高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法

王 浚 王佩广

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 围绕高超声速飞行器所遭遇的"热障"问题,阐述了防热与热控系统一体化设计的思想,指出将机身结构、防热与热控系统、推进系统耦合在一起进行一体化设计是解决"热障"问题的有效途径,并提出了不同任务需求的高超声速飞行器防热与热控系统方案思路. 介绍了部分防热材料的性能,指出了在设计中选择防热材料的原则. 对防热与热控系统的优化方法进行了探讨,指出了防热与热控系统一体化设计中涉及的关键技术,举例说明了防热与热控一体化设计的基本流程.

关 键 词: 高超声速流动; 飞行器; 防热; 热控

中图分类号: V 245

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)10-1129-06

Integrated thermal protection and control system design methodology for hypersonic vehicles

Wang Jun Wang Peiguang

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To solve the problem of heat barrier which a hypersonic vehicle would encounter during its mission, the idea that thermal protection system design should be integrated with thermal control system design was described. It was concluded that the airframe structure design should be coupled with design of thermal protection system, thermal control system and propulsion system. It was regarded as an effective solution to heat barrier problem. Considerations of thermal protection and control concepts for hypersonic vehicles which had different missions were put forward. Properties of some thermal protection materials were introduced and principles to select thermal protection materials in a design were addressed. Optimization of integrated thermal protection and thermal control system was discussed. Key technologies concerning the integrated design methodology were put forward. An example was put forth to illustrate the essential approach of the integrated design methodology.

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

高超声速飞行器是21世纪世界各主要航天大国研究的热点,它具有极其重要的商业和军事应用价值,对国家安全具有极大的战略意义[1-2]. 高超声速飞行器在大气层中以 Ma 大于5的速度飞行,遭遇到的气动加热环境极其严重. 如果缺乏可靠的防热与热控系统的保护,飞行器的诸多子系统,如航电系统、飞控系统、起落架、第二能源系统以及乘员舱等将暴露在高温下,致使飞行器烧毁和乘员伤亡. 根据此类飞行器的飞行特性,从提高飞行器性能的角度出发,其防热与热控系统需要采取一体化设计的方法[3-4]. 本文围绕高超声速飞行器防热与热控问题,阐述了一体化设计的思想.

1 设计方法

一体化设计要求从系统的角度出发,综合考虑重量、性能、成本、可靠性、代偿损失等因素,将

收稿日期: 2006-05-30

作者简介: 王 浚(1935-), 男, 山西孝义人, 院士, wpg@ase.buaa.edu.cn.

机体结构、防热系统、热控系统乃至推进系统等耦合在一起进行设计. 采用这种方法能够提高飞行器结构效率,增强可靠性,降低开发成本. 为已知任务需求的高超声速飞行器选择适当的防热与热控系统大致分为以下几步:

1) 设计候选方案;

2) 对候选方案性能进行评估;

3) 进行取舍研究,选择最适合的方案;

4) 优化飞行包线,重新评估所选方案.

高超声速飞行器防热与热控系统设计流程框图如图1所示.

