

文章编号:1000-8055(2013)07-1591-07

类乘波体防热壁板气动加热-温度场耦合特性分析

程兴华, 杨 涛, 丰志伟

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对类乘波体防热壁板, 采用松耦合算法推进气动热和传热迭代计算, 研究气动加热-温度场的耦合特性。结果表明: 在壁板达到辐射平衡前, 冷壁热流和辐射平衡热流与真实气动加热的误差分别达 +55.1% 和 -15.4% 以上, 必须将气动加热和温度场进行耦合分析; 当地绝热壁面温度不随时间变化, 表面传热系数是耦合效应的关键参数; 采用平均表面传热系数进行瞬态气动加热-温度场耦合计算只进行 2 次气动加热计算, 壁面温度预测误差在 2.5% 以内, 可有效提高气动加热-温度场耦合计算的效率。

关 键 词: 耦合; 气动加热; 温度场; 防热壁板; 类乘波体

中图分类号: V211.1

文献标志码: A

Analysis of aeroheating-temperature field coupling characteristics for thermal protection panel of quasi-waverider

CHENG Xing-hua, YANG Tao, FENG Zhi-wei

(College of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For thermal protection panel of quasi-waverider, the loose coupling algorithm was applied to drive the iteration of the aeroheating and heat transfer analysis. Then, the coupling characteristics of aeroheating-temperature field were studied. The results show that, before radiative equilibrium, the errors of cold wall and radiative equilibrium aeroheating are +55.1% and -15.4% over actual aeroheating respectively, so coupling analysis for aeroheating-temperature field was required. As the local adiabatic wall temperature is not changed with time, the surface heat-transfer coefficient is a key parameter for coupling effect. Only two aeroheating calculations are needed during calculation of coupling aeroheating-temperature field with average heat convection coefficient, and the error of predicted wall temperature is less than 2.5%, thus highly improving the analysis efficiency of coupled aeroheating-temperature field.

Key words: coupling; aeroheating; temperature field; thermal protection panel; quasi-waverider

近些年来越来越多的研究者开始关注多场耦合问题的数值仿真^[1-3]。高超声速飞行器在大气层内以高超声速飞行时, 流场、温度场、应力场(位移场)等多个物理场紧密耦合, 相互作用, 物理过程

非常复杂, 数学上表现为强烈的非线性。在气动加热-温度场耦合问题中, 气动热为温度场提供热流边界, 温度场为气动热提供温度边界。由于问题的内在复杂性, 工程上一般采用非耦合方法计算, 即

收稿日期: 2012-07-10

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1591_024.html

作者简介: 程兴华(1982-), 男, 四川广安人, 博士生, 主要从事高超声速热气动弹性耦合计算与分析研究。

在飞行器参考外形上,采用辐射平衡温度计算气动加热热流密度,然后作为温度场边界进行传热分析,这种方法有时也被称为分层求解^[4-6].

本文以类乘波体迎风面防热壁板为研究对象,建立耦合求解模型和各学科内的分析方法,比较气动加热-温度场耦合与非耦合计算的差异,研究耦合参数的变化规律,分析不同表面传热系数对耦合响应的影响.

1 求解模型和方法

1.1 几何模型

如图 1 所示,防热壁板位于类乘波体迎风面,参考点 1 位于对称面的前沿点,轴向距离类乘波体前顶点 0.52m,参考点 2 位于对称面后沿点.壁

板轴向总长 0.8 m,其外表面受气动加热/力作用.防热壁板内部结构如图 2 所示,包括防热层、绝热层和蒙皮等 3 层结构,其材料分别为 C/SiC 复合材料、SiO₂ 气凝胶和 Al,热物性参数见表 1.

