

文章编号: 1672-9897(2005)03-0026-04

蜡纸存贮法在高超声速脉冲风洞舵— 锥干扰流场显示中的应用

吴松,王世芬

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室,北京 100080)

摘要:简述了蜡纸存贮法在高超声速脉冲风洞锥—舵干扰流场显示中的应用,给出了迎面内舵周围干扰区立体和平面展开两种油流谱图,揭示了其三维干扰流动的特征。

关键词:激波与湍流边界层相互作用;后掠钝缘舵;流动显示;蜡纸存贮法;高超声速脉冲风洞

* 中图分类号:O353.5 文献标识码:A

The application of the oil dot wax paper technique to the visualization of fin-cone interference flowfields in the hypersonic pulse tunnel

WU Song, WANG Shi-fen

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: This paper presents the application of the oil dot wax paper technique to the visualization of fin-cone interference flowfields in the hypersonic pulse tunnel, provides oil flow patterns of three dimensions and its developed surface around the root of fins on the upwind area and it reveals the characteristics of three dimensional interference flowfield.

Key words: interaction of shock wave and turbulent boundary layer; blunt swept fin; flow visualization; oil dot wax paper technique; hypersonic pulse tunnel

0 引言

众所周知,流场显示是展示流动现象和揭示复杂流动特性的一种强有力的手段。由于它操作简单,结果直观,而且相对于成本高昂的、烦琐的点测量来说,对物理现象更易于理解的特点,使其现在被广泛应用于各种复杂流场研究。

近年来,中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室用自行发展的蜡纸存贮油流显示技术,在自由马赫数为7.8、运行时间为20ms的高超声速脉冲风洞中,成功获得平板—舵相互作用流场油流谱图^[1,2]。该技术的特点是所获图像清晰且能长期保

存,它不仅大大提高了高超声速脉冲风洞获取清晰全尺寸油流谱图的能力,并为数据分析(量化)开拓了广阔的前景。然而,这种技术目前主要在平板模型上运作,为进一步完善并发展该技术,满足工程设计实际需要,特将蜡纸存贮法应用于舵-锥组合体中,以揭示三维干扰流场特征。

1 实验设备、模型和油流技术

1.1 实验设备

实验在中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室JF_{8A}高超声速脉冲风洞中进行。气流参

* 收稿日期: 2004-07-21; 修订日期: 2005-03-17

作者简介: 吴松(1976-),男,安徽省阜阳市人,助理研究员,研究方向:高超声速气体动力学。

数为总压 $P_0 = 15.7\text{MPa}$, 总焓 $H_0 = 0.921\text{MJ/kg}$, 皮托压力 $P_t = 0.1447\text{MPa}$, 动压 $q = 78.7\text{kPa}$, 单位长度雷诺数 $Re = 2.52 \times 10^7/\text{m}$, 有效实验时间 20ms 。

1.2 实验模型

实验模型主体为一个球头同轴双锥, 锥底尾部布有4个与锥面平行、相对模型轴线对称分布的长方形舵基座。基座为一平台, 台面略高锥面。座前有一整流罩。座上有能自由旋转的后掠钝缘舵。

1.3 油流技术

舵-锥干扰流场特性的显示采用文献[1]提出的油滴蜡纸存贮技术。实验前, 首先根据观察区的物形精心制作一张经打蜡抛光处理过的蜡纸。纸要薄, 对流场无明显影响, 而纸质要硬, 强度要高, 不易打皱卷曲、变形撕裂, 底色最好为黑色。纸经打蜡抛光后, 表面要光滑细密, 并牢固地附着在舵基座板及其周围锥面上, 保持其观察区物形无变化。粘贴时要挤出纸与物面间的空气, 粘贴强度不仅要确保蜡纸在风洞运行时不被气流吹起, 而且在停车后便于从模型表面揭取, 不至于损坏。然后视实验工况, 配制浓度适宜的钛白粉——硅油试剂。在风洞启动前, 用笔将试剂离散地点在模型表面的蜡纸上。风洞运行时, 油滴在气流作用下沿物面运动, 在蜡纸上形成一种可视化的油流谱图。直接对模型摄影, 即得一张立体图。精心从物面揭取蜡纸, 平放数小时, 让其图谱中的残余硅油慢慢透过蜡层渗入纸中。待蜡表面仅留下干燥示踪粒子形成的条纹, 便得一张全尺寸可长期保存的平面展开油流谱图。

