

極超音速流中における衝撃波と乱流境界層の干渉

Numerical Study of Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction in Hypersonic Flow

金子 宗嗣, (名大・院), 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, E-mail: kaneko@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp

メンショフ イゴール, (名大工), 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, E-mail: menshov@nuae.nagoya-u.ac.jp

中村 佳朗, (名大工), 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, E-mail: nakamura@nuae.nagoya-u.ac.jp

Munetsugu KANEKO, Graduate School of Eng., Nagoya Univ., Nagoya, 464-8603 Japan

Igor MEN'SHOV, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Nagoya, 464-8603 Japan

Yoshiaki NAKAMURA, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Nagoya, 464-8603 Japan

The unsteady process of shock waves, that propagate in a shock tube with laminar or turbulent boundary layer has been simulated. In addition, the flow field with thermal and chemical nonequilibrium in a hypersonic nozzle has been also simulated. This flow is produced in high enthalpy impulse facilities such as free piston shock tunnel. In the process of producing a reservoir gas, the flow field makes a complicated interaction between a shock wave and a boundary layer. The governing equations are the axisymmetric, compressible Navier-Stokes equations. In this study, Park's two-temperature model, where air consists of 5 species, is employed for defining the thermodynamic properties of air used as a driven gas. The numerical scheme is the hybrid scheme of explicit and implicit methods, which was developed at our laboratory, along with $AUSM^+$ to evaluate inviscid fluxes. In the present simulation, the Mach number of an incident shock wave is set at $M_s = 10.0$. It corresponds to a specific enthalpy, h_0 , of $12MJ/kg$. The results clearly show the flow structures around shock waves, that is, viscous interaction with the wall of a shock tube and the initial stage of nozzle starting process.

1 はじめに

衝撃波が衝撃波管などの閉空間を伝播する時、その背後には境界層が発達する。境界層の特性は、その衝撃波の発生の初期条件、伝播空間の幾何学的条件、また壁面の表面粗さにより、層流境界層と乱流境界層に分けられる。その発達過程は衝撃波面と壁との粘性干渉により、非定常過程と考えられるが、その機構の詳細については未解明な点が多く、非常に興味深い問題である。

非定常的な衝撃波の伝播現象の工学的な応用としては、極超音速流を研究する実験装置の一つである、フリーピストン型衝撃風洞がある。この装置内では、衝撃波/境界層干渉が原因で、例えば、駆動気体による貯気槽気体の汚染やノズル気流の非一様・非定常性という問題が起こる。とくに、入射衝撃波背後の境界層が乱流境界層である場合には、これらの問題はさらに深刻なものになる。このように、これらの現象は試験区間での気流の特性およびその質に大きな影響を与える。得られた実験結果に対して、これらの現象が与える影響を把握することは重要である。しかし、実際の試験気流の生成とその過程における上記の現象の影響を実験的あるいは数値的に明らかにした研究は少ない。

本研究の目的は、以上に述べた高エンタルピー衝撃風洞内で問題となる流体现象の解明を目的として、衝撃波の非定常伝播過程とその反射によって起こる衝撃波/境界層干渉を数値的に明らかにすることである。また、対象とする流れ場は乱流が支配的で、熱的・化学的非平衡をもつ非定常流とする。計算対象としては、名古屋大学航空宇宙工学教室の $M = 8.0$ 衝撃風洞を基に、これをフリーピストン型に改装した場合を想定した。

2 数値計算法

軸対称圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解く。この支配方程式をセル中心の有限体積法により離散化する。数値流束の評価には 2 次精度の $AUSM^+$ を、また、時間積分にはハイブリッド法 [1] を用いる。

試験気体の物理モデルは、乱流モデルについては、pointwise 一方程式モデルを用いた [2]。熱的・化学的非平衡系は N , O , NO , N_2 , O_2 の 5 種の化学種と、17 段階の反応からなる。また、非平衡モデルは Park の 2 温度モデルを適用した。

3 計算結果

図 1 に検証問題として、衝撃波固定座標系で計算した、衝撃波管内を伝播する衝撃波とその背後の流れ場における流れ方向速度の等高線を示す。計算領域として、全長 $2.3m$ の衝撃波管

を模擬し、左側境界を原点として、 $x = 2.25m$ の位置を衝撃波面として、計算を開始する。流れ方向は右側から左側である。この図では、衝撃波がおおよそ $70cm$ 伝播した状態を示しており、 $x = 2.18m$ から $x = 2.29$ の領域が示されている。衝撃波マッハ数は $M_s = 2.1$ である。

衝撃波面の位置は、乱流の場合は、粘性効果の増大により、層流の場合よりも下流側に移動する。これは衝撃波速度の減少を意味する。表 1 より、乱流の衝撃波速度の影響は 1% であることが分かる。しかし、この値は、衝撃波の伝播距離が長くなるに従い、大きくなることが予測される。一方で、衝撃波速度の減少による衝撃波背後の物理量の変化は、理論値と比較すると、1% 程度の変化であることが確認された。また、図 1(b) より、衝撃波面は乱流による粘性の影響で、層流の場合と比較すると、僅かながら湾曲する (図 1(b) の A)。また、衝撃波面背後においては、乱流運動エネルギーが生成され、流れ場に対し擾乱を与えていることが分かる。

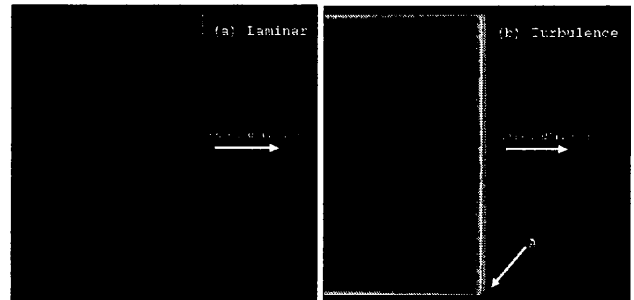


Fig. 1: The flow behind shock wave: u-velocity contours.

Table 1: Physical quantities behind shock wave

	Theory	Laminar	Turbulence
Shock position (m)	2.250	2.248	2.234
Pressure (KPa)	483.5	482.7	472.7
Temperature (K)	500.0	499.1	493.5
Shock speed (m/s)	699.9	699.2	692.7

参考文献

- [1] Men'shov, I., Kaneko, M., and Nakamura, Y., NAL SP-44, 1999, pp. 315-321.
- [2] Goldberg, U., C., *Comp. Fluid Dyn.*, Vol.1, 1993, pp. 321-338.