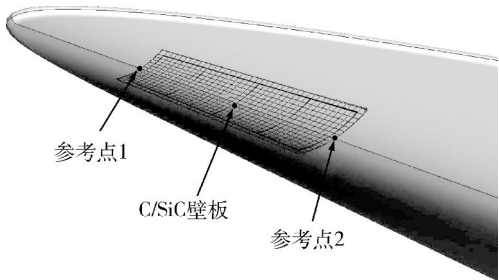


图 1 C/SiC 壁板安装位置

Fig. 1 Assembly location of C/SiC panel

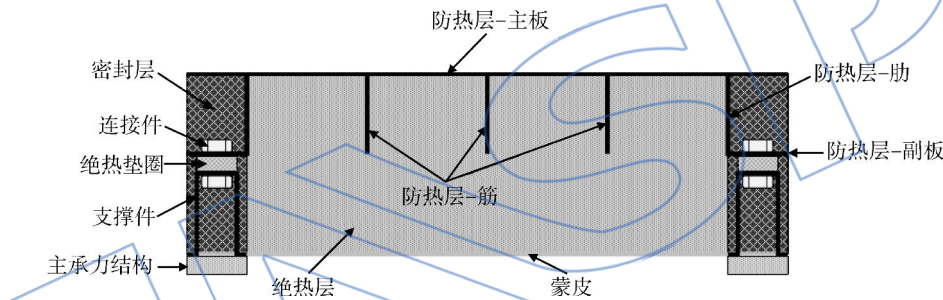


图 2 防热壁板内部结构

Fig. 2 Interior configuration of thermal protection panel

表 1 防热壁板材料热物性参数

Table 1 Thermal properties parameters of thermal protection panel

材料	C/SiC ^[7]	SiO ₂	Al ^[8]
密度/(kg/m ³)	1870	240	2803.5
导热系数/(W/m·K)	273 K:11.74	298.15 K:0.019	
	1673 K:17.2	923.15 K:0.021	166.9
		1073.15 K:0.023	
比热容/(J/kg·K)			255.54 K:816.43
	300 K:682		366.66 K:904.35
	2200 K:1602	550	422.21 K:937.84
			477.77 K:975.52

1.2 物理模型

1) 传热本构方程

传热的能量守恒方程为

$$\int_V \rho \dot{U} dV = \int_S q dS + \int_V r dV \quad (1)$$

其中 V 是固体材料的体积, S 为表面积; ρ 是材料

密度; $\dot{U}$ 是内能的时间变化速率; q 是单位面积上流入控制体的热流密度, r 是单位体积内的其他热增量.

假设 $U = U(T)$, T 为材料温度, q 和 r 与材料的应力和位移无关.除相变产生的潜热外,传热分析的本构方程为

$$\frac{dU}{dT} = c(T) \quad (2)$$

式中 $c(T)$ 为材料比热容, 导热遵守傅里叶定律

$$q = -\kappa_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (3)$$

式中 κ_i 为导热系数。

2) 工程气动加热计算方法

类乘波体表面气动加热计算可分为 2 个特定区域: 前缘驻点线和非驻点区。

飞行器的前缘可近似为一个后掠圆柱, 根据后掠圆柱理论, 其前缘驻点线上的热流分布为

$$q_{w,s} = q_{\Lambda=0} \cos^n \Lambda_e \quad (4)$$

其中 Λ_e 为有效后掠角, 对于 $0 \leq \Lambda_e \leq 60^\circ$, 建议采用 $n=1.5$, 在更大后掠角时, n 要小些 (取 1.0)^[9]; $q_{\Lambda=0}$ 为无后掠驻点热流, 采用 Fay-Riddell 公式^[10] 计算。同时, 引入与前苏联高温空气热力学函数表误差不超过 10% 的拟合公式^[11], 以考虑高温气体效应。