从油流显示技术实施过程来看, 三维模型与二维差不多, 但对工艺的要求却高得多。其原因是物形为曲面, 由于受重力作用, 若油滴偏大或油剂较稀, 锥面上的油滴极有可能在风洞运行前流动, 淌成一片。因此, 无论在油剂浓度调配还是在油滴尺寸控制和蜡纸粘贴、揭取等环节均需下更大的功夫, 以求科学合理。实践表明, 蜡纸沿周向在同一子午线部位同时粘贴(揭起), 而浓度适宜的油剂按径向逐点置入, 保持笔尖与物面垂直, 使油滴呈半球状, 这样所获得的油流谱图质量较好。

2 实验结果和讨论

图1和图2分别给出 $\delta_1 = 20^\circ$ 时迎风面内 $\delta_2 = 0^\circ$ 垂直舵和 $\delta_2 = 20^\circ$ 水平舵之间立体油流谱图和平面展

开图。图中可见, 再入体后部整流罩、基座和舵组合体周围流动十分复杂, 在迎风面内形成一个强干扰区。

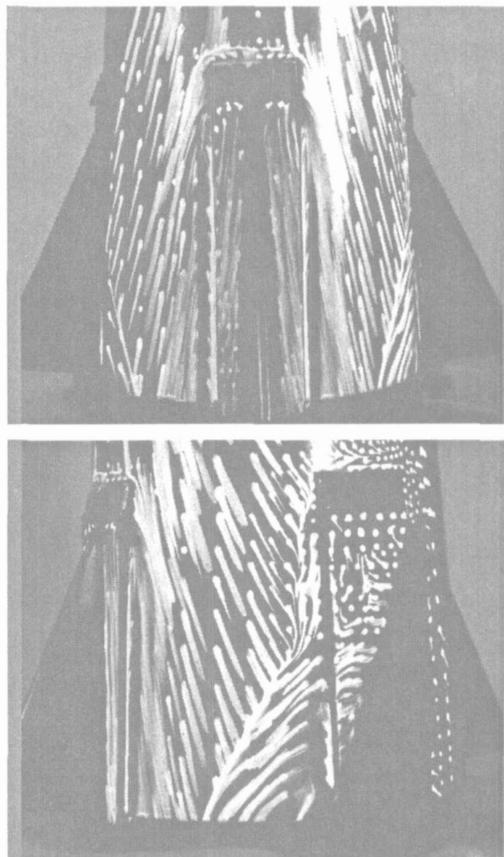


图1 立体油流图

Fig.1 Oil flow pattern of three dimensions

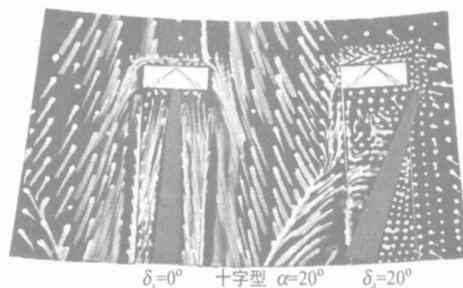


图2 油流平面展开图

Fig.2 Oil flow pattern of the developed surface

在整流罩邻近前方及其周围, 气流受其诱导激波与边界层相互作用, 在罩邻近前方发生分离, 形成一条绕整流罩向下游扩展的油流聚积线即分离线。该分离区的形状及其尺度主要受迎角 α 和子午角 ϕ 制约, 与舵偏角关系不大, 在迎风垂直舵整流罩前方中心区, 分离线近似与罩、锥的交线平行, 到罩两侧端附近才略向后移, 但绕过罩的侧向拐角, 分离线迅速向

