

乘波布局高焓激波风洞测热试验研究

王晓朋¹, 张陈安^{2,*}, 翟建¹, 王发民², 叶正寅¹

(1. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072; 2. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要:以钝化锥导乘波体为研究对象,开展了高焓激波风洞测热试验以及高温化学非平衡气动加热数值验证,对乘波布局滑翔飞行器前缘线和下壁面热流分布特征进行了研究。结果表明:乘波布局飞行器表面热流主要集中于头部驻点及其附近的前缘小范围区域内;在 $0^\circ\sim 6^\circ$ 的迎角范围内,迎角的变化基本不会对前缘线热流产生太大影响,但会导致下壁面热流明显增加;而侧滑角即使在 $0^\circ\sim 4^\circ$ 的范围内变化,也将导致前缘线迎风一侧热流明显增加。

关键词:乘波体;真实气体效应;气动加热;高焓风洞试验;数值计算

中图分类号:V411.7 文献标识码:A

Experimental study on the aero-heating characteristics of waverider in the high enthalpy shock wave tunnel

Wang Xiaopeng¹, Zhang Chen'an^{2,*}, Zhai Jian¹, Wang Famin², Ye Zhengyin¹

(1. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Long-range aerodynamic heating is a key scientific problem. In this paper, the cone-derived waverider is designed firstly and then the characteristics of the heat flux distribution along the leading edge and on the lower surface of the waverider are studied by means of the high enthalpy wind tunnel test and the high temperature chemical non-equilibrium aerodynamic heating numerical calculation. Results show that: The high heat flux mainly concentrates on the small region around the stagnation point and the change of angle of attack ($0^\circ\sim 6^\circ$) does not have an obvious effect on the high heat flux region at the leading edge, but it induces a significant increase of the heat flux on the lower surface. In addition, the change of the sideslip angle ($0^\circ\sim 4^\circ$) has a significant effect on the heat flux at the leading edge, so it is not recommended to fly with a large sideslip angle.

Keywords: waverider; real gas effect; aero-heating; high enthalpy wind-tunnel test; numerical simulation

0 引言

在高超声速乘波飞行器飞行过程中,由于气体粘性滞止和激波压缩作用,存在强烈的气动加热现象,飞行器表面温度急剧升高。较高的温度会降低飞行器材料强度和结构承载能力,致使结构发生热变形,影响飞行安全。因此,准确预测乘波飞行器表面受热情形,为热防护系统设计提供必要参考,是乘波飞行器工程应用中的关键技术之一。

吕红庆^[1]、周印佳^[2]、刘建霞^[3]等分别采用工程算法和数值计算方法对设计工况下乘波体表面热流密度及分布进行了分析;Liu^[4]等采用风洞试验和数值计算方法研究了钝化乘波体在不同迎角和侧滑角下的表面热流分布特征。但以上研究主要在量热完全气体假设下进行,并不能真实反映飞行环境下乘波体表面受热情形。在真实飞行环境中,激波后的空气在高温条件下将发生一系列化学反应,使普通空气变成一种复杂的流体介质,强烈改变飞行器扰流的物理

收稿日期: 2019-06-24; 修订日期: 2019-07-17

基金项目: 中国科学院战略性先导专项(XDA17030100)

* 通信作者 E-mail: zhch_a@imech.ac.cn

引用格式: Wang X P, Zhang C A, Zhai J, et al. Experimental study on the aero-heating characteristics of waverider in the high enthalpy shock wave tunnel. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(4): 52-57. 王晓朋, 张陈安, 翟建, 等. 乘波布局高焓激波风洞测热试验研究. 实验流体力学, 2019, 33(4): 52-57.

