

# 曲率半径对前缘气动热与结构响应的影响

彭志琦 张均锋<sup>1)</sup> 牛 斌 穆 丹

(中国科学院力学研究所水动力学与海洋工程重点实验室, 北京 100190)

**摘要** 针对高超声速飞行器铌合金前缘结构, 研究了不同曲率半径对前缘结构温度场、应力场和变形场的影响. 首先建立高超声速气动加热模型, 采用有限体积法得到热环境参数, 并运用有限元法计算结构的温度、应力和变形. 结果表明: 不同时间的温度场分布和曲率半径密切相关, 温升过程中应力最大值出现在曲率半径为 1 mm 时; 随时间推移, 曲率半径越大应力越低; 而位移随曲率半径的增加而增大.

**关键词** 前缘, 高超声速, 曲率半径, 气动热

中图分类号: V19 文献标识码: A 文章编号: 1000-0879(2011)02-018-06

## INFLUENCES OF CURVATURE RADIUS OF LEADING EDGE ON AERODYNAMIC HEATING AND STRUCTURAL RESPONSE

PENG Zhiqi ZHANG Junfeng<sup>1)</sup> NIU Bin MU Dan

(Key Laboratory for Hydrodynamics and Ocean Engineering, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract** Influences of the curvature radius of the hypersonic leading edge on the evolution of temperature, stress, and deformation are studied in this paper. Firstly, the hypersonic aerodynamic heating model is established to determine the thermal environment of the leading edge made of niobium alloy by the finite volume method. Secondly, the temperature field, stress field, and deformation field of the leading edge with their evolution are obtained by the finite element method. The numerical results reveal that the evolution of the temperature field is closely related to the curvature radius. The stress value of the leading edge during the aerodynamic heating process reaches the maximum when the curvature radius is 1 mm; the displacement increases with the increase of the curvature radius.

**Key words** leading edge, hypersonic, curvature radius, aerodynamic heating

### 引 言

高超声速飞行器在高马赫数下长时间飞行, 其复杂构型的前缘需要承受高温、强热流等复杂恶劣环境. 由于温升很快, 结构内很大的温度梯度会导致较高的应力水平, 甚至可能使材料失效. 如果热变形较大, 还会影响气动性能. 因此, 前缘结构是整个高超声速飞行器设计与制造的关键之一. 而前缘热流与曲率半径密切相关<sup>[1]</sup>, 因而必须研究前缘曲率半径对其结构的气动热和热结构响应的规律, 以作为前缘结构设计的依据.

目前关于气动加热的研究主要有 3 种方法: 风洞试验、飞行试验和理论计算. 理论计算分为 4 种方法: 一是计算绝热壁面的温度<sup>[2-3]</sup>, 二是给定壁面温度计算冷壁热流<sup>[4]</sup>, 三是半经验法<sup>[5]</sup>, 四是流固耦合计算<sup>[6-7]</sup>. 前两种方法计算结果偏保守, 计算得到的壁面温度和热流比实际的要高. 方法三只适合于外形简单的结构, 不适合复杂外形. 方法四虽然和实际更相符, 但是对计算条件要求较高, 而且计算时间长. 孙海锋<sup>[8]</sup>利用各个飞行条件下计算得到的固定壁温时的热流密度除以绝热时的壁面温度与给

2010-10-11 收到第 1 稿, 2011-01-03 收到修改稿.

1) 张均锋, 副研究员, 博士, 研究方向为传热与结构响应分析. E-mail: zhangjf@imech.ac.cn

定的壁面温度的差值得到换热系数，最后把对流换热系数，和绝热温度一起作为内部热分析的第 3 类边界条件求得固体温度分布；吕丽丽等<sup>[9]</sup>和范晓楠等<sup>[10]</sup>则通过求解二维 Euler 方程确定边界层外缘参数，利用参考焓方法计算热流，但此方法并未考虑黏性的影响。

本文首先采用有限体积法，通过绝热壁面条件，计算出固体表面的绝热壁温以及流场分布，再由 Fay-Riddle 公式求得固体表面的热流，转换成换热系数后，并结合绝热壁温作为固体热分析的第 3 类边界条件计算结构的温度分布，最后采用有限元方法得到结构响应。