下游扩展,并在罩侧壁与锥面交接处附近产生一条油流发散的中心线即再附线,流场呈对称分布。 0° 时,由于横向流动影响,水平舵整流罩前方及其周围分离区呈现非对称性,即整流罩偏离 $\phi=0^\circ$ 子午面较近的那端分离距离减小,而另一端加大。愈大,分离区的非对称性愈严重。

在基座外侧迎风干扰区,气流受罩前方分离区向下游扩展的马蹄涡、基座平台及舵诱导激波与边界层相互作用,流动变得十分复杂。图 2 展示的油流聚积线(分离线)和油流发散的中心线(再附线)表明:在基座外侧迎风干扰区起始段,分离线外扩速率突然增大,但随着向下游推移,展向分离距离变化减缓。在无舵干扰的中段,垂直舵基座外侧分离区形状虽变得模糊,但紧靠基座的再附线明显与座侧壁平行。而水平舵基座外侧迎风干扰区内的分离线却变成一条与座侧壁近似平行的直线,形成一个准柱形分离区。到舵诱导激波与边界层相互作用产生强干扰时,分离线和再附线迅速向外扩展,在基座外侧构成一个前小后大类似锥形的分离区。若舵诱导激波与边界层相互作用足够强,使其分离的气流在基座侧壁邻近区再次分离,干扰区内便出现两条油流聚积线。在本实验条件下,锥形分离区大小主要取决于迎角、舵偏角和子午角 ϕ 。和愈大,分离区纵向和横向尺度也愈大。

在基座上舵迎风外侧干扰区,气流受罩后向台阶和舵诱导激波与边界层相互作用双重制约。在本实验条件下,前者影响一般较弱。在迎风垂直舵基座上,气流受舵诱导激波干扰一旦发生分离,便出现一条向下游扩展直至基座边缘的油流聚积线,同时在舵根弦附近产生一条油流发散中心线。相比之下,水平舵迎风外侧基座上流动更为复杂。在大迎角、大偏角水平舵迎风外侧基座前半部,气流不再向下游扩散,而是向外向上运动形成回流,无油流聚积线。在基座后半部气流才略向下游外扩,在舵根弦附近形成一条油流发散的中心线。

将锥-舵干扰区油流图与文献[1]所示平板舵干扰区油流图作一比较,不难看出,平板上舵干扰区的流动特性与锥体上迎风垂直舵干扰区的流动特性是极其相似的,但与 0° 时水平舵干扰区流动不同。这说明平板局部模拟有其局限性。要了解锥-舵干扰流场全貌,必须进行三维流动显示。实验所获得的三维油流实尺平面展开图还可以定量的给出干扰区特征线的位置。将一张由子午角和轴向距离形成的

网格透明纸覆盖在油流展开图上,以舵基板的位置为准对齐,就可以精准地给出分离线、再附线的位置和分离区、再附区的形状以及大小(图 3)。并由此可以判断测点所处的区域,对其测量值的分布有一个明确的物理解释。