特征及气动力/热特性^[5-8]。从 20 世纪 90 年代开始,关于高温真实气体效应和气动热环境的分析研究就有了较大发展,但研究对象多是再入飞行器之类的大钝头低升阻比构型^[9-13],关于乘波体这种高升阻比气动布局的研究文献则较为少见。Inger^[14-15]在化学非平衡假设下研究了不同壁面催化条件下的乘波体表面热流分布。Starkey^[16]在壁面完全催化条件下对乘波体壁面热流分布和辐射平衡温度进行了分析研究。曾卫刚^[17]采用化学平衡气体模型对乘波体驻点及下壁面中线上的热流分布进行了数值分析。总体而言,由于试验难度较大且相关设备缺乏,当前的乘波布局高超声速真实气体效应气动加热研究多以数值计算为主,相关试验验证工作在公开文献中尚未见到。

本文以锥导乘波体为研究对象,在高焓激波风洞中开展了高超声速非平衡流动气动加热试验,采用化学非平衡气体假设对试验结果进行了数值验证,对不同迎角和侧滑角下乘波体表面热流分布特征进行了研究。

1 试验方法

1.1 试验模型设计

在来流马赫数 $Ma = 15$ 、迎角 $\alpha = 0^\circ$ 、飞行高度 $H = 50\text{km}$ 的设计条件下,依照文献^[18]的方法,设计得到具有尖锐前缘的乘波构型。构型全长 5m。基于防热考虑,乘波体钝化直径为 2cm。图 1 为钝化后的乘波体飞行器气动布局方案。

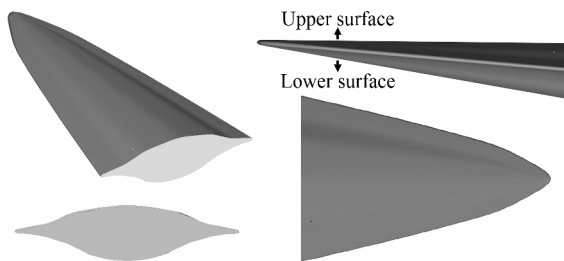


图 1 乘波体气动布局
Fig.1 Aerodynamic configuration of the waverider

按照 1 : 3 的比例进行模型缩比,截取缩比后的模型前段作为试验模型。模型采用超硬铝材料制成,全长 495mm,宽 360mm,尾部高度 87mm。试验模型及在风洞中的安装情形如图 2 所示。

采用同轴热电偶进行热流测量,测点布置如图 3 所示。在前缘线 (l_1) 上布置 15 个测点(含头部测点);在下壁面中线 (z_1) 上布置 16 个测点(含头部测点);在下壁面距驻点 144mm 的 x_1 截面上展向布置 3 个测点(含前缘线上的点),距驻点 203mm 的 x_2 截面上展向布置 5 个测点(含前缘线上的点),距驻点 262mm 的 x_3 截面上展向布置 7 个测点(含前缘线上

的点),共 42 个测点。

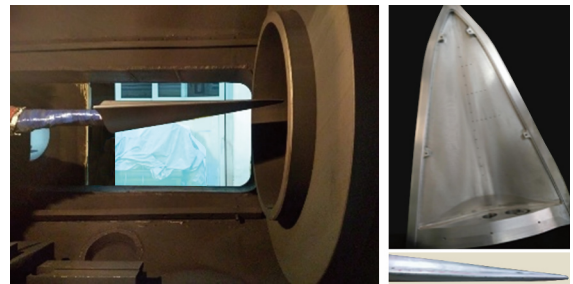


图 2 模型及风洞安装
Fig.2 Test model and installation in JF-10

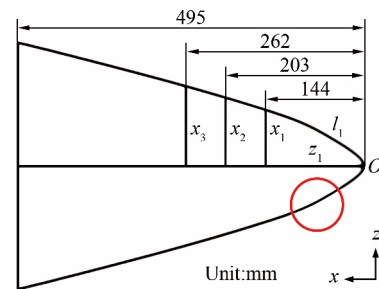


图 3 传感器安装示意图
Fig.3 Sensors installation diagram

1.2 试验方案

试验在中国科学院力学研究所的 JF-10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞中进行(风洞结构如图 4 所示)。该风洞采用驱动段爆轰波后产生的高温、高压气体作为驱动气体,可以获得兼具高总焓、高总压的试验气流,具备模拟高空真实气体效应的能力。锥形喷管扩张段半锥角 7.1° ,喉道直径 11mm,喷管出口直径 500mm,流场中心均匀区直径约 400mm;气流总焓 18.2MJ/kg ,总温 8200K ,喷管出口气流参数见表 1

