文章编号: 1007-3124(2004)01-0029-05

高超声速飞行器测热试验研究

刘 嘉,姚文秀,李静美,王发民
(中国科学院力学研究所 LHD,北京 100080)

摘要:在 JF-8 脉冲风洞中,来流马赫数 $Ma = 8.0$,来流单位长度雷诺数 $Re/L = 1.47 \times 10^7$ 和 2.52×10^7 (1/m) 两种试验条件下,对高超声速飞行器 1/20 缩尺模型进行了表面气动热的测量。模型迎角 $\alpha = 0°, 10°, 15°, 20°, 25°$ 和 30°。试验给出机身对称面、翼前缘、立尾前缘等处的热流率分布。机头部分最大热流率与由 Fay-Riddell 公式计算的驻点热流 Q_0 率接近,翼前缘最大热流率在全机身中最大,约为 Q_0 的 2 倍,因此翼前缘的热环境是最严酷的。

关键词:高超声速飞行器;热流率;风洞试验
* **中图分类号**:V211.73 **文献标识码**: A

Heat flux measurement test of the hypersonic vehicle

LIU Jia, YAO Wen-xiu, LI Jing-mei, WANG Fa-min
(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: The aerodynamic heat flux of the hypersonic vehicle model is measured in JF-8 impulsive wind tunnel. The test is carried out at Mach number 8.0 and two unit Reynolds number $Re/L = 1.47 \times 10^7$ and 2.52×10^7 (1/m). The attack angle range is from 0 to 30 degrees. The heat flux distribution is provided at the asymmetric side of the body, wing and the vertical fin. The maximal heat flux at the nose is very similar with that at the stagnation point. The maximal heat flux of the whole vehicle is at the wing leading edge, which is approximately 2 times of the value at stagnation point. So the most rigorous thermal environment is near the wing leading edge.

Key words: hypersonic vehicle; heat flux; wind tunnel test

0 引 言

高超声速飞行器设计中首先需要考虑的问题是热防护问题,因此在设计前要精确地了解飞行器在飞行轨道上所承受的热环境,尤其是对于高超声速飞行器的复杂外形,精确地计算其热流环境非常困难,必须要进行大量的试验,在风洞中测量飞行器表面的气动热。本文针对带翼和立尾的高超声速飞行器开展了测热风洞试验,试验是在来流马赫数 $Ma = 8.0$,来流单位长度雷诺数 $Re/L = 1.47 \times 10^7$ 和 2.52×10^7 (1/m) 两种条件下进行的,模型迎角 $\alpha = 0°, 10°, 15°, 20°, 25°$ 和 30°,并给出以上试验结果和分析,较好地得到了复杂外形的热流分布情况。

1 测热原理和测量系统

在脉冲型风洞中,模型表面的热流率一般由铂膜电阻温度计测量,它是附在一个绝缘底基的亚微米量级厚的铂金属膜。试验采用的铂膜电阻温度计为柱状电阻温度计,由直径为 2～3mm 的玻璃柱做底基,在其测量面溅射铂金膜,由烧结的银引线将膜与外接导线连接。试验时,由铂膜电阻温度计输出的信号经多通道放大器(含热电模拟器)放大后,由多通道高速采集器采集并送入计算机储存、处理,给出表面热流率的结果。

* **收稿日期**: 2003-04-09;**修订日期**: 2003-06-18
作者简介:刘 嘉(1970 -),女,河北人,博士研究生. 研究方向:流动稳定性及飞行器设计.

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

本试验应用 64 通道的低噪声测热放大器,频响 30Hz,直流增益精度 ±0.1%,并配有恒流源和热电模拟网络,直接以电压值给出热流率的大小,避免了热流率计算公式[1]积分求解的困难,并应用配有 64 个通道的数据采集处理系统进行数据采集。进行平均量测量时,最高采样速率 6.8μs,最大字长 16K,相应全程时间 131ms,采样精度 12bit,量程范围为 ±20mV～±80V。

2 试验风洞

试验模型表面气动热的测量是在中国科学院力学研究所 JF-8A 脉冲风洞中进行的。该风洞既可以作为激波风洞运行,也可作为平衡运行活塞的炮风洞运行。为了得到风洞较长的定常来流和较好的试验重复性,本试验在炮风洞运行下进行。

JF-8 脉冲风洞由驱动段、被驱动段、两台夹膜机、高超声速型面喷管、试验段、真空罐、真空机组和高压压气机等部分组成。型面喷管的出口直径为 800mm,喷管的型线设计为 $Ma = 8.0$,试验段的内径为 2m。本试验的来流参数列于表 1。

