerical Study of Supersonic Impinging Jets

○北村 史郎(計算流体研), 岩本 順二郎 (東電大), 桑原 邦郎(宇宙研)

KITAMURA Siro*, IWAMOTO Junjiro**, KUWAHARA Kunio***

*Institute of Computational Fluid Dynamics (iCFD), 1-22-3, Hara-machi, Meguro-ku, 152-0011, Tokyo **Dept. of Mechanical Engineering, Tokyo Denki University (TDU), 2-2 Kanda-Nishiki-cho, Chiyoda-ku, 101-8457, Tokyo

**The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), 3-1-1, Yoshinodai, Sagamihara-shi, 229-8510, Kanagawa

Correctly expanded supersonic jets impinging on a flat plate are simulated numerically by solving the Navier-Stokes equations using Yee-Harten's Upwind-TVD scheme. Jets issue from C-D nozzles. The flow structure near the plate differs for different nozzle pressure ratio due to the wave propagation from the termination of the plate shock. It is found that there is much difference of the flow structure between the higher and lower pressure condition.

1 序論

超音速噴流は工業的な流れ場の各所に見られる.例と して、工場内の配管内の絞り部下流の流れ、ロケットの排 気噴流の流れ、また近年では金属切削法の一種としてレー ザーを用いた切断法で、溶融金属除去を目的としてその切 断部に超音速噴流を吹き付けるなどの応用が知られてい る.これらの噴流では、生じる噴流での損失をなるべく少 なくしたり、効率よく溶融金属を除去するために、超音速 噴流の構造を知ることが重要である.

本論では、円形の断面積を持つ、先細ノズルとラバルノ ズルから噴出する超音速衝突噴流を、流れに垂直に置い た平板に衝突させた場合の流れ場について、数値解析を 行なった.そして、衝突平板付近の流れについて考察を 行った.

2 流れ場と計算方法

Fig.1 に本論で対象とした流れ場を示す.流れは左から 右へ流れる. 左側にノズルを配置し,右側に衝突平板を置 く. 噴流はラバルノズルから噴出したあと,平板に衝突し, その後平板にそって放射状に流れていく. 流れは軸対称 と仮定した. ノズル上流側のよどみ点圧力 p_0 と背圧 p_a の比 (p_0/p_a)を圧力比,ノズル出口面から衝突平板までの 距離 $l \in J$ ズル出口直径 Dで無次元化したもの (l/D) をノズル平板間距離として,この二つを計算パラメータと して用いた.

空間方向の計算方法として、Yee-Harten の Upwind-TVD²⁾ 法を,制限関数には β -limiter を用いた.時間積分 には,Runge-Kutta法とLU-SGS法を適宜用いた. 先細 ノズル出口の境界条件を与えるために、Kliegel-Levine³⁾ の式を使い、ラバルノズル出口の境界では、等エントロピ を仮定して出口速度から各状態量を与えた.





Fig 1: Flow model.

3 計算結果

Fig.2 に計算から得られた等密度線図と等圧力線図 $(p_0/p_a=4.510, l/D=0.5)$ を示す.図中,左側がノズル,右 側が衝突平板となる.噴流中にプレート衝撃波が発生して いることが分かる.計算条件はCarling-Hunt⁴⁾によった.

Fig.3 に異なる圧力比での音速線の様子を示す. 図中 (a), (b), (c), (d) はそれぞれ圧力比 *p*₀/*p*_a が 4.510, 5.401, 14.85, 25.92 の場合の音速線であることを表す.

Fig.4 にFig.3 のモデル図を示す.両者を対比させると 分かるように, 圧力比の高い場合と低い場合では,音速線 の形状に違いがあることが分かる.

Fig.5,6 に圧力比 p_0/p_a =4.510 での壁面近くの流れ領 域も含めた音速線と、そのモデル図を示す.音速線の形状 は、超音速噴流の噴流形状をあらわしていると考えられる が、その形状は、プレート衝撃波から発生する膨張波の影



Fig 2: Density and pressure contours. $(p_0/p_a=4.510, l/D=0.5)$



Fig 3: Sonic lines.







Fig 6: Sonic lines.

響を受けている.これにより,壁面付近の流れ場にセル構 造によく似た構造が現れることがわかる.

4 結論

以上より以下の結論を得た. プレート衝撃波が噴流境 界に入射することによって発生する膨張波が,壁面付近の 流れ場に影響を与えている. 圧力比の大きさにより,波の 伝播の様子がことなり, それにより壁面付近の流れ場も 違ってくることが分かった.

参考文献

- Kitamura, S. and Iwamoto, J., Trans. of JSASS, Vol. 41, No. 132, 1998.
- 2) Yee, H.C, NASA TM-101088.
- Kliegel, J.R. and Levine, J.N., AIAA J., 7(1969), pp.1375-1378.
- Carling, J.C., Hunt, B.L., J. Fluid Mech., Vol.66, part1(1974), pp.159-176.