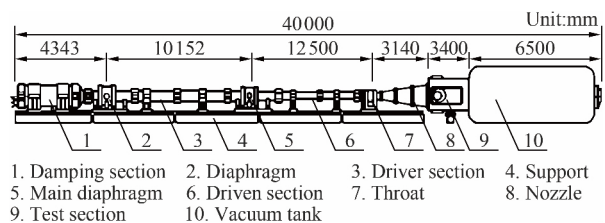


图 4 JF-10 高焓激波风洞结构示意图
Fig.4 JF-10 high enthalpy shock wave tunnel

表 1 来流条件

Table 1 Flow condition

Parameters	Value
Ma	11.6
p/Pa	118
T/K	436
c_N	0
c_O	0.1588
c_{N_2}	0.7454
c_{O_2}	0.0528
c_{NO}	0.0430
c_{NO^+}	0
c_{e^-}	0

(组分浓度以质量分数描述)。实验工况为迎角 $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 6^\circ$, 侧滑角 $\beta = 4^\circ$ 。

2 物理模型与计算方法

采用课题组自有程序进行数值计算。三维化学非平衡流动控制方程如下^[19]：

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} \right) + W \quad (1)$$

式中, Q 为守恒变量; F, G, H 为对流项; F_v, G_v, H_v 为粘性项; Re 为雷诺数; W 为化学反应源项。其中,

$$\begin{cases} Q = [\rho_i \quad \rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T \\ W = [w_i \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \end{cases} \quad (2)$$

式中, ρ_i 表示组分 i 的密度, 而 w_i 表示组分 i 的化学反应源项; ρ 为总密度; u, v, w 表示 3 个方向上的速度分量; E 为总内能。

对于化学非平衡流动, 其表面热流通常由两部分组成, 即导热热流和组分扩散热流:

$$q_w = k \frac{\partial T}{\partial n} + \sum_{i=1}^N \rho D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial n} \quad (3)$$

其中, q_w 为热流密度, T 表示流场温度, N 表示组分数, c_i 表示各组分质量分数; D_i 和 h_i 分别表示组分 i 的扩散系数和焓值。

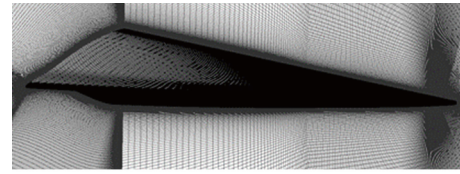
采用 7 组分 ($O_2, N_2, NO, O, N, NO^+, e^-$) 空气化学反应进行化学非平衡气动热数值计算。化学动力学模型选用 Gupta 空气化学反应模型^[20]。壁面条件为完全催化等温壁面 ($T_w = 300K$), 远场为自由来流条件, 出口条件采用数值外插得到, 对称面则采用对称边界条件。计算网格采用六面体结构网格, 半模网格单元数约为 1100 万, 第一层网格对应的网格雷诺数 $Re_{cell} < 5$ 。图 5 为壁面网格和头部网格细节。

3 结果与讨论

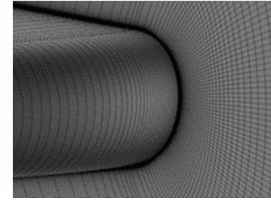
乘波体表面热流测量和计算结果分别以图 6~10、13~17 中的离散点和曲线表示 (试验中个别线路损坏, 部分测点无数据)。从结果来看, 两者吻合较好, 整体趋势一致, 计算结果可以作为试验数据分析的有效补充和验证。