表 1 试验来流参数

Table 1 The parameters of the free flow

p_4/ MPa	p_0/ MPa	T_0/ K	H_0/ (J·g^{-1})	Ma_∞	p_t/ MPa	p_∞/ kPa	Re/L (1/m)	q_∞/ kPa
15	8.9	820	903	7.92	0.081	0.975	1.47×10^7	44.1
30	15.7	833	920	7.91	0.1447	1.747	2.52×10^7	80.3

p_4 驱动段压力;p_0 总压;T_0 总温;H_0 总焓;Ma_∞ 来流马赫数;p_t 皮托压力;p_∞ 来流静压;Re_∞ 来流雷诺数;q_∞ 来流动压

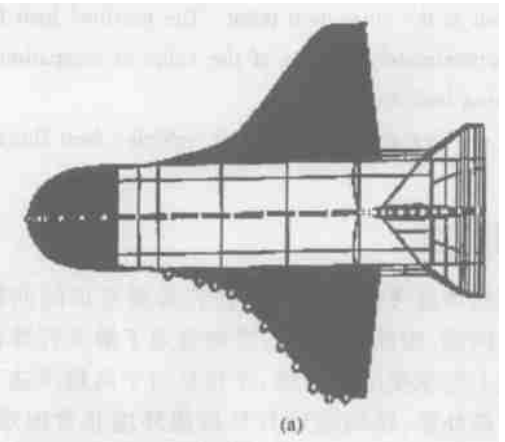
3 试验模型及测点布置

试验模型为带翼和立尾的高超声速飞行器的 1/20 缩尺模型。为适应大迎角气动载荷的要求,模型用 30CrMnSiA 材料加工。为了便于安装测热电阻温度计和加工的需要,模型分机头、上下机身、左右翼和立尾六个部件,在翼的上表面和立尾的一侧开有带盖的窗口,模型采用尾支撑。

沿模型上、下机身对称面、两个环位(S/L = 0.447 和 0.812)、翼和立尾的前缘共布了 63 个测点,其中翼前缘 11 个,立尾前缘 7 个,上机身 15 个,下机身 16 个。在翼前缘和立尾前缘安装的铂膜电阻温度计直径为 2mm,其余测点装的铂膜电阻温度计直径为 3mm。模型和测点位置示意图见图 1。分别用机身长 L,半翼展 $L_{ZH}/2$,立尾高 H 和机身高度 W 作特征长度求得机身、翼、立尾和环机身的测点相对位置。

4 试验结果和讨论

在 JF-8A 风洞中,马赫数 $Ma = 8.0$,来流单位长度雷诺数 $Re/L = 1.47\times10^7$ 和 2.52×10^7 (1/m),模型迎角 $\alpha = 0°, 10°, 15°, 20°, 25°$ 和 30°的试验条件下测量了模型的表面热流率分布,同时进行了光学流动显示,所得纹影照片见图 2(a)～(d)。图 2(a)～(c)是 $Re/L = 1.47\times10^7$ (1/m),子午角 $\gamma = 0°$,$\alpha = 10°$、20°和 30°的纹影照片。可以看出从 20°开始,立尾前流动开始分离,随迎角增大分离区前移。图 2(d)是 $\alpha = 0°$,$Re/L = 1.47\times10^7$ (1/m),$\gamma = 90°$的纹影照片,从图上可以看出机头脱体波正好擦在机翼的边缘上。由于模型尺寸太大,光学窗口不能一次显示整个模型。将光学窗口沿轴向移动得到两个不同位置的纹影照片,图上的纹影照片是用同一试验条件下两次照片合成的。