非驻点气动加热采用参考焓法计算^[12], 分为层流、湍流和转捩 3 个区域。层流区采用修正的 Lees 层流热流密度公式, 湍流区采用 Walker 湍流热流公式, 转捩区采用层流和湍流的加权近似。各区域的热流密度计算公式如下:

$$\frac{q_{w,l}}{q_{w,s}} = \frac{\rho^* \mu^* u_e r^j}{\sqrt{2(j+1) \rho_e^* \mu_s^* \left(\frac{du_e}{dx} \right)_s}} \left(\int_0^x \rho^* \mu^* u_e r^{2j} dx \right)^{1/2} \quad (5)$$

$$q_{w,t} = \frac{0.0296 u_e \rho_e^{0.2} (\rho^*)^{0.8} \mu_e^{0.05} (\mu^*)^{0.2} r^{0.25j}}{Pr^{2/3} \left(\int_0^x \rho_e u_e \mu_e^{0.25} r^{1.25j} dx \right)^{0.2}} (H_s - H_w) \quad (6)$$

$$q_{w,tr} = q_{w,l}(1 - \Gamma_x) + q_{w,t} \Gamma_x \quad (7)$$

其中 $q_{w,s}$ 是前缘驻点热流密度 (kW/m^2), $q_{w,l}$ 是层流区热流密度 (kW/m^2), $q_{w,t}$ 是湍流区热流密度 (kW/m^2), $q_{w,tr}$ 是转捩区热流密度 (kW/m^2), Γ_x 为间隙因子, H_s 是驻点焓 (kJ/kg), H_w 是壁面焓 (kJ/kg), Pr 为普朗特数, 下标 s 表示驻点值, w 表示壁面值。边界层外缘参数的计算见文献^[13], 不再赘述。

1.3 耦合求解方法

气动加热与温度场之间存在边界耦合关系, 气动加热为温度场提供热流边界, 温度场为气动

加热提供温度边界

$$\begin{cases} q_c = \kappa_{st} \nabla T_{st} \cdot n \\ T_f = T_{st} \end{cases} \quad (8)$$

其中 q_c 为进入结构内部的热流密度, κ_{st} 为结构导热系数, T_{st} 为结构边界温度, T_f 为流体边界温度。 q_c 是气动加热 q_w 的函数, 与壁面条件相关。对于被动式热防护系统, 在壁面满足能量守恒方程

$$q_w = q_c + q_r \quad (9)$$

式中 q_r 为辐射热流密度, 表面辐射发射率假设为 0.8。从耦合方程来看, 气动热对温度场的作用属于微分耦合, 温度场对气动加热的作用属于代数耦合。

假设在一个结构传热时间步内, 气动加热近似为定常。引入参考文献^[14] 的边界载荷传递方法, 以上边界耦合问题可采用如图 3 所示的松耦合算法 (显式迭代) 进行求解^[15]:

- 1) 初始化气动热计算程序, 找出浸润面 (耦合边界)。
- 2) 初始化传热计算程序, 找出浸润面 (耦合边界)。
- 3) 开始时间域全局循环:
 - ① 计算表面气动加热 $q_w(t)$;
 - ② 传递 $q_w(t)$ 作为传热分析边界条件;
 - ③ 结构内部传热分析, 得到温度场 $T(t)$;
 - ④ 传递结构边界温度 $T_w(t)$, 作为气动加热的边界条件。
- 4) 结束全局时间域循环。

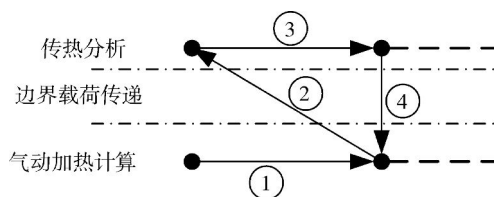


图3 松耦合算法示意图

Fig. 3 Sketch diagram of loose coupling algorithm

2 结果分析

2.1 耦合与非耦合计算的差异

本节沿表 2 所示定常弹道 (constant trajectory, CT), 采用耦合和非耦合方法进行气动加热-温度场分析, 计算 C/SiC 壁板表面辐射热平衡热流密度和真实热流密度, 比较分析耦合效应对壁板内部温度的影响。