3.1 热流分布基本特征

图 6 给出了不同迎角下的前缘线热流分布, 可以发现: 前缘线上的热流主要集中于前缘驻点附近的小范围区域内, 远离驻点则热流快速降低至一个较低水



(a) 壁面网格



(b) 头部网格细节

图 5 计算网格

Fig.5 Computational grids

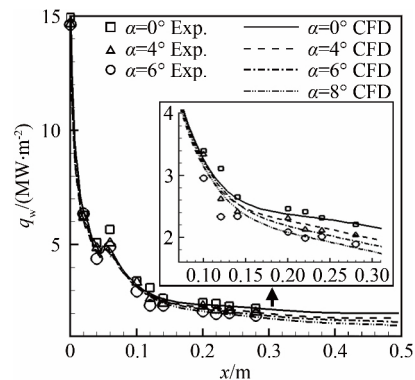


图 6 不同迎角时前缘线热流分布

Fig.6 The aero-heating distribution along the leading edge at different attack angles

平 (由于驻点位移较小, 驻点热流值取头部测点处的热流值)。 $\alpha = 0^\circ$ 时, 驻点 (头部测点) 热流密度为 $1.49 \times 10^7 \text{ W/m}^2$, 而在 $x = 0.1 \text{ m}$ (距驻点轴向距离 0.1 m) 的前缘位置, 热流密度约为 $3.40 \times 10^6 \text{ W/m}^2$, 仅为驻点处的 22.77% , $x = 0.2 \text{ m}$ 处则为 16.47% , 显然热流明显降低且逐渐趋于平缓。 $\alpha = 0^\circ$ 时, 计算得到的驻点热流密度为 $1.50 \times 10^7 \text{ W/m}^2$, $x = 0.1 \text{ m}$ 的前缘位置为 $3.29 \times 10^6 \text{ W/m}^2$, 为驻点处的 21.94% , $x = 0.2 \text{ m}$ 处则为 15.80% , 与试验结果一致。

图 7 给出了不同迎角时下壁面中线上的热流分布。可以发现, 与驻点处热流相比, 下壁面中线上的热流要小得多 (仅为前者的 $2.5\% \sim 4.0\%$), 且分布较为均匀, 没有明显的热流集聚现象。此外, 从图 8~10 的 3 个截面处 (x_1, x_2, x_3) 的热流分布亦可看出, 由于下壁面曲率变化不大, 热流沿展向分布也较为均匀, 但由于前缘处曲率的减小, 前缘线上的热流有明显跃升。

需要注意的是, 图 6 中的计算结果和试验结果均在 $x = 0.06 \text{ m}$ 处 (图 3 红圈标记位置) 出现了热流“跃升”。分析认为, 该现象是由于乘波体前缘线在 $x = 0.06 \text{ m}$ 处曲率突然变化导致的。

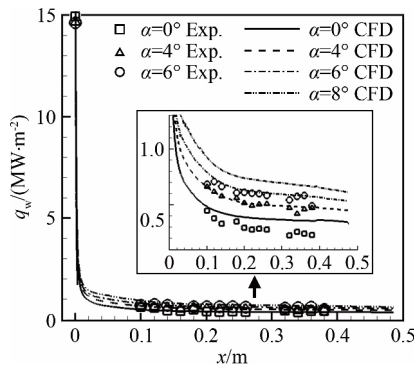


图 7 不同迎角时下壁面中线热流分布
Fig.7 The aero-heating distribution along the center line of the lower surface with different attack angles

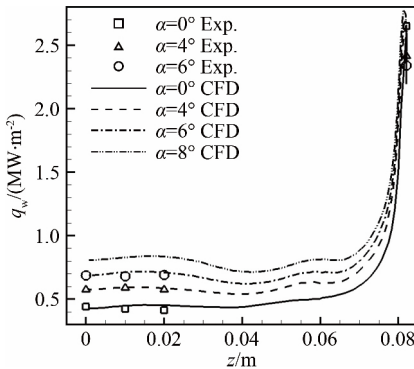


图 8 不同迎角时下壁面 x1 截面热流分布
Fig.8 The aero-heating distribution at the x1 cross section with different attack angles