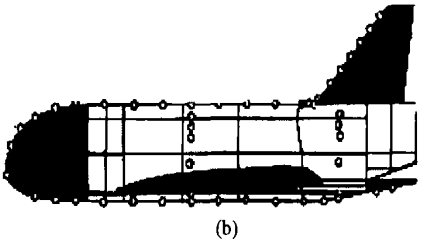


图 1 模型测点示意图

Fig. 1 The measurement points of the model

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

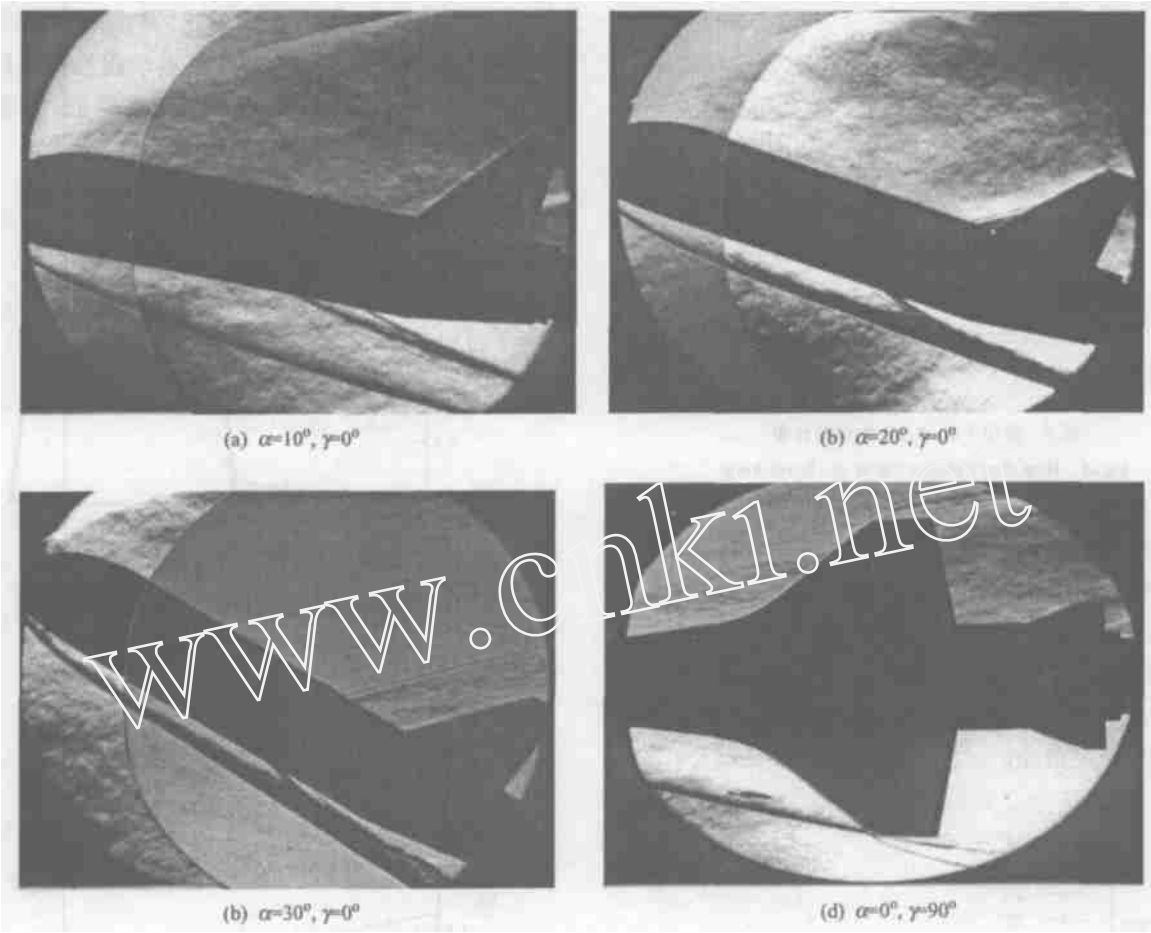


图 2　试验纹影照片

Fig. 2　The photos of the schlieren test

为了便于在飞行条件下使用在风洞中测量出的热流率结果,用头部驻点热流率的计算值 Q_0 对这些结果进行了无因次化,给出无因次热流率的结果。头部驻点热流率由经常用的 Fay-Riddell[2] 公式计算,式中的流动参数与本试验条件相同,头部半径取 R_N = 1.75cm。计算结果为:

$Re/L = 1.47 \times 10^7 (1/m)$ 时, $Q_0 = 39.05 J/(cm^2 \cdot s)$

$Re/L = 2.52 \times 10^7 (1/m)$ 时, $Q_0 = 55.45 J/(cm^2 \cdot s)$

从热流率的测量结果可以看出, $Re/L = 1.47 \times 10^7$ 和 $2.52 \times 10^7 (1/m)$ 两种情况具有基本一致的分布规律,这里只给出 $Re/L = 1.47 \times 10^7$ 的热流率分布图。沿机身上下对称线的热流率分布见图 3 和图 4,由图可以看出机头区域的第一个测点都达到最大值,随着气流膨胀加速热流率快速下降,随后机身上表面热流率变化逐渐缓和,而机身下表面均在 $S/L = 0.4$ 处有另一峰值,可以判断边界层在此处转捩,然后随 S/L 增大热流率缓慢减小。由于机身在下表面 $S/L = 0.768$ 处向上倾斜,气流在此处膨胀,导致热流率的进一步下降。同时,随迎角增大下表面热流率增加,上表面热流率减少,但由于背风面热流率数值偏小,加上迎角大于 15°后,机身上表面在翼附近似乎有一不定常涡存在,热流率的不稳定及不规律的波动使上表面热流率随迎角减少的规律不明显。

