高超声速飞行器热载荷计算及影响因素分析

张利珍 王晓明

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191) (成都飞机设计研究所，成都 610041)

董素君 王 浚

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：对吸热式热防护系统和液氮为冷源的高超声速飞行器热控系统，分别采用辐射热平衡法和双层集总参数法，建立了隔热层和舱内温度场的热力学模型，实现了气动加热、隔热层导热及舱内温度场等各传热环节的解耦．在此基础上，按照X-34验证机的飞行剖面对高超声速飞行器电子设备舱热载荷进行了计算，并分析了隔热层厚度、舱内冷却气体流速及液氮量对舱内温度和电子设备温度的影响．结果表明，该方法对热传递过程各环节响应特性能够较准确的分析，在工程方案初步设计阶段具有重要的应用价值．

关 键 词：高超声速；飞行器；热控系统；热防护系统；热载荷

中图分类号：V 245

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)03-0308-05

Calculation of thermal load and impact factor analysis for hypersonic vehicle

Zhang Lizhen

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Wang Xiaoming

(Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610041, China)

Dong Sujun Wang Jun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Endothermal thermal protection system (TPS) and liquid N_2 heat sink were chosen to calculate the characteristics of thermal control system (TCS) in hypersonic vehicle. The methods of radiation balance and double lumped parameter were adopted to obtain the thermodynamic model of adiabatic layer and cabin air temperature. Therefore, aeroheating, adiabatic layer heat transfer and cabin air temperature were decoupled. On the basis of flight profile of X-34 hypersonic vehicle, the thermal load of avionics bay was calculated. Besides, the influence of adiabatic layer, cooling gas velocity and liquid N_2 amount on cabin air as well as the equipment temperature were analyzed. The results show that this method could get the response characteristics of heat transfer sections, which played an important part in the primary stage of hypersonic vehicle design.

Key words: hypersonic flow; vehicle; thermal control system; thermal protection system; thermal load

高超声速飞行器在飞行过程中面临严重的“热障”问题，是高超声速飞行器热防护和热控制

收稿日期：2008-03-19

基金项目：航空科学基金资助项目(2006ZC5135)

作者简介：张利珍(1981—)，女，河南开封人，博士生，zhanglz0914@163.com.

研制的关键技术之一. 热控系统的热载荷计算受气动热、隔热层及舱内冷却方式的影响,各传热环节密切相关,相互耦合.

高超声速飞行器可采用的热防护系统有吸热式、烧蚀式、辐射式、发汗式等;热控制技术有通风冷却、相变制冷、电加热、热管等[1-2]. 本文选择吸热式被动热防护系统,舱内发热设备采用开放式气体冷却(冷却介质为液氮),以美国 X 系列某高超声速验证机为依托,对高超声速飞行器隔热层传热情况及舱内热载荷进行计算.

1　热力学模型

1.1　气动加热模型

采用工程上常用的热辐射平衡模型[1],假设除对流加热和壁面辐射外不计其它热流,则壁面热平衡公式为

$$q_w=\frac{\alpha_w}{c_{pw}}(h_r-h_w)-\varepsilon\sigma T_w^4 \tag{1}$$

式中,q_w 为壁面上单位面积热流量;α_w 为壁面对流换热系数;c_{pw} 为壁面气体比热;h_r 为气体的恢复比焓;h_w 为壁面气体比焓;ε 为辐射率;σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常量;T_w 为壁面气体温度.

在稳态飞行状态下 $q_w=0$,此时的 T_w 即为平衡温度.

1.2　隔热层热传导计算

高超声速飞行器机体表面都采取了热防护措施,选择吸热式热防护材料时,遵循比热容大、导热率小、质量轻、强度高等原则. 依靠其大的热阻将气动热阻隔在机体外面,同时利用自身大热容将通过壁面导入的热量吸收,从而保证内部壁温不超过允许值,减少进入舱内的热载荷. 隔热层主要布置在飞行器气动加热严重的部位,如机头、机翼前缘、舵面前缘及其它迎风面等[1]. 典型热防护结构如图 1 所示:最外层为耐高温金属蒙皮,次外层为热防护材料(厚度根据飞行器不同部位热载荷大小确定),内层为机体结构.