## 1 理论与方法

(1) 流体控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v_1 \\ \rho v_2 \\ \rho E \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} \rho v_1 \\ \rho v_1^2 + p - \sigma_x \\ \rho v_1 v_2 - \tau_{xy} \\ \rho v_1 E + p v_1 - v_1 \sigma_x - v_2 \tau_{xy} + q_x \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} \rho v_2 \\ \rho v_1 v_2 - \tau_{xy} \\ \rho v_2^2 + p - \sigma_y \\ \rho v_2 E + p v_2 - v_2 \sigma_y - v_1 \tau_{xy} + q_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中， $E$  为总能量， $\rho$  为流体密度， $v_1$  和  $v_2$  为流体的速度分量， $p$  为压力， $\sigma_x$ 、 $\tau_{xy}$  和  $\sigma_y$  为流体应力分量。

通过给定绝热壁面边界条件，求解流体控制方程，得到流体区域的流场以及温度场，即可获得绝热壁面的温度以及密度、黏度和导热系数等。再通过参考温度法求得驻点热流，最后换算成换热系数。

(2) 固体内的热传导方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_{st} c_{st} T_{st}) + \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

式中， $\rho_{st}$ 、 $c_{st}$  和  $T_{st}$  分别是固体的密度、比热容和温度， $q_x$  和  $q_y$  为热流密度分量。

计算驻点热流时，采用 Fay-Riddle 方法<sup>[11]</sup>

$$q_s = 0.763 Pr^{-0.6} (\rho_s \mu_s)^{0.5} \sqrt{\left(\frac{dV_e}{dx}\right)_s} (H_s - H_w) \quad (3)$$

其中， $Pr$  为普朗特数， $\rho_s$ 、 $\mu_s$  和  $H_s$  分别是驻点的密度、黏度以及焓值， $H_w$  为壁面焓值。

驻点速度梯度  $\left(\frac{dV_e}{dx}\right)_s$  可从修正的牛顿公式中

获得<sup>[12]</sup>

$$\left(\frac{dV_e}{dx}\right)_s = \frac{1}{R_0} \sqrt{\frac{2(P_s - P_\infty)}{\rho_s}} = \frac{V_\infty}{R_0} \sqrt{\frac{2\rho_\infty}{\rho_s}} \quad (4)$$

又因为

$$H_s = H_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \quad (5)$$

$$H_w = c_{pw} T_w \quad (6)$$

同时，第 3 类边界条件可以表示成

$$q_s = h(T_w - T_0) \quad (7)$$

其中， $T_0$  为壁面温度， $R_0$  为曲率半径， $P_s$  为驻点总压， $P_\infty$ 、 $V_\infty$  和  $\rho_\infty$  分别为来流静压、速度和密度， $c_{pw}$  和  $T_w$  分别为绝热壁温对应的比热容和绝热壁温。通过式 (7) 可以计算出驻点的换热系数。

对于非驻点换热系数，选取  $Pr \neq 1$  时的平板换热系数计算即<sup>[13]</sup>

$$h = 0.332k \frac{Pr^{1/3}}{\sqrt{\mu x / \rho V_\infty}} \quad (8)$$

式中， $h$  为换热系数， $k$  为导热系数， $x$  为沿物体表面测量的距离。

(3) 固体响应方程为

$$\frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} -\sigma_x \\ -\tau_{xy} \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} -\tau_{xy} \\ -\sigma_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\sigma = DB\delta^e = S\delta^e \quad (10)$$

其中， $\sigma_x$ 、 $\tau_{xy}$  和  $\sigma_y$  为固体应力分量， $D$  为与单元材料性质有关的弹性矩阵， $B$  为应变矩阵， $S$  为应力矩阵， $\delta$  为位移矩阵，上标  $e$  表示弹性变形。

## 2 计算模型与参数

### 2.1 模型

因为结构对称，在攻角为零时其载荷也对称，所以仅取其 1/4 结构建模。约束条件为后端固定。用有限体积法求解热环境时流体区域的网格如图 1(a) 所示，采用有限元法求解结构响应的固体区域网格如图 1(b) 所示。路径 1 和路径 2 见图 1(b)，其中路径 1 的节点均为驻点。