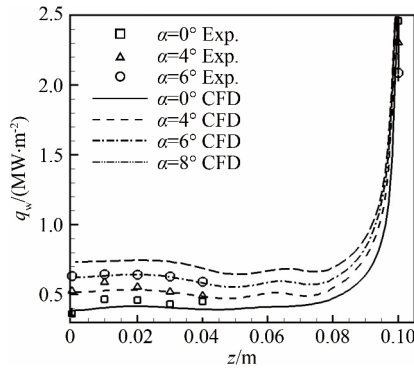


图 9 不同迎角时下壁面 x2 截面热流分布
Fig.9 The aero-heating distribution at the x2 cross section with different attack angles

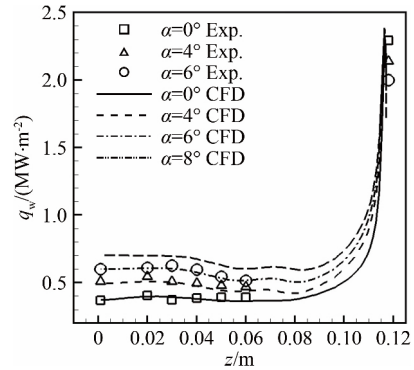


图 10 不同迎角时下壁面 x3 截面热流分布
Fig.10 The aero-heating distribution at the x3 cross section with different attack angles

3.2 迎角对热流分布的影响

在图 6 中,不同迎角下的前缘线热流分布曲线基本一致,尤其是在驻点附近的高热流区,迎角 α 的影响几乎可以忽略不计。与 $\alpha=0^\circ$ 时相比,当 $\alpha=4^\circ$ 时, $x=0$ (头部测点)、0.1 和 0.2m 前缘处的热流分别减小了 1.90%、1.84% 和 2.01%; $\alpha=6^\circ$ 时,则分别减小了 2.15%、2.99% 和 3.16%。计算结果与此基本一致,且在 $\alpha=8^\circ$ 时, $x=0$ 、0.1 和 0.2m 前缘处的热流比 $\alpha=0^\circ$ 时的计算结果分别减小了 3.6%、6.4% 和 8.9%。

比较图 7~10 不同迎角时下壁面中线以及展向热流分布曲线可以发现,乘波体下壁面热流随着迎角增大而明显增大。与 $\alpha=0^\circ$ 时相比,当 $\alpha=4^\circ$ 时,下壁面热流增加了 30% 左右,当 $\alpha=6^\circ$ 时,则增加了 60% 以上。但总体而言,下壁面最大值远低于前缘线和驻点热流值,即使在 $\alpha=6^\circ$ 时也不超过对应工况驻点热流的 5%; 计算结果与试验结果基本一致,即下壁面热流随迎角增大明显上升,且在 $\alpha=8^\circ$ 时下壁面热流比 $\alpha=0^\circ$ 时几乎增加了 1 倍。图 11、12 分别给出了 $\alpha=0^\circ$ 和 8° 时的驻点及下壁面热流云图。可以看出,随着迎角增大,驻点将沿下壁面中线向腹部略微移动,下壁面热流显著增强。

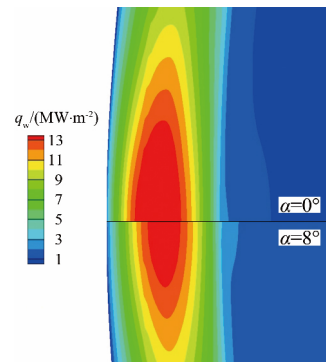
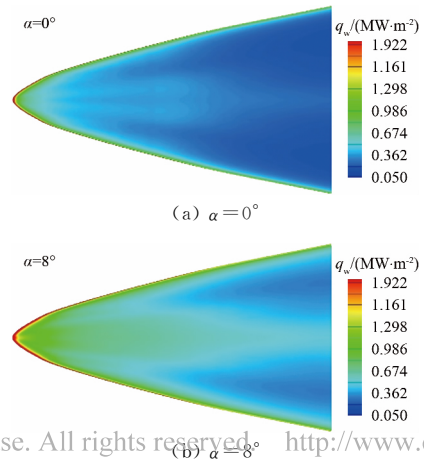