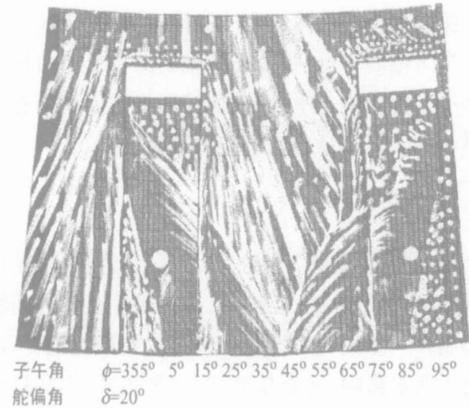


图 3 油流平面展开网格图

Fig. 3 Oil flow pattern of the developed surface with grids

图 4 给出 $\delta=20^\circ$ 垂直舵和水平舵外侧迎风干扰区表面压力系数沿 $x/R_N=194.9$ 横截面分布。该截面位于舵转轴后方,距转轴中心 12.5mm 。从油流显示结果可知,它代表整流罩、基座和舵组合体干扰区后半部即舵外侧迎风基座平台及相邻锥面的流场特性。实验结果表明:空气舵外侧迎风干扰区表面压力系数周向分布由其分离流场结构控制。在本实验范围,尽管所得到的压力分布曲线随流场结构变迁呈现不同样式,但它们均反映出分离流场压力分布的一个

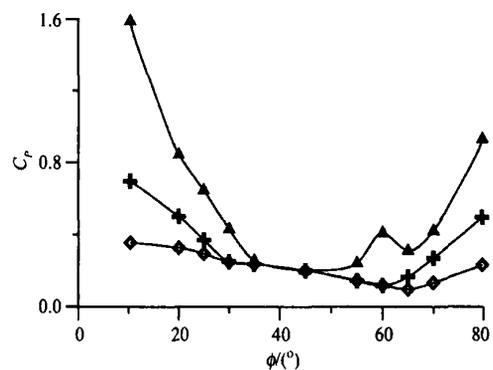


图 4 垂直舵和水平舵外侧迎风干扰区表面压力系数分布
($\triangle = 20^\circ$; $\square = 10^\circ$; $\circ = 0^\circ$)

Fig. 4 Surface pressure coefficient distribution on upwind interference region between vertical fin and horizontal fin

(下转第 38 页)

- [11] SHI HH, TAKAYAMA K. Generation of high-speed liquid jets by high speed impact of a projectile [J]. JSME Int. J. Ser. B, 1995, 38(2):181-190.
- [12] SHI HH, TAKAYAMA K, AOYAGI Y, et al. Holographic interferometric visualization of the high pressure injection of multiple supersonic diesel fuel jets [C]. Proc. 6th Int. Conf. on Liquid Atomization and Spray Systems, pp. 252-261, Rouen, France, July 18 ~ 22, 1994.
- [13] SHI HH, TAKAYAMA K. Generation of hypersonic liquid fuel jets accompanying self-combustion [J]. Shock Waves, 1999, 9:327-332.

(上接第 28 页)

固有特性,即在分离起始区,压力迅速上升,在舵根部附近再附线上达最大值。舵偏角和迎角愈大,最大干扰压力值和干扰区域也愈大。

3 结 论

在 $M = 7.91$ 、 $Re = 2.52 \times 10^7/m$ 气流条件下,通过对再入体尾部整流罩、空气舵及基座组合体干扰流场的油流显示及其流动特性分析,可得如下结论:

(1) 在再入体尾部整流罩、空气舵及基座周围,由于诱导激波与边界层相互作用,形成局部干扰流场。在本实验测试范围,整流罩前方干扰尺度不大,干扰严重区在舵外侧迎风基座平台及其邻近锥面,干扰尺度从舵前端向下游扩展,其区域随舵偏角和迎角增大而加大,流场结构十分复杂,出现了二次分离再附现象;

(2) 在实验中,成功的应用蜡纸存贮技术获得再入体身部全尺度油流谱图。这一成果不仅提高了高超声速脉冲风洞观察复杂流动的能力,为再入体空气舵组合体干扰流场的研究提供了宝贵资料,并为离散点分布测量探明了方向,具有广阔的应用前景。

该实验得到中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室的大力支持和帮助,在此表示衷心感谢。

参考文献:

- [1] WANG S F. A new method of acquiring a permanent full-scale oil flow pattern in hypersonic pulse tunnel [J]. Journal of visualization, 1999, 1(4):373 ~ 378.
- [2] WANG S F, REN Z Y, WANG Y. Effects of Mach number on turbulent separation behaviours induced by blunt fin [J]. Experiments in fluids, 1998, 25:347 ~ 351.