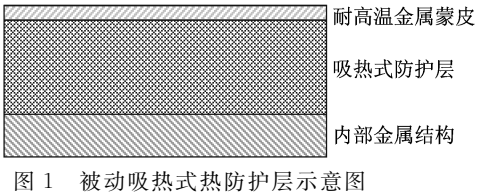

图 1　被动吸热式热防护层示意图

导热热阻较大的热防护材料内部温度梯度较大,不能按集总参数法来处理,必须用导热微分方程来求解. 由于飞行器壁面的曲率半径较大,且厚度相对半径来说是个小量,因此导热过程可以简化为一维平板导热问题. 假设固体物性参数不随温度而变化,导热微分方程可写为[3]

$$\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial\tau}=a\frac{\partial^2 T(x,\tau)}{\partial x^2}$$
$$0\leqslant x\leqslant\delta,0\leqslant\tau\leqslant\tau_0 \tag{2}$$

式中,T 为温度;x 为沿壁厚方向的坐标;δ 为壁厚;τ 为时间;a 为热扩散率;τ_0 为计算时长.

初始条件按某一稳定状态时温度分布给出:

$$T(x,0)=T(0,0)-\frac{Bi}{Bi+1}\cdot\frac{x}{\delta}[T(0,0)-T_k] \tag{3}$$

式中 Bi 为毕渥数.

边界条件的选择,对于外表面,取温度分布:

$$T(x,\tau)=f(\tau) \tag{4}$$

对于内表面,忽略热辐射,只考虑气体与壁面之间的对流换热,则有

$$-\lambda\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial x}\bigg|_{x=\delta}=\alpha[T(\delta,\tau)-T_k] \tag{5}$$

式中,λ 为导热系数;α 为对流换热系数;T_k 为舱内平均温度.

采用 Crank-Nicholson 隐式差分格式对式(2)进行时间和空间上的离散. 从初始时间层出发步步向前推进时,规定空间导数的差分按每一时间层的中间时刻之值进行计算,所有离散格式均为二阶精度. 对非稳态项采用中心差分,得到

$$\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial\tau}=T_t\left(x,\tau+\frac{k}{2}\right)=$$
$$\frac{T(x,\tau+k)-T(x,\tau)}{k}+O(k^2) \tag{6}$$

式中,T_t 为某处温度对时间求一阶导数;k 为离散时的时间步长.

扩散项的离散采用先对其前后时间层分别中心差分,然后相加取平均值的办法得到

$$\frac{\partial^2 T(x,\tau)}{\partial x^2}=T_{xx}\left(x,\tau+\frac{k}{2}\right)=$$
$$\frac{T_{xx}(x,\tau)+T_{xx}(x,\tau+k)}{2}=$$
$$[T(x-h,\tau+k)+2T(x,\tau+k)+$$
$$T(x+h,\tau+k)]/2h^2+[T(x-h,\tau)+$$
$$2T(x,\tau)+T(x+h,\tau)]/2h^2+O(h^2) \tag{7}$$

式中,T_{xx} 为某处温度对时间求二阶导数;h 为离散时的空间步长.

忽略误差项 $O(k^2)$ 和 $O(h^2)$ 并以 $T_{i,j}$ 近似代替精确值 $T(x_i,\tau_j)$,令 $r=ak/h^2$,再将方程重新整理可得式(2)的隐式差分方程:

$$-rT_{i-1,j+1}+(2+2r)T_{i,j+1}-rT_{i+1,j+1}=$$
$$rT_{i-1,j}+(2-2r)T_{i,j}+rT_{i,j} \tag{8}$$

式中 $i=2,3,\cdots,m-1$.

将式(8)转化为矩阵形式,需要结合边界条件对2个边界节点的差分方程进行处理.对第1个节点,由式(8)将已知值移到等式右边,有

$$(2+2r)T_{2,j+1}-rT_{3,j+1}=$$
$$rT_{1,j+1}+rT_{1,j}+(2-2r)T_{2,j}+rT_{3,j} \quad (9)$$

对第 m 个节点,先作如下处理,将式(2)在第 m 个节点处对空间进行一次积分:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau}\Delta x=a\left.\frac{\partial T}{\partial x}\right|_{m}-a\left.\frac{\partial T}{\partial x}\right|_{m-1} \quad (10)$$