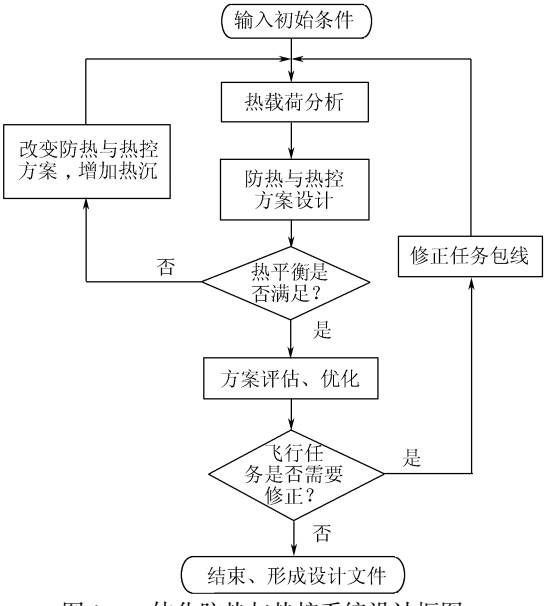


图1 一体化防热与热控系统设计框图

2 防热与热控系统方案设计

不同任务需求的高超声速飞行器热环境差别很大,因而其防热与热控系统类型也有很大差异. 但总的来说,高超声速飞行器所使用的主要防热与热控方案可分为被动式、半被动式和主动式3类[5]. 一体化防热与热控系统要求3种类型相结合,通过合理设计,最大限度发挥系统的功能.

2.1 热环境与热载荷分析

任务需求确定以后,准确分析飞行器任务不同阶段的热环境及计算热载荷是进行防热与热控系统设计的依据.

在地面停机阶段,太阳辐射及与周围空气的对流换热是飞行器外部热载荷的主要来源;在加速爬升和高速巡航阶段,气动加热和飞行器表面的热辐射是传热的主要形式;在轨飞行阶段(如果飞行器入轨的话),太阳辐射、地球反照以及向宇宙深空的热辐射则成为飞行器与外界进行热量交换的主要方式.

2.1.1 气动加热计算

方案论证阶段可采用工程预测方法对作用在飞行器外表面的热流 q_w 进行计算[6]. 目前有很多种计算 q_w 的方法,在工程实际中应用比较广泛的有参考焓法,跟踪流线法和几何流线法[7-9]. 以下是参考焓法得出的计算公式[7]:

驻点热流:

$$q_{ws} = 0.767 Pr^{-0.6} (\rho_e \mu_e)^{0.43} (\rho_w \mu_w)^{0.07} \times \sqrt{\frac{du_e}{dx}} (h_s - h_w) \tag{1}$$

层流情况:

$$q_{wl} = 0.22 (Re_{\theta e})^{-1} \left(\frac{\rho^*}{\rho_e}\right) \left(\frac{\mu^*}{\mu_e}\right) \rho_e u_e \times (h_{aw} - h_w) Pr^{-0.6} \tag{2}$$

湍流情况:

$$q_{wt} = c_1 (Re_{\theta e})^{-m} \left(\frac{\rho^*}{\rho_e}\right) \left(\frac{\mu^*}{\mu_e}\right)^m \rho_e u_e \times (h_{aw} - h_w) Pr^{-0.4} \tag{3}$$

边界层转捩情况:

$$q_w = q_{wl} + w_f (q_{wt} - q_{wl}) \tag{4}$$

式中,q 为当地热流;Pr 为普朗特数;Re 为雷诺数;u 为速度;μ 为粘性系数;$Re_{\theta e}$ 为根据边界层外缘参数计算的动量厚度雷诺数;h_{aw} 为绝热壁的焓值;h_w 为当地壁面焓值;w_f 为间断因子.

在式(3)中

$$c_1 = (1/c_2)^{2N/(N+1)} [N/(N+1)(N+2)]^m \tag{5}$$

其中

$$N = 12.57 - 6.5 \ln Re_{\theta e} + 1.21 (\ln Re_{\theta e})^2$$

$$m = 2/(N+1)$$

$$c_2 = 2.24333 + 0.93N$$

计算所需初值和边界条件为:飞行高度 H,来流马赫数 Ma_∞,攻角 α,飞行器外表面几何形状等.

在防热与热控系统一体化设计中,将流场与结构传热进行一体化计算更加符合实际飞行过程,同时也能更深入地了解防热系统材料的热响应问题,对防热材料的选用和组合方式具有重要的意义[10-11].

穿过防热系统进入飞行器内部的气动热将成为热控系统热载荷的一部分. 因而对防热系统多层壁传热过程进行分析和计算是进行防热与热控系统一体化设计的关键,对系统的优化设计具有重要意义. 文献[12]对防热系统多层壁隔热结构的传热机理进行了研究,建立了结构瞬态传热数值分析模型.

