B132

極超音速圧縮コーナ一流の可視化

井藤 創[○](防衛大学校)

Visualization of Velocity Fields around Hypersonic Compression Corner Flows

Hajime ITOH

ABSTRACT

Understanding of hypersonic viscous interaction phenomenon over control surfaces and engine intakes is of particular importance for designers of hypersonic vehicles. However, experimental data of velocity fields around the compression corner which is an idealized configuration of these practical situations are sparse chiefly because it is difficult to obtain such data owing to short duration, high velocity, and rarefaction of the test flow in hypersonic ground facilities. In this report, we shall try to apply the high frequency impulsive glow discharge technique to obtaining the hypersonic velocity fields. The experiment is carried out in a hypersonic gun tunnel at Mach number 10 and Reynolds number based on the frontal plate chord length 2.8×10^5 . Time lines are obtained successfully, even for separated flow cases.

Key Words: Hypersonic Flow, Compression Corner, Velocity Field

1. はじめに

極超音速圧縮コーナ流れ場は宇宙往還機、スペースプレーンのエレボン、フラップ等の操舵面やスクラムジェットエンジンインレットにおける流れ場のモデルである (Fig.1 参照). 本流れ場の特性はこれら極超音速機の操縦性能、推進性能と直結するため従来より研究されている^{1)~5)}が、流れ場を支配するパラメータが多く、また構造が複雑であるため未解明な点が多い. 近年、流れの数値計算技術の急速な発達により、CFDを用いた研究も行われているが⁴⁾、計算結果に対しては風洞実験との比較検証を欠くことができず、構造解明とともに様々な条件下におけるデータの蓄積を目的とする実験的研究の重要性がますます高まっている.

従来用いられてきた実験的手法としては、シュリーレン法等光学的手法による可視化、物体表面上の情報を得るのに熱伝達率、圧力、表面摩擦測定、油膜法がある. また、感圧・感温塗料法も盛んに研究されている. しかしながら、CFDにより流れ場として得られる各物理量の情報量に比して、実験により得られる場としての情報はシュリーレン法等による衝撃波形状、定性的密度場に限られてきた. 本流れ場のような粘性干渉による剥離を含む流れ場の構造をより理解するためには流れ場、特に速度場の情報は重要であるが、極

超音速流実験においては、高速気流である、密度が低い等の理由からその測定は極めて困難であり、速度場測定について確立された有効な方法がないのが現状である.

本報告では、高周波パルス放電によるグロー陽光柱をトレーサーとして利用するスパークトレーサー法により極超音速圧縮コーナ周りの速度場の可視化を試みた結果について報告する.

Fig.1 A Schematic of Hypersonic Compression Corner Flow

2. 実験装置及び方法

実験は極超音速ガントネル⁶⁾にて行った. 測定部気流 Mach 数は $M_1 = 10.0$ である. 試験気体には空気を用い、風洞貯気圧および温度はそれぞれ $p_0 = 1.9 \text{ MPa}$, $T_0 = 700 \text{ K}$, 単位質量当りの総エンタルピーは $h_0 = 0.71 \text{ MJ/kg}$ である. 一様流の密度は $\rho_1 =$

Fig.2 Arrangement of the Model and Electrodes

Fig.3 Experimental Setup

$4.7 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$, 流速は $U_1 = 1.15 \text{ km/s}$, Reynolds 数は $Re = 2.8 \times 10^6 / \text{m}$ であり, 気流持続時間は約 200ms である。

可視化に用いた圧縮コーナー模型を Fig.2 に示す。模型は電氣的絶縁性を考慮してベークライトで製作した。模型表面上の幅方向中央部, $x = 50 \text{ mm}$ に陽極 (材質: ハンダ) を設けた。陰極は, 直径 3mm のタングステン棒を, 一様流に対して垂直に, 陽極に対向させた状態で, 観察対象である流れ場を乱さないように先端を陽極から $d = 4 \text{ cm}$ 程度離して設置した。タングステン棒は先端部以外はビニールテープにより絶縁した。

電圧 $V_c = 1.75 \text{ kV}$ で充電したコンデンサー ($C = 3000 \text{ pF}$) 放電時の電圧をトランスを介して昇圧し, 電極間に高電圧パルス印加した。高電圧パルスの持続時間は約 $2 \mu\text{s}$ のオーダーである。放電のトリガータイミングには, ガンタンネルの銃身端に設置した圧力変換器に風洞駆動時の衝撃波が到達したときの出力信号を利用した (Fig.3 参照)。パルス放電周波数は 100 kHz , 放電回数は 5 回とした。

Fig.4 A Typical Result of Visualization

可視化画像は風洞測定部観測窓を隔てて, 模型より約 1.5m 離して設置した 200mm レンズ一眼レフデジタルカメラにより記録した。シャッターは開放状態とし, ISO 感度は ISO3200 相当に設定した。画像ファイルは PC に取り込むことができるようになっている。

3. 結果

コーナー角度 $\beta = 20^\circ$ の場合の可視化結果を Fig.4 に示す。放電発光路内に前縁衝撃波とは別に剥離衝撃波が可視化されており, 流れ場がコーナー上流で剥離していることが分かる。したがって放電を行った位置は剥離域に含まれている。タイムラインに相当する放電発光路が確認できるが, 模型表面近傍境界層内と思われる領域ではタイムラインはほとんど分離しておらず, これは剥離境界層内の速度がほぼ 0 に等しいことに対応している。また, 境界層外縁の外側付近にあるタイムラインは一様流側に排除されている様子が分かる。

高周波パルス放電を用いて極超音速圧縮コーナー周りの速度場の可視化を試み, 粘性干渉による境界層剥離の様子を可視化することに成功した。

参考文献

- 1) Miller, D. S. and Hijman, R.: Mach 8 to 22 Studies of Flow Separations Due to Deflected Control Surfaces, AIAA J., Vol. 2, No. 2 (1964), pp. 312-321.
- 2) Kumar, D. and Stollery, J. L.: Hypersonic Control Flap Effectiveness, Aeronaut. J., Vol. 100 (1996), pp. 197-208.
- 3) Mallinson, S. G., Gai, S. L., and Mudford, N. R.: High-Enthalpy, Hypersonic Compression Corner Flow, AIAA J., Vol. 34, No. 6 (1996), pp. 1130-1137.
- 4) Simeonides, G., Haase, W., and Manna, M.: Experimental, Analytical, and Computational Methods Applied to Hypersonic Compression Ramp Flows, AIAA J., Vol. 32, No. 2 (1994), 301-310.
- 5) 木村雄吉, 井藤創, 小川和彦: 放電発光粒子を利用した極超音速粘性流れ場の可視化, 可視化情報学会誌, Vol. 19, No. 72(1999), pp. 19-24.
- 6) 井藤創, 小竹睦夫, 松本一輝: 管内飛翔体加速の一方法について, 防大理工学研究報告, 37(2000), pp.37-43.