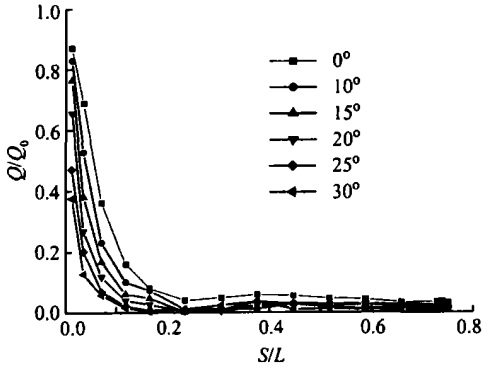


图 3　模型上机身无因次热流分布

Fig. 3　Heat flux distribution at the upper body

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

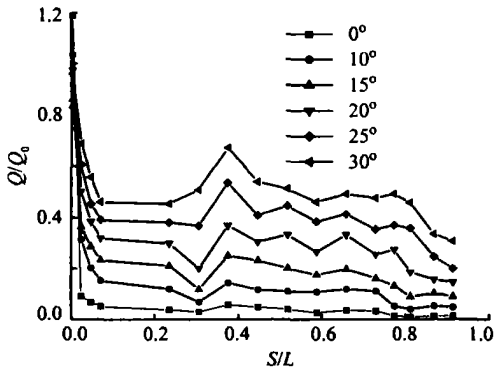


图 4 模型下机身无因次热流分布

Fig. 4 Heat flux distribution at the lower body

图 5 为沿立尾前缘热流率的变化。除 $\alpha = 0°$ 外,沿立尾高度方向热流率变化不大,略有升高,并在最高点有最大值。同时迎角越大热流率越小,这是由于立尾处于整机的背风面,迎角增大背风面热流率随迎角减少所致。$\alpha = 0°$ 时,立尾前缘各测点热流率均达到各迎角下的最大值,此时沿立尾高度方向热流率增大也比其它迎角快。

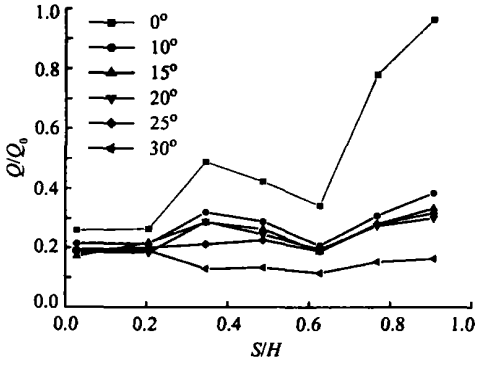


图 5 模型立尾前缘无因次热流率分布

Fig. 5 Heat flux distribution at the vertical fin

图 6 为机翼前缘热流率分布结果。可以看出靠近翼根和翼尖处的热流率较小,这是由于气流在这些地方与物面基本平行。靠近翼中间热流率增大,每个迎角下均有一个最大值。$\alpha = 0°$ 时,机翼前缘热流率最大值点正好是头波与翼的接触点(见图 2(d))。同时,随迎角增大热流率最大值向翼根方向移动,这是因为随迎角增大,头波与翼的交点向翼根方向移动造成的。每个迎角下的最大值均比计算的头部驻点热流率 Q_0 大,因此机翼前缘是全机热环境最严酷的地方。若在对气动力影响不大的情况下,适当加大翼前缘半径将会明显减少其热流率。

为了将机身、翼前缘和立尾前缘的热环境作比较,将两个雷诺数下相应部位热流率最大值随迎角的变化示于图 7。从图上结果看出,在 $\alpha = 0°\sim30°$ 范围内机头、翼前缘和立尾的最大热流率约为驻点热流率计算值的 1～2 倍。翼前缘热环境最严酷,它的最大热流率约为驻点热流率计算值的 2 倍。