2.1.2　热载荷分析

飞行器的外部载荷主要由气动加热产生,而舱内热载荷主要由穿过防热系统进入舱室的结构热载荷及舱内各种分系统、电子设备、乘员等产生的附加热载荷组成. 通常任务各附加热载荷在进行瞬态热载荷计算的时候不发生变化或发生的变化很小. 稳定状态下舱内热载荷的计算式[13]为

$$Q_T = Q_W + Q_B + Q_S + Q_R + Q_P + Q_E \quad (6)$$

式中,Q_T 为舱内热载荷;Q_W 为通过舱室外壁的热流;Q_B 为通过舱内隔板壁面的热流;Q_S 为通过透明表面的太阳辐射热流;Q_R 为舱室隔板壁面之间的辐射热流;Q_P 为舱内乘员散发的热流;Q_E 为舱内电子电气设备散发的热流. 根据飞行器的实际情况,可对式(6)进行必要的简化,如对无人飞行器可省略乘员散发的热流 Q_P 等等.

实际飞行过程是一个瞬态变化过程,随着飞行高度和速度的快速变化,飞行器外表面的气动加热将发生变化,舱内温度变化及热控系统的工作负荷也将是一个瞬态的变化过程. 瞬态热载荷的计算需要考虑结构热容量的影响.

舱室结构按照自身热特性的不同,可分为绝热壁和非绝热壁 2 类. 对于透明表面和导热系数较小的材料结构,可认为是绝热层结构,而导热系数较大的金属材料结构则按照非绝热壁处理. 计算通过非绝热壁的瞬态热载荷,关键在于用集总参数法求解薄壁物体的温度响应. 绝热层具有一定的厚度,导热系数很小,不能按照薄壁物体采用集总参数法进行处理,须通过求解不稳定导热微分方程得出壁内温度分布,进而求得瞬态热载荷. 参考文献[13]中提出了几种典型的非绝热壁及绝热壁瞬时温度和热流的计算方法.

2.2　方案设计与材料选择

一体化设计方案的特点是 3 种防热方式相结合(被动式,半被动式和主动式),将机体结构、防热系统、热控系统耦合在一起进行设计,其关键在于选择合适的热沉,能同时满足气动热载荷及舱内热载荷的冷却要求.

2.2.1　热沉选择

热沉选择需要考虑几个因素:①易于取得;②重量轻;③代偿损失小.

目前高超声速飞行器普遍使用液氢作为推进剂,液氢的沸点为 20 K,考虑到输送管道及发动机部件所用材料的强度,氢气进入发动机燃烧的上限温度约为 1 033 K,因此液氢燃料有很大的热容量,作为高超声速飞行器一体化防热与热控系统的热沉使用是一个不错的选择. 另外,相变蓄热材料的相变潜热巨大,在液氢燃料热沉不足以满足冷却要求时作为辅助热沉使用也是很好的选择. 几种常用的液气相变材料的性能参数如表 1 所示.

吸热型碳氢燃料是一种新型燃料,它既可以利用本身的物理热沉(显热和潜热)来冷却飞行器的热载荷,还可以利用在气相条件下发生的化学反应吸收热量(化学热沉),因而吸热型碳氢燃料的冷却能力远大于低温液氢燃料.

2.2.2　方案设计

一体化防热与热控方案布局如图 2 所示[14].

根据对任务需求和热环境的分析结果,飞行器的防热结构可选吸热式结构、辐射式结构、夹层式主动冷却结构或这几种结构的组合. 其中辐射式结构有冷结构和热结构之分,热结构由于兼有承载气动力和气动热的优点,在高超声速飞行器防热结构中应当优先考虑.