图 11 $\alpha=0^\circ$ 和 8° 时驻点热流云图
Fig.11 The aero-heating contours around the stagnation point when $\alpha=0^\circ$ and 8°



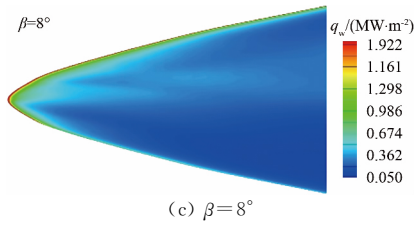


图 12 不同迎角和侧滑角时下壁面热流分布云图
Fig.12 The aero-heating contours at different angles

3.3 侧滑角对热流分布的影响

图 13 给出了不同侧滑角下前缘线上的热流分布。可以看出,侧滑角 β 由 0° 增大到 4° 时(受试验条件限制,仅开展了 $\beta = 4^\circ$ 的试验且测点布置在迎风侧),前缘线上的热流(迎风侧)明显增大。当 $\beta = 4^\circ$ 时, $x = 0, 0.1$ 和 0.2m 前缘处的热流比 $\beta = 0^\circ$ 时分别增加了 -4.2% 、 23.7% 和 24.3% ,其他各点亦增加了 30% 以上。当 $\beta = 8^\circ$ 时,计算结果显示,3 个位置的热流比 $\beta = 0^\circ$ 时头部测点的热流分别增加了 -6.4% 、 49.4% 以及 63.3% 。

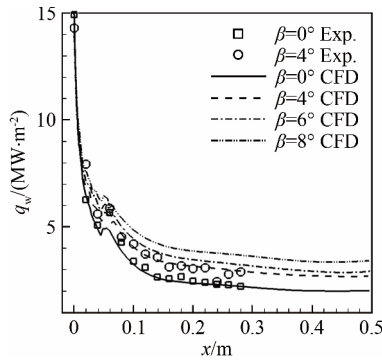


图 13 不同侧滑角时前缘线热流分布
Fig.13 The aero-heating distribution along the leading edge with different sideslip angles

图 14~17 给出了不同侧滑角时下壁面中线及展向热流分布。总体而言,侧滑角的改变对下壁面热流的影响有限,侧滑角由 0° 增大至 4° 时,下壁面迎风侧热流约增加 20% 。图 12(c) 给出了 $\beta = 8^\circ$ 时的下壁面热流云图;图 18 给出了 $\beta = 0^\circ$ 和 8° 时的驻点热流云图

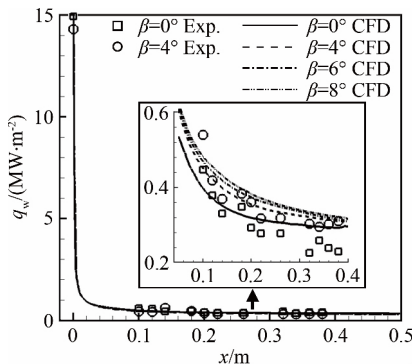


图 14 不同侧滑角时下壁面中线热流分布
Fig.14 The aero-heating distribution along the center line of the lower surface with different sideslip angles

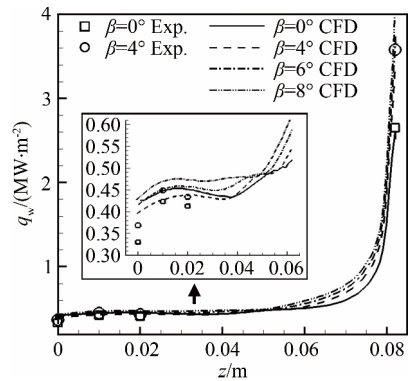


图 15 不同侧滑角时下壁面 x_1 截面热流分布
Fig.15 The aero-heating distribution at the x_1 cross section with different sideslip angles