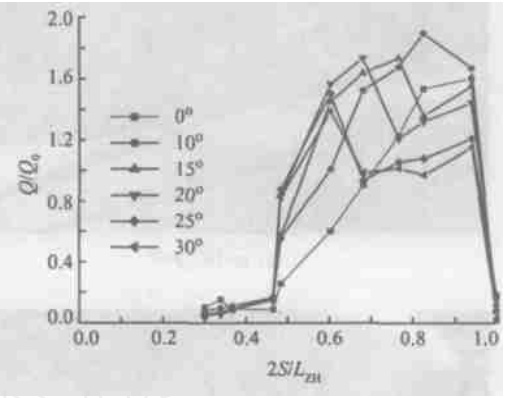


图 6 模型机翼前缘无因次热流率分布

Fig. 6 Heat flux distribution at the wing

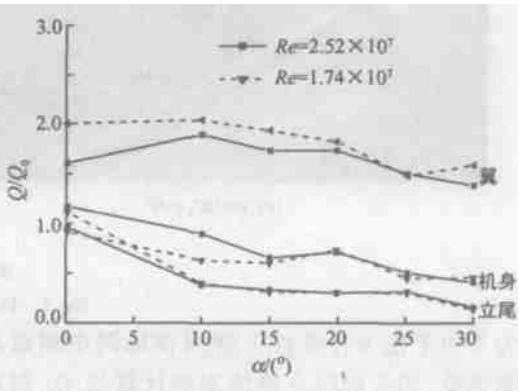


图 7 机身、立尾和机翼最大热流率比较

Fig. 7 Comparison of the maximal heat flux at the body, vertical fin and wing

5 结 论

本研究在脉冲风洞进行了高超声速飞行器模型的测热试验。试验结果表明在 $\alpha = 0°\sim30°$ 范围内,头部、翼前缘和立尾前缘最大无因次热流率 Q/Q_0,在 $Re/L = 1.47\times10^7$ 和 2.52×10^7 (1/m) 两个雷诺数下的结果基本一致。飞行器的头部、翼前缘和立尾前缘气动热比其它部位要大,头部最大热流率的测量值与由 Fay-Riddell 公式计算的驻点结果 Q_0 相近。翼前缘热环境最严酷,约为 Q_0 的 2 倍。因此在热防护的设计中要引起足够的重视。

(下转第 37 页)

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

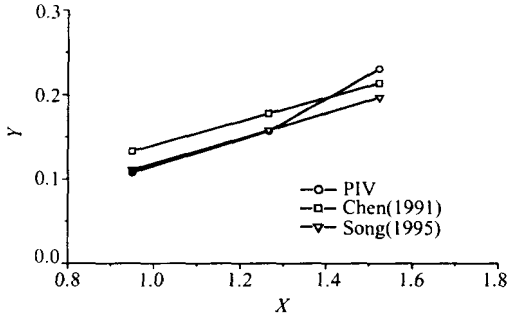


图 5　泄漏涡距离弦线的无量纲距离

Fig. 5　Nondimensional mean vortex distance from blade chord

3　结　论

综合上述,本文成功地将 PIV 技术应用到了低速通风机实验台上,在设计工况下对转子叶尖 3 个拟 S_2 截面(P_1, P_2, P_3)的瞬态流场进行了测量,重点研究了叶顶泄漏涡涡心位置的运动规律,得到了一些有用的结论:观察得到了叶顶泄漏流动的涡旋结构;瞬态叶顶泄漏涡的涡心位置随时间不断变化;叶顶泄漏涡涡心的平均位置和锁相平均后的叶顶泄漏涡涡心位置相比较,发现两者比较接近,可以用锁相平均后的结果来研究叶顶泄漏涡的空间结构;随着测量位置从 P_1 到 P_3,涡心位置的不稳定性增加;叶顶泄漏涡的轨迹和 Chen 模型以及 Song 模型计算结果接近,而实际运行轨迹更加复杂。

参考文献:

[1]　WISLER D C. Loss reduction in axial-flow compressor through low-speed model testing [J]. Journal of Turbomachinery, 1985, 107: 354～363.

[2]　刘宝杰,严明,刘胤等. 跨音风扇转子尖部非定常流场的 PIV 初步测量[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 147～152.

[3]　CHEN G T, GREITZER E M., TAN C S, et al. Similarity analysis of compressor up clearence flow [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 260～260.

[4]　SONG S J, MARTINEZ-Sanchez M. Rotor dynamic effects due to turbine leakage flow: part 1, blade scale effect [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 695～703.

[5]　KIMON R, PETER Monkewitz A. Measurements of tip vortex characteristics and the effect of anti-cavitation lip on a model kaplan turbine blade [J]. Journal of Flow, Turbulence and Combustion 2000, 64: 119～144.

(上接第 32 页)

参考文献:

[1]　SCHULTZ D L, JONES T V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities [J]. AGARDograph 165, 1973.

[2]　FAY J A, RIDDELL F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1958, 25(2): 73～85, 121.

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net