不同任务需求的飞行器,方案的侧重点也不同. 以加速任务为主的飞行器,其推进系统多为火箭发动机,达到一定的速度和高度后,发动机就被关闭,剩余的阶段飞行器采取无动力飞行方式,如 X-34 等飞行验证机,飞行时间短、气动总加热量较小. 此类飞行器可选用被动式为主,半被动式为辅的防热结构. 防热系统采用热结构+隔热层方式,热结构通过辐射散失大部分气动热,隔热层则阻止剩余热量向内部传递,同时利用本身的热容量积蓄部分热量,最后仅有很少的一部分进入飞行器内部,成为热控系统的载荷. 在局部严重加热区域,如鼻锥、翼前缘、舵面等处,采用热管吸收这些部位的热量并传递到较低温区,通过辐射将热量排散. 舱内热载荷则利用冷却回路进行冷却,将热量传递给液氢和相变材料热沉.

表 1　常用液气相变材料性能参数

相变材料	标准沸点/K	潜热值/(kJ·kg^{-1})	密度/(kg·m^{-3})	分子量	比热容/(kJ·kg^{-1}·K^{-1})
水	373.00	2 500.0	1 000.0	18.020	1.000
液氨	239.75	1 369.7	682.0	17.030	2.150
液氧	90.17	212.3	1 140.0	32.000	0.916
液氮	77.35	197.6	810.0	28.020	1.050
液态空气	78.80	20.5	873.0	28.960	1.006
液氢	20.27	445.9	71.0	2.016	14.300
液氦	4.13	20.2	124.8	4.003	5.275

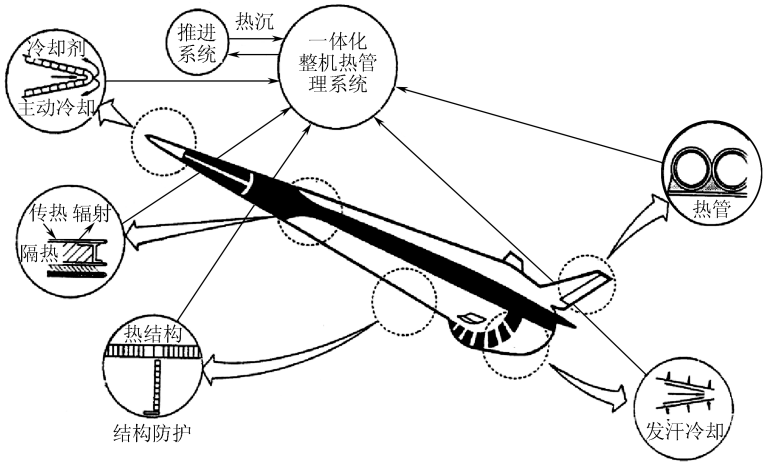


图 2 一体化防热与热控方案布局

加速/巡航的飞行器多采用组合式循环发动机,在一次任务中可能存在多次加减速或高超声速巡航过程,发动机要多次循环启动. 飞行时间较长,气动加热总加热量较大,因而对飞行器热防护系统的隔热性能提出了更高的要求. 该类飞行器防热系统须以主动冷却方案为主,将飞行器制成夹层结构或布置流动通道,冷却剂在夹层或通道结构中流动吸收气动热以达到冷却目的.

使用吸热型碳氢燃料的飞行器,可利用燃料的化学热沉作用吸收气动热,由于化学热沉与传统的利用显热或潜热的热沉相比大得多,因此冷却热载荷的效果会更好,这种方案的技术难度比较大. 图 3 所示为使用吸热型碳氢燃料冷却的方案示意图. 温度特别高的头锥、前缘、舵面等处可综合应用发汗、热管等冷却措施.