表 2 定常弹道参数
Table 2 Parameters of constant trajectory

参数	数值
高度/km	30
来流马赫数	12
攻角/(°)	5.0
时长/s	40
壁板初温/K	300

壁板迎风中心线典型时刻的温度分布如图 4~图 6 所示,气动加热热流密度分布如图 7 所示. 其

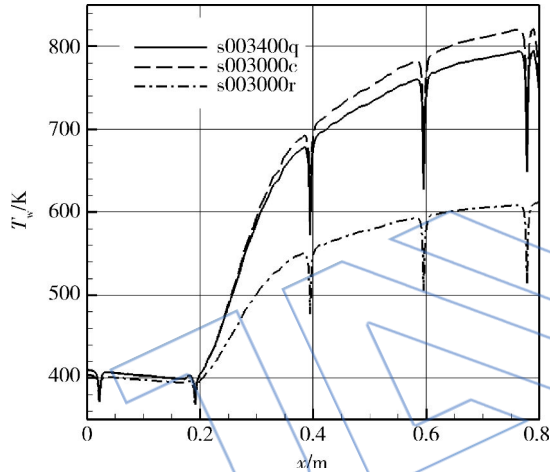


图 4 壁板迎风中心线典型时刻温度分布(1 s)
Fig. 4 Temperature distribution of panel winward center line at typical time (1 s)

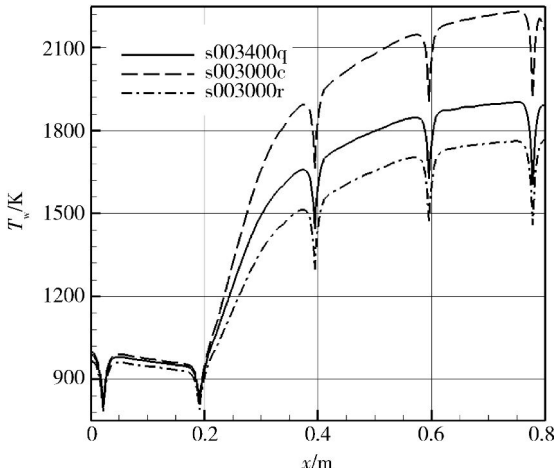


图 5 壁板迎风中心线典型时刻温度分布(10 s)
Fig. 5 Temperature distribution of panel winward center line at typical time (10 s)

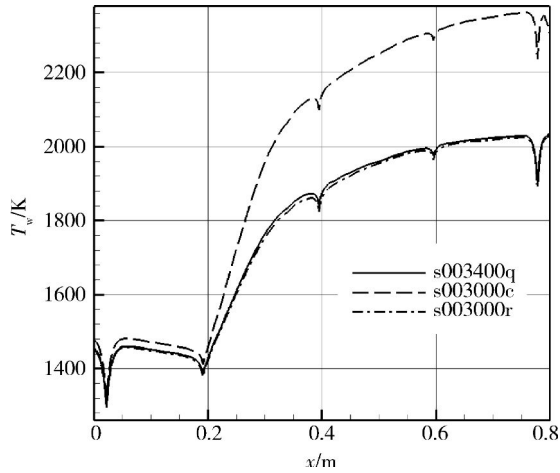


图 6 壁板迎风中心线典型时刻温度分布(40 s)
Fig. 6 Temperature distribution of panel winward center line at typical time (40 s)

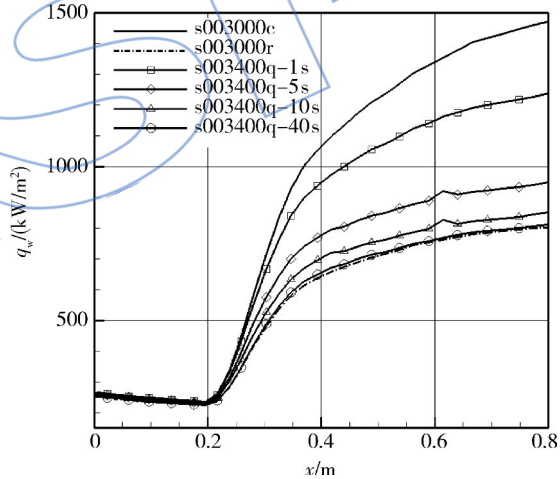


图 7 壁板迎风中心线典型时刻气动加热分布
Fig. 7 Aeroheating distribution of panel winward center line at typical time