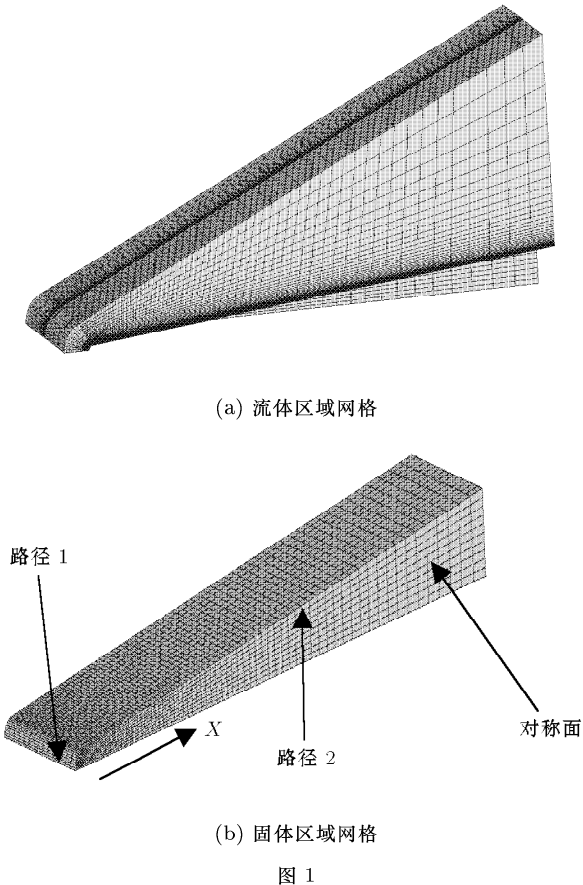


图 1

### 2.2 来流条件

飞行器以攻角为 0, 马赫数  $Ma = 6$ , 在巡航高度  $H = 25\text{ km}$  飞行, 来流条件见表 1.

表 1 自由流条件

来流速度 / ( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	声速 / ( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	静温 / K	总温 / K	静压 / kPa	总压 / kPa
1771	295	216	1776	2.480	3.915

### 2.3 材料的主要热力学性能

飞行器前缘材料选用钛合金, 其密度为  $8.86\text{ g}\cdot\text{cm}^{-3}$ , 泊松比为 0.38, 比热容为  $343\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ . 钛合金的主要热力学性能如表 2 所示.

### 2.4 边界条件

采用有限体积法模拟流场以及结构的热环境, 并选用  $k-\epsilon$ SST 湍流模型, 壁面条件为绝热无滑移. 入口出口均做了相应延伸, 设置为远场边界. 对称面上设置为对称边界条件, 单元数为  $2.25\times 10^5$ .

结构的温度、应力以及变形场采用有限元法计算. 计算固体的温度场时, 边界为对流边界, 给定第 3 类边界条件, 即对流换热系数以及环境温度 (即绝热壁温); 应力只有温度引起的热应力, 载荷只有温度载荷; 单元数为  $1.125\times 10^4$ .

表 2 钛合金的主要热力学性能

温度 / K	线膨胀系数 / ( $\times 10^{-6}\text{ K}^{-1}$ )	温度 / K	导热系数 / ( $\text{W}(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$ )	温度 / K	弹性模量 / ( $\times 10^{10}\text{ Pa}$ )	温度 / K	屈服极限 / MPa	强度极限 / MPa	伸长率 / %
366.3	6.84	293	30.17	293	9.00	293	296	421	25-30
477.4	7.02	493	31.09	493	6.74	811	200	310	19-21
588.6	7.02	593	32.4	593	6.45	922	186	317	15-17
699.7	7.20	693	33.9	793	5.87	1033	172	321	16-18
810.8	7.20	893	35.5	893	5.58	1144	162	310	18-19
921.9	7.38	1093	37.5	993	5.30	1363	138	186	$\geq 45$
1144.1	7.56	1144	38	1193	4.72	1643	72.4	89.6	$\geq 70$
1366.3	7.92	1386	40.6	1393	4.14	1753	59.3	65.5	$\geq 70$
1477.4	8.10	1573	44.61	1473	6.40				

## 3 计算结果和分析

### 3.1 热环境计算

根据来流条件计算前缘所处的热环境, 得到前缘表面的绝热壁温如图 2 和图 3 所示, 其中图 2 是曲率半径  $R = 1\text{ mm}$  时整个前缘外边界的绝热壁温云图, 图 3 是曲率半径  $R = 2\text{ mm}$  时沿路径 2 的绝热壁温曲线.