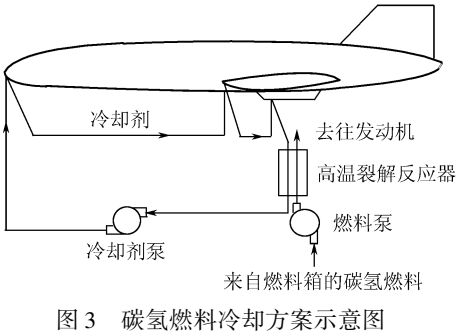


图 3 碳氢燃料冷却方案示意图

2.2.3 防热材料选择

防热材料的研发与制造技术是高超声速飞行器研制的关键. 高超声速飞行器机身结构材料兼有防热与承载的双重作用,对防热材料的基本要求是比重小、强度高、承受冲击能力强和耐高温. 可选用的材料包括镍基合金、难熔合金、金属间化合物、陶瓷纤维增强的金属基复合材料、陶瓷及碳碳复合材料以及轻质隔热材料. 未来还需要研制开发超轻合金材料、陶瓷基超高温材料、功能梯度材料等.

飞行器外表面防热系统材料的选取以热载荷在外表面的分布情况为基础. 对飞行器外表面划分温区,不同的温区采用不同的防热材料,这样有利于减轻机体重量,节约成本. 热结构不仅要散热,还要承载气动载荷,所选用的材料比重要小,高温下机械强度要求高. 外蒙皮选用耐高温抗氧化材料及高发射率涂层材料,如钛合金、镍合金或金属基复合材料. 头锥、翼前缘及舵面等处可选用 C/C,C/SiC 或 SiC/SiC 等. 隔热材料主要是各种高温无机纤维,如氧化硅、氧化铝、陶瓷等. 热管结构多用耐高温金属制成. 表 2 中列出了部分防热材料的性能参数.

2.3 方案筛选与优化

2.3.1 方案筛选

在方案论证阶段,需要准备几套不同的备选方案. 但备选方案的数目不宜太多,否则会造成方案筛选的工作量太大. 每套备选方案都必须满足飞行器防热与热控的最低要求.

表 2 部分防热材料的性能参数

材料	密度/(g·cm^{-3})	刚度/(GN·m^{-2})	抗蠕变温度/℃	抗氧化温度/℃	室温塑性/%
钛合金	4.54	110	540	590	20
钛铝化合物 α-2	4.84	145	730	705	2~4
钛铝化合物 γ	4.04	176	900	815	1~3
高温合金	8.30	207	1 090	1 090	3~10

飞行器类型与任务需求确定后,对防热与热控方案进行评价和筛选是系统设计中比较关键和有意义的工作. 方案筛选需要对备选方案性能表现进行详细的评估,评估标准包括所有重要的设计参数,如系统质量、防热性能、制造成本、开发成本、技术风险、安全性、可靠性、尺寸要求、检修和维护性以及对飞行器一体化设计的影响等等. 评价必须是综合性的,不能从某一项指标来评价整个系统,因此需要将各种评价因素转换为对飞行器的代偿损失.

一般来说,高超声速飞行器对质量变化最为敏感,因此在评价方案的时候,防热与热控系统的质量应该拥有最高的权重系数,其次是系统的可靠性和安全性. 文献[14]中确定了某类型综合热管理系统几个主要评价因素的权重系数,如表 3 所示. 在实际应用中,应当根据飞行器的特点和所执行的任务等具体情况确定各个评价因素的权重系数. 如对有人飞行器,乘员的安全性应该具有很高的权重系数.

表 3　几个主要评价因素的权重系数

评价因素	系统质量	可靠性	能源需求	毒性	火灾危险性	设计弹性	开发风险性	温度控制能力
权重系数	10	4	2	1	2	1	2	4

2.3.2　方案优化

经过方案筛选,最终确定防热与热控系统方案以后,需要对方案进行优化. 该优化过程是一个多设计变量,多约束条件的非线性规划问题. 对于高超声速飞行器来说,可以将飞行器性能代偿损失作为优化的目标函数. 对防热与热控系统来说,在满足系统防热与热控要求的前提下,系统要求有最小的质量,这是一个约束极值问题. 文献[15-16]分别探讨了飞机环控系统、航天器热控系统的优化问题,在进行高超声速飞行器防热与热控一体化系统优化设计时值得借鉴.