中 $x=0\text{ m}$ 为参考点 2, $x=0.8\text{ m}$ 为参考点 2, $x=0.022, 0.778\text{ m}$ 为壁板肋, $x=0.192, 0.395, 0.596\text{ m}$ 为壁板加强筋; s003400q 表示瞬时热流边界的耦合计算, s003000c 表示冷壁热流边界的非耦合计算, s003000r 表示辐射平衡热流边界的非耦合计算. 由图可知:

1) 壁板表面流动包含 3 种流态: $x<0.2\text{ m}$ 为层流, $x>0.4\text{ m}$ 为湍流, 中间段为转捩区. 这使得沿轴向的气动加热变化较大, 参考点 2 辐射平衡气动加热约为参考点 1 的 3.2 倍.

2) 由于向壁板内部的导热作用, 肋和筋位置的温度降低, 尤其是在初始时刻(图 4 和图 5). 但是对气动加热的影响不大, 仅在 5~10 s 时对湍流

区的气动加热略有影响(图 7)。

3) 冷壁热流和辐射平衡热流构成气动加热边界。初始时刻,壁板气动加热接近冷壁热流,但整体温度不高(图 4);随着壁板温度升高,壁板气动加热逼近辐射平衡热流(图 7)。

在壁板达到辐射平衡前,冷壁热流和辐射平衡热流均存在较大误差,5 s 时的参考点 2 误差分别达 +55.1% 和 -15.4%。此时必须将气动加热和温度场进行耦合分析,才能获得准确的壁板温度分布(图 5)。

2.2 耦合参数变化规律

对于高超声速飞行器瞬态气动加热-温度场耦合计算问题,壁面气动加热边界条件可按第二类 and 第三类边界条件给出。如果按第二类边界条件,则必须在每个时刻每个壁面点重复计算其气动加热热流密度 q_w ,这样计算复杂,效率低。因此本节按照第三类边界条件给出气动加热

$$q_w = h_c (T_{aw} - T_w) \quad (10)$$

其中 h_c 为表面传热系数,壁面附近空气温度 T_f 取绝热壁面温度 T_{aw} 。

$$\begin{cases} T_{aw} = r(T_0 - T_e) + T_e \\ T_0 = T_e \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_e^2 \right) \end{cases} \quad (11)$$

式中 T_0 为总温, T_e 为边界层外缘温度, Ma_e 为边界层外缘马赫数, γ 为恢复因子(层流时, $r = Pr^{1/2}$; 湍流时, $r = Pr^{1/3}$)。由此可知, T_{aw} 是边界层外缘参数的函数,由来流条件决定,与壁面温度无关。因此,计算当地瞬时气动加热的关键在于求解当地表面传热系数 h_c 。

壁板迎风中心线 $x=0, 0.3, 0.8$ m 分别位于层流、转捩和湍流区,表面传热系数变化如表 3~表 5 所示。由表可知:

1) 真实表面传热系数位于冷壁表面传热系数和辐射表面传热系数之间。初始时刻,由于壁面温度较低,表面传热系数接近冷壁表面传热系数;随着壁面温度升高,表面传热系数逐渐逼近辐射平衡表面传热系数。

2) 不同流态区域的表面传热系数变化规律不同。层流区(表 3)的表面传热系数逐渐增大,湍流区(表 5)的表面传热系数逐渐减小,转捩区为两种变化趋势的过渡区,在 $x=0.3$ m 处的变化不大(表 4)。

3) 湍流区的表面传热系数比层流区的大得多,这是造成湍流区严重气动加热的主要原因。

表 3 壁板迎风中心线表面传热系数 ($x=0$ m)

Table 3 Surface heat-transfer coefficient of panel winward center line ($x=0$ m)