由图 2 可知, 前缘的最前端即曲率半径部分温度很高, 沿路径 2 方向温度先下降后再升高最后再下降, 中间温度升高的部分为转捩区. 在曲率半径

区域的温度梯度很大, 驻点温度最高, 同时不同曲率半径下曲率半径小的驻点温度高, 而其他区域则是曲率半径大的温度高.

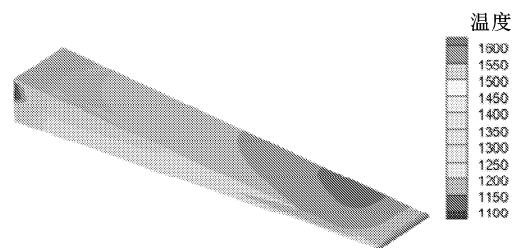


图 2  $R = 1\text{ mm}$  固体表面的绝热壁温

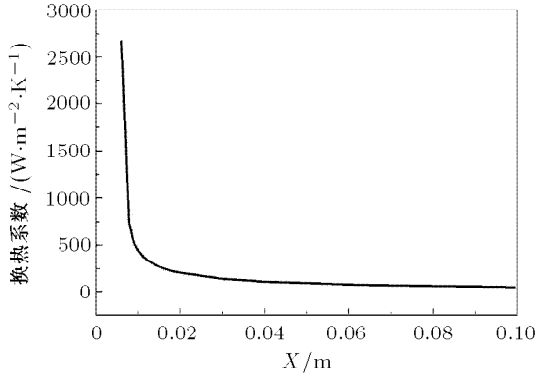


图 3  $R = 2\text{ mm}$  路径 2 换热系数

通过方程 (3) 计算其热流密度并换算成换热系数. 图 3 是沿对称面路径 2 的换热系数分布, 由图可知换热系数沿着路径 2 逐渐减小, 且曲率半径区域的换热系数比其他区域高.

### 3.2 结构温度以及热响应计算

图 4(a)~4(c) 分别给出了 1300s 曲率半径为 1mm 时的结构温度、应力以及位移场. 由图可知驻点以及驻点附近的温度、应力和位移相比其他区域大, 对称面上的温度以及应力比其他与之平行截面的温度要大.