3　设计举例

某高超声速飞行器,采用火箭发动机,使用低温液氢燃料,其飞行包线如图 4 所示. 某高超声速飞行器,采用火箭发动机,使用低温液氢燃料,飞行器由载机携带至 1.2 *km* 高空投放,然后发动机点火. 其最大飞行马赫数为 8.8,最大高度 80 *km*. 飞行时间-高度曲线如图 4 所示.

经计算[17],324 *s* 时飞行器气动加热出现峰值温度和热流,其头锥、翼前缘、侧边缘、舵面部位的峰值热流和最高温度见表 4 所示.

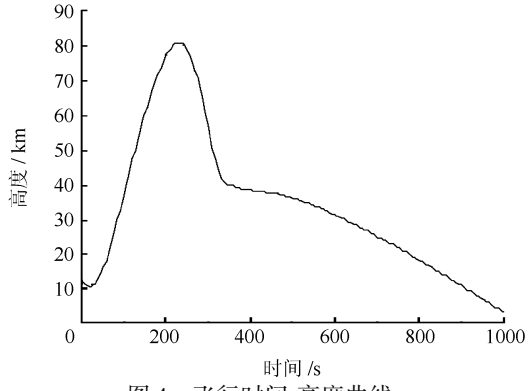


图 4　飞行时间-高度曲线

由于飞行时间较短,飞行器的气动加热总加热量较小,因而可采用热结构+隔热层的热防护方案. 机身结构材料选用耐热轻质的钛合金,其抗蠕变温度和抗氧化温度分别达到 540℃和 590℃. 头锥、翼前缘、侧边缘及舵面等高温部位采用 *C/C* 材料,并覆有抗氧化涂层. 经过抗氧化处理以后,*C/C* 材料的使用温度可超过 1 650℃. 隔热材料选用低密度无机纤维隔热材料.

表 4　峰值热流与最高温度

参数	头锥	翼前缘	侧边缘	舵面
峰值热流/($W \cdot cm^{-2}$)	13.8	17.4	7.0	7.4
最高温度/*K*	1 300	1 378	1 098	1 115

热控系统的工作负荷包括穿过防热系统进入舱内的气动热以及舱内各子系统产生的热量. 由于该飞行器在加速爬升阶段结束以后发动机关闭,液氢燃料流量无法在整个飞行包线内满足飞行器的冷却要求,因此选用相变材料来弥补热控系统冷却能力的不足. 本方案选用水作为辅助热沉,利用水的蒸发潜热吸收飞行器的热载荷. 水蒸发器在普通飞机上早已有成功的应用,但是在高超声速飞行器中使用还需要进行详细的理论计算和地面模拟试验,以确保飞行安全. 热控系统原理见图 5 所示.

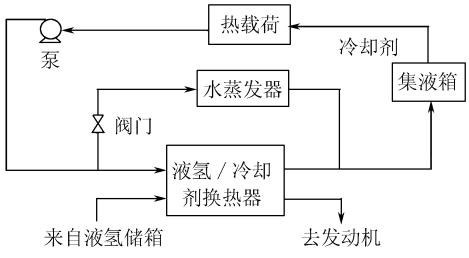


图 5　热控系统冷却原理

4　结 束 语

高超声速飞行器防热与热控一体化设计需要

解决以下关键技术：

1）气动加热与多层隔热壁流固耦合计算分析；

2）耐高温、抗氧化防/隔热材料以及高温金属热管研制与开发；

3）与机身结构、推进系统耦合的防热与热控系统综合仿真技术；

4）一体化防热与热控系统优化问题；

5）吸热型碳氢燃料相变及化学潜热利用的理论和技术.