式中下标 m,$m-1$ 表示该导数项是第 m 和第 $m-1$ 个节点处的导数.将上式离散化为差分方程:

$$\frac{T_{m,j+1}-T_{m,j}}{k}h=a\left.\frac{\partial T}{\partial x}\right|_{m}-a\frac{T_{m,j+1}-T_{m-1,j+1}}{h} \quad (11)$$

根据式(5),有

$$-\lambda\left.\frac{\partial T}{\partial x}\right|_{m}=\alpha(T_k-T_{m,j+1})$$

对上式作等价变换并将其代入式(11)重新整理得

$$rT_{m-1,j+1}+\left(1-\frac{\alpha k}{\rho c h}-r\right)T_{m,j+1}=T_{m,j}-\frac{\alpha k}{\rho c h}T_k \quad (12)$$

式中,ρ 为材料密度;c 为材料比热容.

结合式(8)、式(9)、式(12),第 $j+1$ 时层的温度场求解方程组可表示如下:

$$\begin{bmatrix} 2+2r & -r & & & & \\ -r & 2+2r & -r & & 0 & \\ & \ddots & \ddots & \ddots & & \\ & & -r & 2+r & -r & \\ & 0 & & \ddots & \ddots & \\ & & & & -r & 1-\frac{\alpha k}{\rho c h}-r \end{bmatrix}_{(m-1)\times(m-1)} \begin{bmatrix} T_{2,j+1} \\ T_{3,j+1} \\ \vdots \\ T_{p,j+1} \\ \vdots \\ T_{m-1,j+1} \\ T_{m,j+1} \end{bmatrix} =$$
$$\begin{bmatrix} r(T_{1,j+1}+T_{1,j})+(2-2r)T_{2,j}+rT_{3,j} \\ rT_{2,j}+(2-2r)T_{3,j}+rT_{4,j} \\ \vdots \\ rT_{p-1,j}+(2-2r)T_{p,j}+rT_{p+1,j} \\ \vdots \\ rT_{m-2,j}+(2-2r)T_{m-1,j}+rT_{m,j} \\ T_{m,j}-\frac{\alpha k}{\rho c h}T_k \end{bmatrix} \quad (13)$$

采用适当数值计算方法解此线性方程组即可求得隔热层面内温度分布.

1.3 内部热载荷计算

内部热载荷计算,包括计算隔热层导热时内壁面边界条件的给定,都与舱内温度场变化有关.本文采用两层嵌套式集总参数法[4],基本思想如下:

1) 在进行隔热层导热状况的计算时,将舱内所有设备及冷却气体看作为一个节点,该节点的发热功率为所有内部发热部件的总发热功率之和减去冷却气体带走的热量,热容为舱内所有设备及冷却气体热容之和.计算时只考虑内部整体节点与飞行器内壁表面之间的换热,此为第1层环节.通过该环节的计算得到内部整体节点平均温度 T_k 随飞行时间的变化规律;

2) 在进行舱内温度场计算时,只考虑每个设备与内部整体节点之间的换热关系.此为第2层环节.通过该环节的计算得到每个设备平均温度随飞行时间的变化规律.

1.4 内部节点设备温度场计算

考虑每个设备与内部整体节点之间的换热,其换热微分方程为(忽略辐射项)

$$C_i\frac{\mathrm{d}T_i}{\mathrm{d}\tau}=-\alpha_i F_i(T_i-T_k)+\dot{Q}_i \quad (14)$$

式中,i 为设备号;C_i 为设备热容;F_i 为换热面积;$\dot{Q}_i$ 为发热功率.

解此微分方程即可得到舱内各设备平均温度随飞行时间的变化规律.

2 算例分析

美国X-34验证机在基于火箭推进系统的高超声速飞行器相关技术验证项目中具有典型性[5-8].本文选择编号为X1004601的包线,高度

和马赫数随时间变化曲线如图 2.

结合工程算法,先对某高超音速飞行器样机几个典型位置的气动热和表面温度进行了计算,其结果与相关文献较为接近[9].然后,以此计算结果为边界条件,在考虑隔热措施的条件下,对隔热层导热及舱内热载荷进行了计算.