工况	$q_w /$ (kW/m ²)	$T_w /$ K	$T_{aw} /$ K	$h_c /$ (W/m ² ·K)
冷壁	265.3	300.0	6154	45.32
1 s	263.9	403.0	6154	45.89
5 s	260.1	699.7	6154	47.69
10 s	256.7	968.4	6154	49.50
20 s	253.1	1268.0	6154	51.80
40 s	251.1	1437.0	6154	53.23
辐射平衡	250.0	1532.0	6154	54.09

表 4 壁板迎风中心线表面传热系数 ($x=0.3$ m)

Table 4 Surface heat-transfer coefficient of panel winward center line ($x=0.3$ m)

工况	$q_w /$ (kW/m ²)	$T_w /$ K	$T_{aw} /$ K	$h_c /$ (W/m ² ·K)
冷壁	697.06	300.00	6263.05	116.90
1 s	649.38	564.08	6263.05	113.95
5 s	562.65	1107.95	6263.05	109.14
10 s	515.90	1441.14	6263.05	106.99
20 s	486.44	1668.55	6263.05	105.87
40 s	478.55	1733.00	6263.05	105.64
辐射平衡	470.91	1794.14	6263.05	105.37

表 5 壁板迎风中心线表面传热系数 ($x=0.8$ m)

Table 5 Surface heat-transfer coefficient of panel winward center line ($x=0.8$ m)

工况	$q_w /$ (kW/m ²)	$T_w /$ K	$T_{aw} /$ K	$h_c /$ (W/m ² ·K)
冷壁	1471.50	300.00	6274.21	246.31
1 s	1236.82	790.643	6274.21	225.55
5 s	948.921	1564.39	6274.21	201.48
10 s	850.668	1883.07	6274.21	193.72
20 s	815.314	2005.43	6274.21	190.99
40 s	809.632	2025.89	6274.21	190.58
辐射平衡	802.618	2050.68	6274.21	190.03

2.3 不同表面传热系数的影响

本节进一步分析冷壁、辐射平衡和平均表面传热系数对瞬态气动加热-温度场耦合计算的影

响.采用瞬时表面传热系数时,在每个时间步迭代计算表面传热系数.采用冷壁、辐射平衡和平均表面传热系数时,只在初始时刻计算表面传热系数.

如表 6 所示,取时间步长为 0.5 s,瞬时气动表面传热系数 h_c 需要进行 80 次气动加热计算;冷壁表面传热系数 $h_{c,c}$ 需要在冷壁条件下计算气动加热 1 次;辐射平衡表面传热系数 $h_{c,r}$ 需要在辐射平衡条件下计算气动加热 1 次;而平均表面传热系数需要分别在冷壁和辐射平衡条件下各计算 1 次气动加热(共计 2 次),然后取冷壁、辐射平衡表面传热系数的平均值 $(h_{c,c} + h_{c,r})/2$.

表 6 不同表面传热系数的气动加热计算次数

Table 6 Number of calculated times of aeroheating for different surface heat-transfer coefficients

工况	瞬时	冷壁	辐射平衡	平均
次数	80	1	1	2

前沿中心点($x=0$ m,层流区)和后沿中心点($x=0.8$ m,湍流区)的温度、气动加热变化如图 8~图 11 所示.

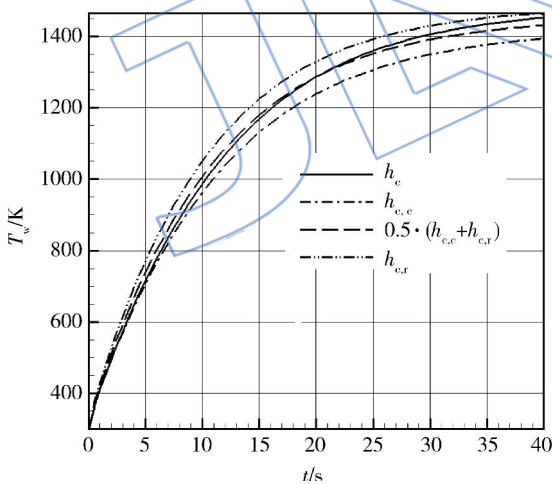


图 8 参考点 1 温度曲线

Fig. 8 Temperature curve of reference point 1

在层流区,采用冷壁表面传热系数计算的壁面温度和气动加热较瞬时解小,而采用辐射平衡表面传热系数得到的结果偏于保守;在湍流区,两者恰好相反.在工程应用中,如果气动加热较真实解小,其结构安全性难以保证.因此,冷壁和辐射平衡表面传热系数均不适合单独用于气动加热-温度场耦合计算.