高超声速飞行器研制是一项很大的系统工程,机身结构、防热系统、热控系统及推进系统的一体化技术是未来高超声速飞行器设计方法的发展方向.通过一体化设计能够有效解决高超声速飞行所带来的“热障”问题.防热与热控系统一体化综合了多门学科的知识和技术,系统的设计依赖于防/隔热材料研发与一体化结构设计的水平,因此需要多方协作共同完成.要充分挖掘和借鉴国内外先进设计方法和工艺技术,同时要有自己的思想和方法,从实际情况出发开展研究.

参考文献（References）

[1] McClinton C R, Rausch V L, Sitz J, et al. Hyper-X program status[R]. AIAA2001-1910,2001

[2] 黄志澄. 高超音速飞行器及其发展趋势分析[J]. 国际航空, 1998, 3: 17-20
Huang Zhicheng. Develop trend of high-supersonic vehicle[J]. International Aviation, 1998, 3:17-20(in Chinese)

[3] Christensen L L, Rrichards J A. Environmental control system considerations for supersonic cruising aircraft[R]. SAE 650226, 1965

[4] Letlow J T, Jenkins L C. Development of an integrated environmental control system[R]. SAE 981544, 1998

[5] 史丽萍, 赫晓东. 可重复使用航天器的热防护系统概述[J]. 航空制造技术, 2004,7:80-82
Shi Liping, He Xiaodong. Summarization of thermal protection system for reusable launch vehicle[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2004, 7: 80-82(in Chinese)

[6] 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
Huang Zhicheng. Aerodynamics of hypersonic vehicle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995(in Chinese)

[7] Dejarnette F R, Hamilton H H. Inviscid surface streamlines and heat transfer on shuttle-type configurations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1973, 10(2): 314-321

[8] Dejarnette F R, Hamilton H H. Aerodynamic heating on 3-D bodies including the effects on entropy-layer swallowing[J]. J of Spacecraft and Rockets, 1975, 12(1): 5-12

[9] Riley C J, Dejarnette F R. An engineering aerodynamic heating method for hypersonic flow[R]. AIAA 92-0499,1992

[10] 夏刚, 刘新建, 程文科,等. 钝体高超声速气动加热与结构热传递耦合的数值计算[J]. 国防科技大学学报, 2005, 25(1): 35-39
Xia Gang, Liu Xinjian, Cheng Wenke, et al. Numerical simulation of coupled aeroheating and solid heat penetration for a hypersonic blunt body[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2005, 25(1): 35-39(in Chinese)

[11] 程克明, 吕英伟. 飞行器持续气动加热的耦合性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2000, 32(2): 150-155
Cheng Keming, Lü Yingwei. An analysis of coupling feature in continuing gasdynamic heating over flight vehicles[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2000, 32(2): 150-155(in Chinese)

[12] 马忠辉, 孙秦, 王小军, 等. 热防护系统多层隔热结构传热分析及性能研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(5): 543-546
Ma Zhonghui, Sun Qin, Wang Xiaojun, et al. TPS multi-layer insulation thermal analysis and performance study[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5): 543-546(in Chinese)

[13] 寿荣中, 何慧姗. 飞行器环境控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004
Shou Rongzhong, He Huishan. Environmental control of aircraft[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004(in Chinese)

[14] Sridhar K, Iya Arun K, Michael M Lado. Thermal management and environmental control of hypersonic vehicles[R]. SAE 891440, 1989

[15] 何慧姗, 郝劲松. 飞机环控系统的优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(5): 563-569
He Huishan, Hao Jinsong. Optimum design for environmental control of aircraft cabin[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 22(5): 563-569(in Chinese)

[16] 张信荣, 任建勋, 梁新刚,等. 航天器热控回路的质量全局优化[J]. 清华大学学报, 2002, 42(2): 203-206
Zhang Xinrong, Ren Jianxun, Liang Xingang, et al. Global mass optimization of spacecraft thermal control loop[J]. Journal of Tsinghua University, 2002, 42(2):203-206(in Chinese)

[17] Palmer G, Polsky S. A heating analysis of the nosecap and leading edges of the X-34 vehicle[R]. AIAA 98-16686,1998