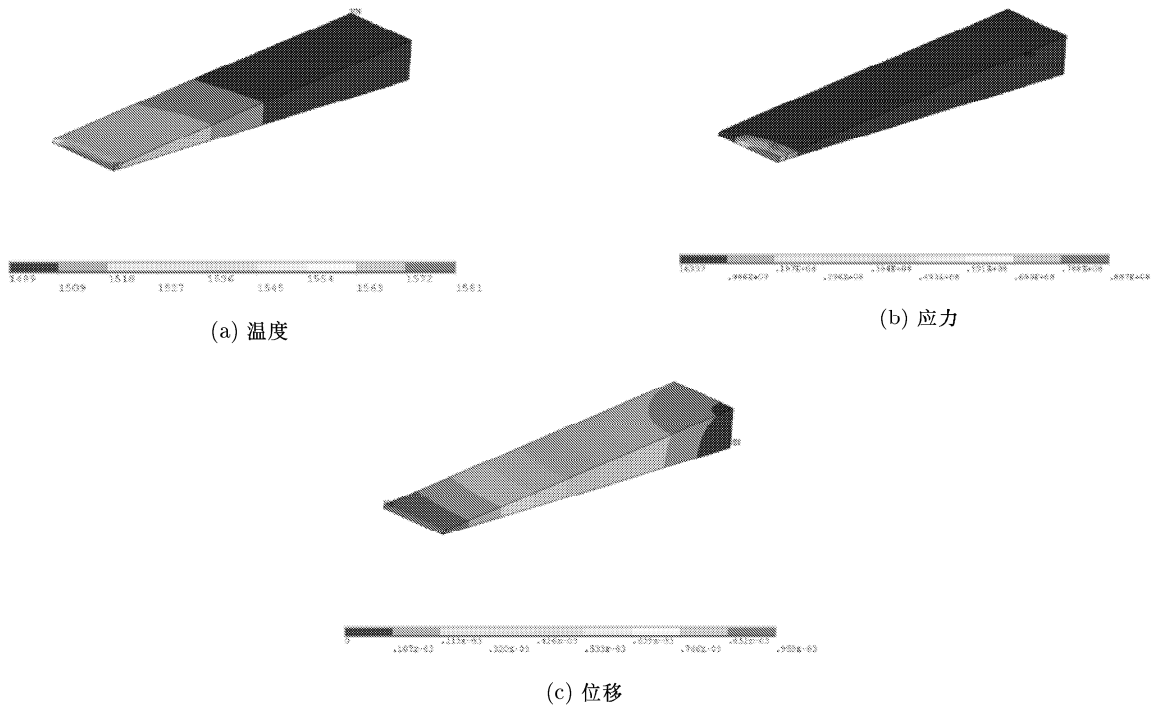


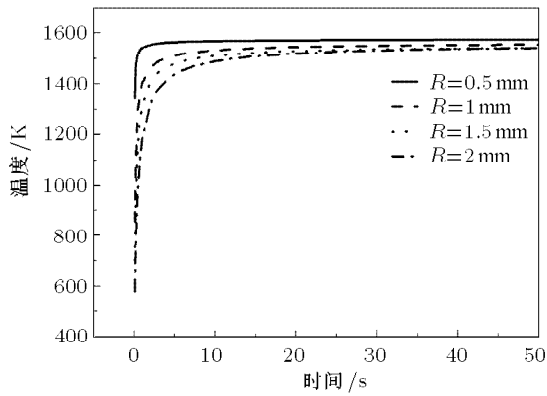
图 4  $R = 1\text{ mm}$  结构的温度、应力和位移云图

图 5 给出了温度与曲率半径的关系. 结果显示: 曲率半径越小, 驻点温度不一定越大, 而是和时间及空间有一定的关系; 在初始阶段曲率半径越小, 驻点温度越高; 随着时间推移至逐步稳定时驻点温度大小关系由  $T_2 > T_{1.5} > T_{0.5} > T_1$  逐步转换为  $T_{0.5} > T_1 > T_2 > T_{1.5}$  (其中  $T_{0.5}$  表示曲率半径为 0.5mm 时的温度), 而驻点区域以外结构的温度大小关系为: 初始时曲率半径越小的温度越高, 逐步稳定后转换为曲率半径越小的温度越低. 同时从图 5(a) 和图 5(d) 可知, 结构温度在 10s 内就达到稳定, 稳定后曲率半径越小, 前缘结构温度的最大值越大,

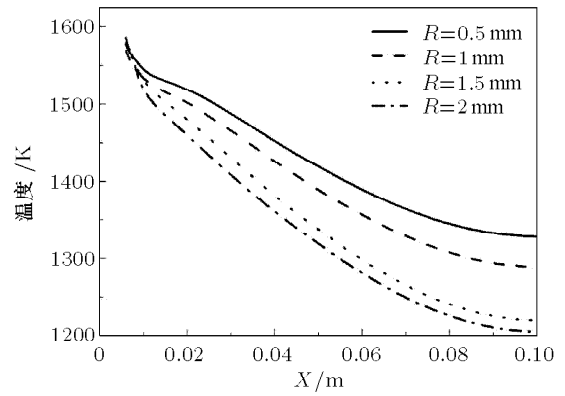
而最小值越小, 即温差越大.

图 6(a) 和图 6(b) 分别为驻点应力随时间变化、应力与曲率半径的关系. 由图 6(a) 可知, 应力有一个先上升再下降的过程, 随着时间的增加应力逐渐减小, 10s 后驻点的应力变化不大. 由图 6(b) 可知, 0.1s 时, 曲率半径为 1mm 的前缘结构应力最大. 300s 以后曲率半径为 2mm 时应力最小, 曲率半径为 0.5mm, 1mm 和 1.5mm 应力相差不大.