平均表面传热系数很好地弥补了这一缺陷,壁面温度预测误差在 2.5% 以内.另外,飞行器舱

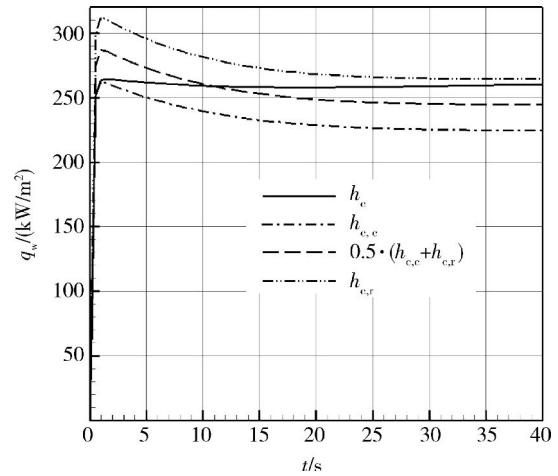


图 9 参考点 1 气动加热曲线

Fig. 9 Aeroheating curve of reference point 1

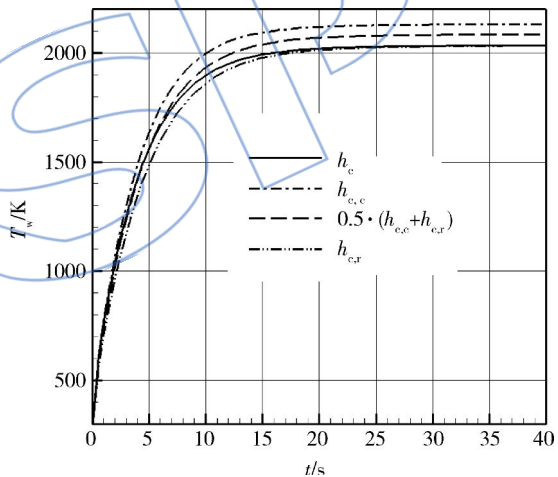


图 10 参考点 2 温度曲线

Fig. 10 Temperature curve of reference point 2

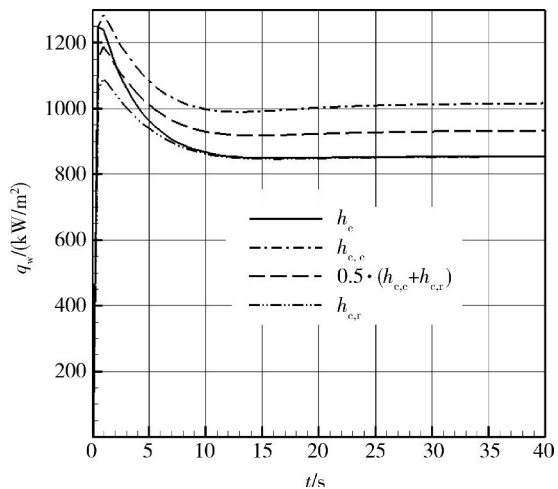


图 11 参考点 2 气动加热曲线

Fig. 11 Aeroheating curve of reference point 2

内温度主要受气动加热总量影响,平均表面传热系数在参考点1的相对误差小于2%,在受热严重的参考点2偏于保守(表7)。

表7 不同表面传热系数的气动加热总量(单位: MJ/m²)

Table 7 Total aeroheating for different surface heat-transfer coefficients (unit: MJ/m²)