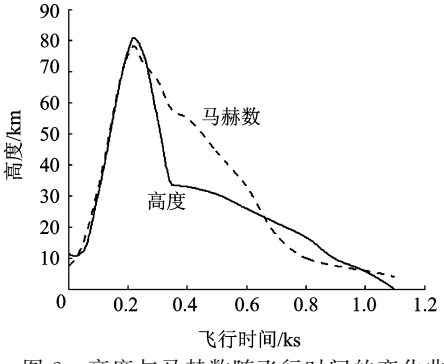

图 2　高度与马赫数随飞行时间的变化曲线

计算时进行如下假设:

1) 计算局部隔热层导热时按偏保守(亦即偏安全)的方法进行,对一定面积机体表面取某一受热较严重的点为特征点,按该点的温度和热流进行计算;

2) 计算气动加热导致舱内热载荷增加量时,对一定面积内壁表面取某一受热较严重的点为特征点,按该点的温度及换热系数进行计算;

3) 计算气动热导致舱内热载荷增加量时,按集总参数法的思想,取舱内平均温度进行计算.

3　计算结果及分析

3.1　隔热层及舱内平均温度

考虑到计算时壁面内部边界条件的给定与舱内流场及发热设备状况相关,补充如下假设:舱内发热设备采用开放式气体冷却,冷却介质为液氮;液氮蒸发潜热和显热被完全利用,不计泄漏等因素造成的损失;将舱内气体、结构及所有发热设备当作一个整体热节点,采用集总参数法思想,计算舱内整体与内壁表面之间的对流换热对舱内平均温度的影响.

针对不同情况的计算结果如图 3～图 5.

由结果可知:

1) 隔热层厚度 δ、舱内气流速度 v 及制冷剂流量 m 大小都会对内壁表面温度及舱内平均温度 T_k 产生影响.δ 越厚、v 越大、m 越大,内壁表面温度和 T_k 越低;δ 对内壁表面温度的影响较大,m 大小对 T_k 影响较大;

2) 若采用通过增加 v 进而增加热交换系数的方法来降低舱温,效果很不理想,并且代价较高;若采用通过增加 δ 进而减少导入舱内气动热载荷的方法来降低舱温,效果明显,但全机重量会急剧加大;若采用通过增加 m 的方法来降低舱温,效果明显,但制冷剂消耗量增大,且液氮容器为高压容器,重量和体积都较大.

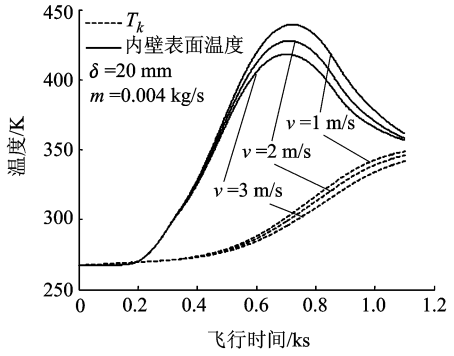

图 3　不同 v 对内壁温度和 T_k 的影响

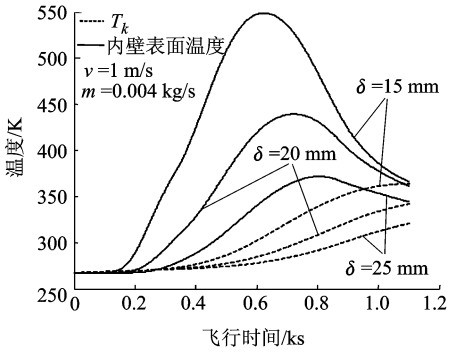

图 4　不同 δ 对内壁温度和 T_k 的影响

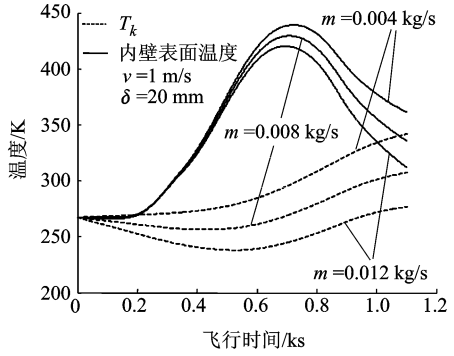

图 5　不同 m 对内壁温度和 T_k 的影响

3.2　舱内热载荷

给定条件:$v=1$ m/s,$\delta=20$ mm,$m=0.012$ kg/s,舱体表面积 $F=8.5$ m^2,$T_k\leqslant 70$℃,飞行时间 $\Delta t=1\,100$ s,各设备的主要参数如表 1 所示.计算得电子设备舱总热载荷约为 4 968 kJ(其中设备发热 2 200 kJ,通过隔热层进入舱内的气动热 2 768kJ).