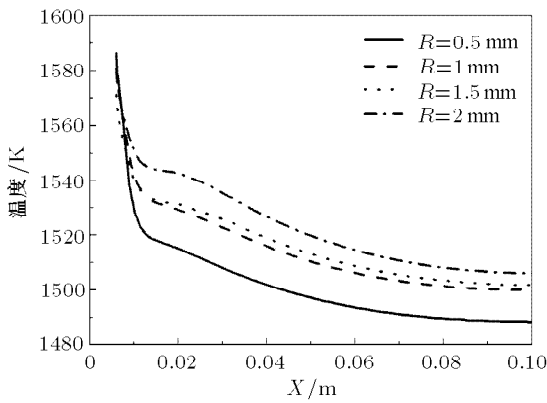
图 7 为曲率半径与变形的关系. 可以得知, 位移随曲率半径的增加而增大, 随着时间的推移不断增加直至稳定.



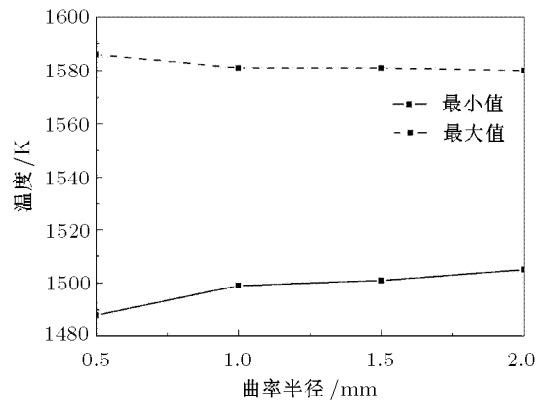
(a) 驻点温度随时间变化



(b) 300 s 路径 2 的温度

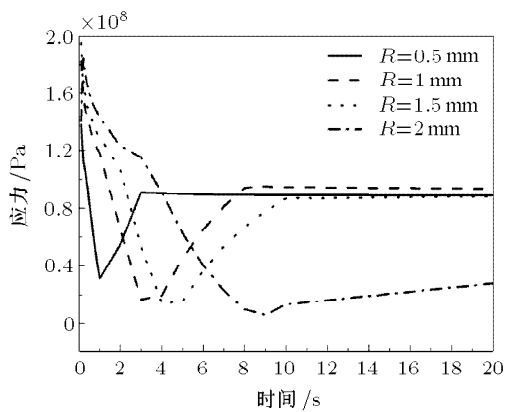


(c) 1300 s 路径 2 的温度

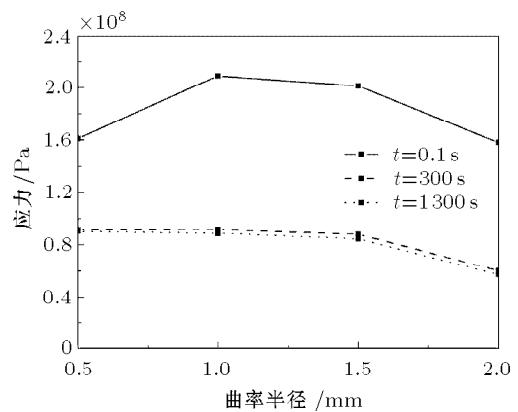


(d) 1300 s 温度与曲率半径 R 的关系

图 5 温度与曲率半径的关系



(a) 驻点应力随时间变化



(b) 应力与曲率半径的关系

图 6 应力与曲率半径

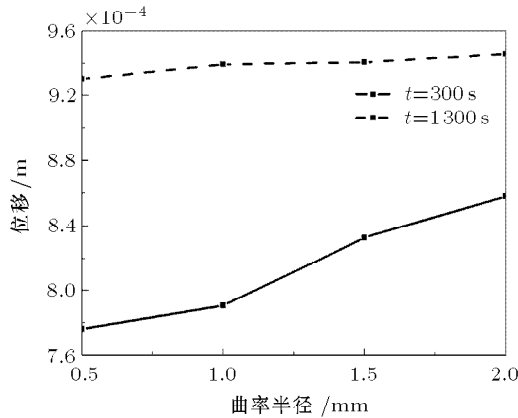


图 7 位移与曲率半径的关系

## 4 结 论

通过建立气动加热和结构响应数值模拟方法,研究了高超声速飞行器前缘结构曲率半径对其温度、应力和变形的影响规律。结果表明:不同时间的温度场分布和曲率半径密切相关,稳定后曲率半径越小,温差越大;应力最大值出现在曲率半径为 1 mm 时,随时间的增加应力逐渐减小;而位移随曲率半径的增加而增加。因此,曲率半径过小,温度上升很快,会导致很大的温度梯度和热应力,从而使结构发生破坏;另一方面曲率半径太大,会影响气动性能。根据模拟结果,曲率半径在 1~1.5 mm 时,相对较为合理。

