61 レーザ誘起蛍光法による逆噴射ジェットの可視化実験

東洋紡 田中茂樹*,京大工 西田迪雄 **,京教大 手島光司***

VISUALIZATION OF A SONIC JET EXHAUSTING COUNTER TO A SUPERSONIC FREE STREAM USING LASER INDUCED FLUORESCENCE

Shigeki TANAKA*, Michio NISHIDA**, Koji TESHIMA***

In this paper, we apply the laser induced fluorescence (LIF) method to visualize an interaction of a supersonic free stream with an opposing jet. The opposing jet issues from an orifice at the nose of a bluff-cylindrical body into the supersonic free stream of Mach number 3.0. The structure of the interacting flow field has been revealed by LIF, and it has been seen that the unstable flow exists when the total pressure ratio, the counter jet pressure to free stream pressure, becomes low. In this study, LIF method is proved to be useful to visualize these flow fields.

1. はじめに

逆噴射ジェットの問題については1959年後期から1960年代初期にかけてその先駆的研究がなされ、^{1)~6)} 超音速一様流とジェットの干渉の流れ場の構造が解明された。その後もこの問題に関して興味をもたれ、実験と数値シミュレーションによりさらに詳細な研究が行われてきた。^{7)~11)} 最近SCRAMJETやAOTVに関連して、再びこの問題の重要性が認められるようになった。超音速流と逆噴射ジェットとの干渉現象を把握するため従来、シュリーレン法が用いられてきたが、対象となる流れが軸対称であるので、結果は流れを横切って積分した結果であった。

本報ではレーザー誘起蛍光法を用いて、超音速一様流中に設置された平頭物体モデルからの逆噴射ジェットの二次元的な面での流れの構造を把握しようとした。

2. 可視化実験

レーザー誘起蛍光法¹²⁾ はヨウ素 I_2 に波長514.5nm のアルゴンイオンレーザーを照射すると蛍光を発することを利用するもので、試験気体中に微量の I_2 を加えることにより流れは何ら影響を受けないで流れの可視化を行うことができる。

* Toyobo Katata Research Center

Katata 2-1-1, Ohtu 520-02, JAPAN

** Department of Aeronautical Engineering, Kyoto University Kyoto, 606, JAPAN

*** Department of Industrial Arts Education, Kyoto University of Education

Kyoto, 612, JAPAN

レーザー誘起蛍光法の装置概要を図1に示す。ノズル出口径6.78mmのJPLノズルによって超音速一様流を($M = 3.0$)をつくりだした。その流れの中に外径2.0mm,オリフィス径0.4mmの円柱状の逆噴射ジェットノズルをJPLノズルの下流3mmの位置に据えつけて所定の圧力で逆噴射を行った。二つのノズルの配置を図2に示す。作動気体はJPLノズルおよび逆噴射ノズルの両方に対し窒素 N_2 を用い、貯気槽圧力測定はバルatronで行なった。

Fig.1

Schematic view of experimental apparatus

(JPLノズル総圧 $P_0 = 300\text{Torr}$, 逆噴射ジェット総圧 $P_{0j} = 100 \sim 7600\text{Torr}$)

このノズル軸を通る面上にアルゴンイオンレーザー光を照射し、ビームを移動させながら、あらかじめ N_2 中に混入しておいた I_2 の蛍光を、 P_{0j}/P_0 をパラメーターとして写真撮影した。

Fig.2 Nozzle dimension

3. 実験結果

代表的な結果の一例を図3(a)～(c)に示す。(a)図はJPLノズル側に、(b)図は逆噴射ジェットノズル側に I_2 を加えた場合であり、この二つの可視化写真より流れ場を把握できる。比較のため逆噴射を行わない場合の流れ場を(c)に示す。写真で下側の部分に蛍光が認められないのは逆噴射ジェットノズルによりレーザー光が遮られるからである。レーザー誘起蛍光法は、接触面が識別できることが大きな利点であるが、この他に(a)図では離脱衝撃波が、(b)図では内部衝撃波が明確に現れている。次に逆噴射ジェットノズル側に I_2 を加えて圧力比を変えた場合の結果を図4に示す。(a)～(c)の様に圧力比が大きいときには、内部衝撃波と接触面の位置が明確に読みとれるだけでなく、内部衝撃波とジェット境界の干渉により内部衝撃波の端から蛍光部が伸びているのが観察できる。従来の研究によれば逆噴射ジェットの流れ場は大別して3つの領域に分けられる事が報告されていたが、本状態は安定領域に相当すると考えられる。(f)では境界が不明瞭となって