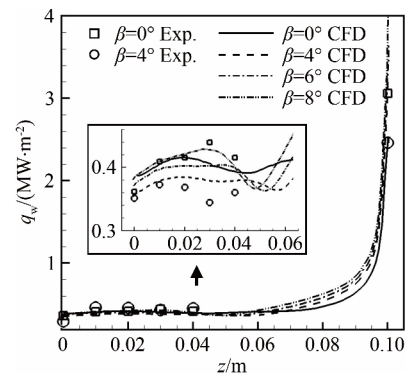


图 16 不同侧滑角时下壁面 x_2 截面热流分布
Fig.16 The aero-heating distribution at the x_2 cross section with different sideslip angles

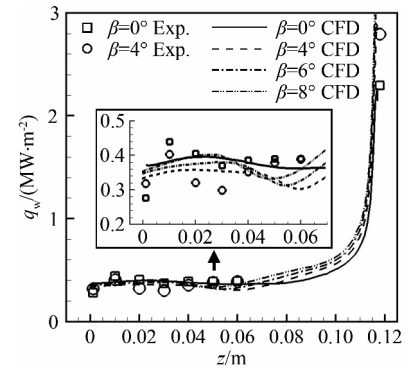


图 17 不同侧滑角时下壁面 x_3 截面热流分布
Fig.17 The aero-heating distribution at the x_3 cross section with different sideslip angles

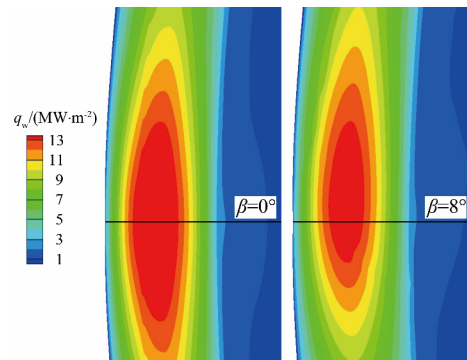


图 18 $\beta = 0^\circ$ 和 8° 的驻点热流云图
Fig.18 The aero-heating contours around the stagnation point when $\beta = 0^\circ$ and 8°

图。可以看出,随着侧滑角增大,驻点将沿前缘线迎风侧略微移动,迎风侧热流上升,但比迎角的影响则小得多。

4 结论

开展了乘波飞行器高焓激波风洞测热试验,对真实气体效应下的乘波飞行器表面热流分布特征进行了研究,并与数值计算结果进行了对比,结果表明:

(1) 乘波飞行器热流主要集中于头部驻点及其附近小范围前缘区域;下壁面热流远小于前缘线及驻点热流,迎角 0° 时仅为驻点热流的 $2.5\%\sim 4.0\%$ 。

(2) 在 $0\sim 6^\circ$ 迎角范围内,迎角增大不会对驻点及附近的高热流区产生明显影响,但会导致下壁面热流上升。

(3) 侧滑角由 0° 增大至 4° 时,前缘线迎风侧热流明显上升(试验热流增加 30% 左右),但对下壁面热流影响不大;计算结果也表明,在 $0\sim 8^\circ$ 侧滑角范围内,侧滑角增大将对前缘线迎风侧热流产生明显影响,但对下壁面的影响有限。

总体而言,乘波布局飞行器的头部驻点区域是热防护的关键,且应尽量避免大侧滑角飞行。

参考文献:

- [1] 吕红庆. 乘波体结构热响应及防护问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.
Lyu H Q. Study of thermal response and protection for waverider structure[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010.
- [2] 周印佳. 乘波构型设计及表面热流计算[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
Zhou Y J. Design of waverider configuration and calculation of heating rates on the surface[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012.
- [3] 刘建霞, 侯中喜, 陈小庆, 等. 高超声速滑翔飞行器气动性能的数值模拟研究[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(4): 22-27.
Liu J X, Hou Z X, Chen X Q, et al. Numerical simulation on the aerodynamic performance of hypersonic glide vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(4): 22-27.
- [4] Liu J X, Hou Z X, Chen X Q, et al. Experimental and numerical study on the aero-heating characteristics of blunted waverider[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51(1-2): 301-314.
- [5] 杨建龙, 刘猛, 阿嵘, 等. 高超声速热化学非平衡对气动热环境影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(10): 2063-2072.
Yang J L, Liu M, A R. Influence of hypersonic thermochemical non-equilibrium on aerodynamic thermal environments[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(10): 2063-2072.
- [6] 董维中, 丁明松, 高铁锁, 等. 热化学非平衡模型和表面温度对气动热计算影响分析[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(6): 692-698.
Dong W Z, Ding M S, Gao T S, et al. The influence of thermochemical non-equilibrium model and surface temperature on heat transfer rate[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(6): 692-698.
- [7] Liu Z, Liu J, Ding F, et al. Effect of thermochemical non-equilibrium on the aerodynamics of an osculating-cone waverider under different angles of attack[J]. Acta Astronautica, 2017, 139: 288-295.
- [8] Liu J, Li K, Liu W Q. High-temperature gas effects on aerodynamic characteristics of waverider[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 57-65.
- [9] 杨恺, 原志超, 朱强华, 等. 高超声速热化学非平衡钝体绕流数值模拟[J]. 推进技术, 2014, 35(12): 1585-1591.
Yang K, Yuan Z C, Zhu Q H, et al. Numerical simulation of hypersonic thermochemical nonequilibrium blunt body flows[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(12): 1585-1591.
- [10] Pezzella G, Votta R. Finite rate of chemistry effects on the high altitude aerodynamics of an apollo-shaped reentry capsule[R]. AIAA-2009-7306, 2009.
- [11] Gao Z X, Jiang C W, Lee C H. Aero-heating study of hypersonic chemical nonequilibrium flows around a reentry blunt body[R]. AIAA-2014-4415, 2014.
- [12] Hao J, Wang J Y, Lee C H. Numerical study of hypersonic flows over reentry configurations with different chemical nonequilibrium models[J]. Acta Astronautica, 2016, 126: 1-10.
- [13] Suzuki K, Abe T. Thermochemical nonequilibrium viscous shock-layer analysis for a Mars aerocapture vehicle[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(4): 773-780.
- [14] Inger G R. Nonequilibrium boundary-layer effects on the aerodynamic heating of hypersonic waverider vehicles[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1995, 9(4): 595-604.
- [15] Inger G R. Non-equilibrium boundary layer effects on the aerodynamic heating of hypersonic vehicles[J]. Acta Astronautica, 1995, 36(4): 205-216.
- [16] Starkey R P. Design of waverider based re-entry vehicles[R]. AIAA-2005-3390, 2005.
- [17] 曾卫刚, 李维东, 王发民. 平衡气体对乘波体气动/热特性影响[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(5): 566-572, 605.
Zeng W G, Li W D, Wang F M. Equilibrium gas effects on aerodynamic and aerothermal characteristics of waveriders[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(5): 566-572, 605.
- [18] 耿永兵, 刘宏, 雷麦芳, 等. 高升阻比乘波构型优化设计[J]. 力学学报, 2006, 38(4): 540-546.
Geng Y B, Liu H, Lei M F. Optimized design of waverider with high lift over drag ratio[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(4): 540-546.
- [19] 聂春生, 李宇, 黄建栋, 等. 高超声速非平衡气动加热试验及数值分析研究[J]. 中国科学: 技术科学, 2018, 48(8): 845-852.
Nie C S, Li Y, Huang J D, et al. Test of aero-heating in hypersonic non-equilibrium flow and numerical simulation study[J]. Scientia Sinica: Technologica, 2018, 48(8): 845-852.
- [20] Gupta R N, Yos J M, Thompson R A, et al. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K[R]. NASA-TM-101528, 1990.

作者简介:



王晓朋(1986-),男,河南许昌人,博士研究生。研究方向:高超声速飞行器设计,高超声速气动/热试验。通信地址:北京市海淀区北四环西路15号中国科学院力学研究所(100190)。E-mail:378679333@qq.com