## 参 考 文 献

- Max L. Blosser, Isaiah M. Blankson, Steve Schwoerke, et al. Wing leading-edge design concepts for airbreathing hypersonic waveriders. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(2): 307-312
- 肖雅彬, 岳连捷, 龚鹏等. 三面压缩式高超声速进气道流动结构研究. *实验流体力学*, 2008, 22(2): 64-67 (Xiao Yabin, Yue Lianjie, Gong Peng, et al. Research on the flow pattern of three dimensional compression hypersonic inlet. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2008, 22(2): 64-67 (in Chinese))
- Eckert RG. Survey of boundary layer heat transfer at high velocities and high temperature. WADC-TR-59-624, 1960
- 王智勇, 巨亚堂, 黄世勇. 结构热试验中冷壁热流边界模拟方法研究. *航天器环境工程*, 2008, 25(1): 33-35 (Wang Zhiyong, Ju Yatang, Huang Shiyong. Research on cold wall heat flux boundary of thermal structural experiment. *Spacecraft Environment Engineering*, 2008, 25(1): 33-35 (in Chinese))
- Eckert RG. Engineering relations for friction and heat transfer to surfaces in high velocity flow. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1955, 22(8): 585-587
- Pramote Dechaumphai, J. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges. *Spacecraft*, 1989, 26(4): 201-209
- Liu QY, Luke EA, Cinnella P. Coupling heat transfer and fluid flow solvers for multidisciplinary simulations. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2005, 19(4): 417-427
- 孙海峰. 高速飞行器头部气动对流换热数值模拟. [硕士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008 (Sun Haifeng. Numerical simulation of forehead aerodynamic heat transfer of high speed aircraft. [Master Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008 (in Chinese))
- 吕丽丽, 张伟伟, 叶正寅. 高超声速再入体表面热流计算. *应用力学学报*, 2006, 23(2): 259-262 (Lü Lili, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Hypersonic reentry surface flux calculation. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2006, 23(2): 259-262 (in Chinese))
- 范晓楠, 李桦, 丁猛. 钝头双锥体有攻角表面热流计算. *兵工学报*, 2002, 23(1): 142-144 (Fan Xiaoqiang, Li Hua, Ding Meng. Surface flux calculation of blunt double-cone angle of attack. *Acta Armamentaria*, 2002, 23(1): 142-144 (in Chinese))
- Fay JA, Riddell FR. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1958, 25(2): 73-85
- 郭永怀. 边界层理论讲义. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008
- Kays WM, Crawford ME, Weigand B. 对流传热与传质. 赵镇南译. 北京: 高等教育出版社, 2007
- Nagayama K. Two-dimensional self-assembly of colloids in thin liquid films. *Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engineering Aspects*, 1996, 109: 363-374
- Kralchevsky PA, Denkov ND. Capillary forces and structuring in layers of colloid particles. *Current Opinion in Colloid & Interface Science*, 2001, 6: 383-401
- Deegan RD, Bakaïin O, Dupont TF, et al. Capillary flow as the cause of ring stains from dried liquid drops. *Phys Rev E*, 2000, 62: 756-758
- Yao Can, Wang Yuren, Lan Ding, et al. An in-situ observation on initial aggregation process of colloidal particles near three-phase contact line of air, water and vertical substrate. *Chinese Physics Letters*, 2008, 25: 3811-3814
- Velev OD, Jede TA, Lobo RF, et al. Porous silica via colloidal crystallization. *Nature*, 1997, 389: 447-448

(责任编辑: 刘俊丽)

(上接第 11 页)

(责任编辑: 刘俊丽)