いるが、これは内部衝撃波が振動しているためであると推測できる。これより(f)は不安定な領域であると考えられる。(d)～(e)は両者の中間域にあたるものであろう。このような流れの変化は主として内部衝撃波と接触面の間のマッハ数の変化と深い関係にあるものと考えられる。

4. 結論

本研究によりレーザー誘起蛍光法を用いると、シュリーレン法では充分把握できなかった接触面形状などの逆噴射ジェット内部構造が明瞭に把握できることが明らかとなった。また、従来から報告されていた流れの不安定現象も捕えることができた。今後はジェット圧力比をパラメータとして定量的な実験を進めていく。

(a) $P_{0J}/P_{0\infty}=1.27$

(b) $P_{0J}/P_{0\infty}=1.27$

(c) $P_{0J}/P_{0\infty}=0.32$

$M = 3.0$

$M_J = 1.0$

Fig.3 Visualization
of Counter Jet by LIF

(a) $P_{0J}/P_{0\infty}=14.73$

(b) $P_{0J}/P_{0\infty}=7.18$

Fig.4 Visualization of Counter Jet by LIF

Fig.4 (Continued)

参考文献

- [1] C.H.E.Warren, An Experimental Investigation of the Effect of Ejecting a Coolant Gas at the Nose of a Bluff Body, J.Fluid Mech.Vol.8, No.8, part3 (1959), pp.400-417
- [2] N.Charczenko, K.W.Hennessey, Investigation of a Retrorocket Exhausting from the Nose of a Blunt Body into a Supersonic Free Stream, NASA TN D-751 (1961)
- [3] L.O.Hayman, Jr., R.W.McDearmon, Jet Effect on Cylindrical Afterbodies Housing Sonic and Supersonic Nozzles which Exhaust against a Supersonic Stream at Angles of Attack from 90 to 180°, NASA TN D-1962 (1962)
- [4] J.R.Baron, E.Alzner, An Experimental Investigation of a Two-layer Inviscid Shock Cap due to Blunt-body Nose Injection, J.Fluid Mech., Vol.15, part3 (1962), pp.442-451
- [5] D.J.Romeo, J.R.Sterrett, Exploratory Investigation of the Effect of a Forward-facing Jet on the Bow Shock of a Blunt Body in a Mach Number 6 Free Jet Stream, NASA TN D-1605 (1963)
- [6] C.Y.Wang, Countours for Stagnation-Point Mass Injection in Hypersonic Flow, J.AIAA, Vol.2, No.1 (1964), pp.178-179
- [7] A.F.Charwat, Interaction Flows due to Supersonic Secondary Jets, Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion (W.H.T.Loh, ed., Berlin, Heidelberg, New York: Springer) p.487
- [8] P.J.Finley, The Flow of a Jet from a Body Opposing a Supersonic Free Stream, J. of Fluid Mech. vol 26, part 2 (1966), pp.337-368
- [9] R.A.Cassanova, Flow Field of a Sonic Jet Exhausting Counter to a Low-Density Supersonic Airstream, Phys. of fluid, Vol.12, No.12 (1969), pp.2511-2514
- [10] 辛島桂一, 佐藤清, 逆噴射ジェットの実験的研究, 東京大学宇宙航空研究所報告第11巻第1号 (1975), pp.53-63
- [11] 里深信行, 松野謙一, 逆噴射ジェットと超音速自由流との干渉の数値計算, 日本航空宇宙学会誌, 第23巻, 第262号 (1975), pp.586-595
- [12] K.Teshima, M.Sommerfeld, Visualization and Numerical Simulation of Supersonic Microjets, Experiments in Fluids 5, (1987), pp.197-200