表 1　电子设备舱主机设备参数表

i	C_i/(J·W^{-1})	$\dot{Q}_i$/W	F_i/m^2

1	2000	300	0.50
2	3000	250	0.50
3	5000	600	0.65
4	3500	150	0.55
5	4500	300	0.60
6	7000	400	0.80

3.3 舱内温度场

计算中取各节点设备平均温度,舱内节点设备平均温度计算结果如图6所示.

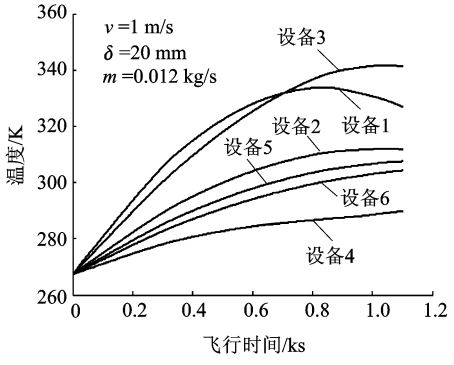

图6 舱内各设备温度随飞行时间的变化

由计算结果可知:假设换热均匀和设备始终工作,提供恒定流率制冷剂可满足在自主飞行阶段设备的温度要求.但对于较长时巡航的飞行器,液氮消耗量很大.以图6情况为例,若巡航20 min,仅电子设备舱冷却需消耗液氮就达14 kg,此外容器本身也要占很大重量.如果考虑全机其它有环控要求的舱段,液氮系统总重量将相当大.

实际情况下,由于电子设备工作状态随时变化,冷却气体流场很难绝对均匀,必然导致温度场不均匀,使部分电子设备温度偏高或偏低.需采用CFD软件较精确的模拟温度场的分布,工程上还需要通过热模拟试验来确定液氮喷嘴分布位置、方式及液氮的流量分配.

4 结束语

高超声速飞行器气动加热的影响对飞行器的热防护系统及热控制系统设计提出了更高的要求和挑战.本文根据高超声速流动的特征,在系统方案初步设计阶段,通过合理简化研究对象,对热传递过程各环节的响应特性进行了分析.文中分别计算并分析了隔热层厚度、舱内冷却气体流速及制冷剂流量供给对舱内温度和设备温度的影响,为高超声速飞行器热控方案的进一步详细设计提供了依据和参考.

参考文献(References)

[1] 范绪箕.气动加热与热防护系统[M].北京:科学出版社,2004:75-129
Fan Xuji. Aeroheating and thermal protection system[M]. Beijing: Science Press, 2004: 75-129(in Chinese)

[2] 王浚,王佩广.高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法[J].北京航空航天大学学报,2006,32(10):1129-1134
Wang Jun, Wang Peiguang. Integrated thermal protection and control design methodology for hypersonic vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1129-1134(in Chinese)

[3] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].北京:高等教育出版社,1998:71-80
Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat transfer[M]. Beijing: China Higher Education Press, 1998: 71-80(in Chinese)

[4] 李运泽,魏传锋,袁领双,等.卫星热控系统的动态特性建模与仿真[J].北京航空航天大学学报,2005,31(3):372-374
Li Yunze, Wei Chuanfeng, Yuan Lingshuang, et al. Dynamical modeling and simulation of satellite thermal control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 372-374(in Chinese)

[5] Kleb W L, Wood W A, Gnoffo P A. Computational aeroheating predictions for X-34[R]. AIAA-98-0879, 1998

[6] Wurster K E, Riley C J, Zoby E V. Engineering aerothermal analysis for X-34 thermal protection design[R]. AIAA-98-16690, 1998

[7] Brauckmann G J. X-34 vehicle aerodynamic characteristics[R]. AIAA-98-32431, 1998

[8] Tang Lei, Wei Shyy, Utturkar Y, et al. Proper orthogonal decomposition and response surface method for TPS/RLV structural design and optimization: X-34 case study[R]. AIAA-2005-839, 2005

[9] Riley C J, Kleb W L. Aeroheating predictions for X-34 using an inviscid-boundary layer method[R]. AIAA-98-0880, 1998

(责任编辑:赵海容)