位置	瞬时	冷壁	辐射平衡	平均
参考点1	10.30	9.27	10.90	10.10
参考点2	35.34	40.96	34.83	37.83

3 结 论

气动加热与温度场之间存在边界耦合关系,气动加热为温度场提供热流边界,温度场为气动加热提供温度边界。本文针对类乘波体防热壁板,开展了气动加热-温度场耦合特性分析,结果表明:

1) 在壁板未达到辐射平衡前,冷壁热流和辐射平衡热流与壁板真实气动加热均存在较大误差,此时必须将气动加热和温度场进行耦合分析,才能获得准确的壁板温度分布。

2) 真实表面传热系数位于冷壁表面传热系数和辐射表面传热系数之间;不同流态区域的表面传热系数变化规律不同;当地绝热壁面温度不随时间变化。

3) 采用平均表面传热系数进行瞬态气动加热-温度场耦合计算,具有很好的精度,满足飞行器结构设计要求。同时,该方法只进行2次气动加热计算,为瞬时表面传热系数分析的2.5%,可大大提高计算效率。

参考文献:

- [1] 宋少云. 多场耦合问题的协同求解方法研究与应用[D]. 武汉: 华中科技大学, 2007.
SONG Shaoyun. Research and application of collaborative solution method for multiphysics problems[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)
- [2] Mcnamara J J, Friedmann P P, Powell K G, et al. Three-dimensional aeroelastic and aero-thermoelastic behavior in hypersonic flow[R]. AIAA-2005-2175, 2005.
- [3] Culler A J, Mcnamara J J. Studies on fluid-thermal-structural coupling for aerothermoelasticity in hypersonic flow[J]. AIAA Journal 2010, 48(8): 1721-1738.
- [4] Spain C, Soistmann D, Parker E. An overview of selected NASP aeroelastic studies at the NASA Langley Research Center[R]. AIAA 90-25218, 1990.
- [5] 吴志刚, 惠俊鹏, 杨超. 高超声速下翼面的热颤振工程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 270-273.
WU Zhigang, HUI Junpeng, YANG Chao. Hypersonic aerothermoelastic analysis of wings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 270-273. (in Chinese)
- [6] 吕继航, 杨茂, 陈凤明. 超音速舵面热气动弹性仿真[J]. 计算机仿真, 2010, 27(3): 43-46.
LÜ Jihang, YANG Mao, CHEN Fengming. Aerothermoelastic simulation of supersonic missile rudder[J]. Computer Simulation, 2010, 27(3): 43-46. (in Chinese)
- [7] Borrelli R, Riccio A, Tescione D, et al. Thermo-structural behaviour of an UHTC made nose cap of a reentry vehicle[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(314): 441-456.
- [8] Myers D E, Martin C J, Blosser M L. Parametric weight comparison of advanced metallic, ceramic tile, and ceramic blanket thermal protection systems[R]. NASA/TM-2000-210289, 2000.
- [9] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [10] Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal of the Aerospace Science, 1955, 25(2): 73-85.
- [11] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [12] 吕丽丽, 张伟伟, 叶正寅. 高超声速再入体表面热流计算[J]. 应用力学学报, 2006, 23(2): 259-263.
LÜ Lili, ZHANG Weiwei, YE Zhengyin. The calculation of surface heating rates for hypersonic reentry-body[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(2): 259-263. (in Chinese)
- [13] 程兴华, 杨涛, 常中东. 熵层对高超声速二维钝楔气动参数的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1362-1367.
CHENG Xinghua, YANG Tao, CHANG Zhongdong. Influence of entropy layer on aerodynamics parameters for hypersonic 2-D blunt wedge[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1362-1367. (in Chinese)
- [14] CHENG Xinghua, YANG Tao, LIU Xin. An improved data exchange algorithm based on the relationships between point and triangle[J]. Advanced Materials Research, 2012, 538/539/540/541: 777-783.
- [15] Cebal J R, Loehner R. Fluid-structure coupling extensions and improvements[R]. AIAA 97-0858, 1997.