

doi:10.11835/j.issn.1000-582X.2016.04.020

刚性陶瓷瓦热防护系统概率设计分析方法

屈强¹, 祝文祥², 辛健强¹, 姚建尧²

(1. 中国运载火箭技术研究院 研发中心, 北京 100076; 2. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044)

摘要: 针对高超声速飞行器中广泛应用的陶瓷瓦热防护系统, 结合有限元法和蒙特卡洛模拟建立了其概率热分析系统, 提出了刚性陶瓷瓦热防护系统尺寸概率设计方法。建立了刚性陶瓷瓦热防护系统的二维有限元模型, 考虑了热传导系数、比热容和表面辐射率等材料属性参数以及热防护系统各层厚度的不确定性, 得到系统温度场的概率分布特性和系统热防护性能对各参数的灵敏度, 并对系统的热可靠性进行了评估。算例表明: 文中提出的方法对热防护系统设计过程中合理确定陶瓷瓦厚度和在保证系统性能的前提下有效减轻重量具有指导价值。

关键词: 热防护系统; 刚性陶瓷瓦; 概率设计分析; 蒙特卡洛; 热可靠性

中图分类号: V254

文献标志码: A

文章编号: 1000-582X(2016)04-154-08

Investigation of probabilistic design method for ceramic tile thermal protection system

QU Qiang¹, ZHU Wenxiang², XIN Jianqiang¹, YAO Jianyao²

(1. Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, P.R.China; 2. College of Aerospace Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, P.R.China)

Abstract: A probabilistic sizing tool for rigid ceramic tiles thermal protection system (TPS) for hypersonic flight vehicles was proposed based on finite element and Monte Carlo methods. A two-dimensional probabilistic finite element model was developed, in which the uncertainties of thermal conductivities, specific heat capacities, emissivity and the thickness of TPS were considered. The temperature distributions of TPS were obtained, and the sensitivities of the input random parameters were also investigated. Based on the statistical results, the thermal reliability of ceramic tile TPS was evaluated. The numerical example indicates that the thermal reliability can be improved by increasing the thickness of ceramic tile or strictly controlling its manufacture tolerance. The proposed method could be helpful to design highly reliable TPS with minimum weight.

Keywords: thermal protection system; ceramic tile; probabilistic design; Monte Carlo method; thermal reliability

收稿日期: 2015-11-15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11572353, 11502037, 51572298, 11502306)。

Supported by the National Natural Science Foundation of China (11572353, 11502037, 51572298, 11502306).

作者简介: 屈强(1981-), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事高超飞行器的研究。

姚建尧(联系人), 男, 研究员, 博士, 主要从事航空航天结构可靠性和完善性的研究,

(E-mail) yaojianyao@cqu.edu.cn。

热防护系统是高超声速飞行器最重要的系统之一,在飞行器气动加热的高温恶劣环境下保障系统的结构完整性和飞行器内部的温度条件。热防护系统的可靠性和结构完整性对空天飞行器的安全至关重要,由其故障而造成事故在航天/空天飞行器任务失败中占相当比例^[1](如美国“哥伦比亚”号航天飞机事故^[2-3]),因此,热防护技术是高超声速飞行器设计中最为关键的环节之一。

刚性陶瓷瓦是非烧蚀型热防护系统中典型的材料结构,具有孔隙率高、容重低、辐射散热和隔热性能优良等特点,同时,在高温下具有稳定的形状和一定的强度,在隔热的同时能有效地保持气动外形^[4-6]。近年来,刚性陶瓷瓦的防隔热和机械性能不断提升,其高超声速飞行器中得到越来越广泛的应用,如美国X-37B采用的新一代刚性陶瓷瓦 TUFROC^[7-9],其工作温度接近 1 700 °C,而且制备的时间和经济成本也大大降低。

在热防护系统的设计过程中,最为关键的问题之一是合理确定热防护系统的厚度,在保证系统热防护效果的前提下降低系统的重量。然而,在设计和使用维护过程中,不可避免地存在不确定性,如飞行轨道偏差、分析模型误差、数据测量误差、材料属性分散性、系统加工装配偏差、外部载荷环境以及其他未知的不确定性等^[10-12]。在传统的确定性设计方法中,需要通过设置安全系数来考虑设计过程中不确定性的不利影响,这种方法得到的设计结果往往过于保守^[13],而在某些情况下又由于未考虑系统性能对设计参数或不确定参数的灵敏度,导致设计存在风险。因此,为了提高热防护系统的可靠性,非常有必要建立一种能够考虑不确定性的概率设计分析方法。

目前,国内外学者针对热防护系统的概率设计方法已进行了较为深入的研究。据笔者了解,Howell^[14]最早采用蒙特卡洛法考虑热传导中参数的不确定性,与传统的考虑“最坏情况”的设计方法相比,这种方法能更加合理地设置设计裕度和安全系数,减小设计的保守性。文献[10,13,15-18]基于蒙特卡洛模拟法针对烧蚀型热防护系统提出了概率设计和分析方法,文献[11,19]对纤维隔热材料的热防护效果进行了概率分析。结果表明,采用概率设计方法在保证可靠性的前提下有效降低系统重量,但该方法在刚性陶瓷瓦中的应用还不多见。针对该问题,笔者将基于有限元和蒙特卡洛法提出一种应用于刚性陶瓷瓦热防护系统尺寸设计的概率方法,并进行热可靠性分析。

1 刚性陶瓷瓦热防护系统的概率设计流程

刚性陶瓷瓦热防护系统的概率设计流程如图 1 所示,可分为确定性设计、概率设计和可靠性分析 3 个模块。

1.1 确定性设计模块

确定性设计也可称为名义设计,在概率设计方法中用于确定热防护系统的初始尺寸。首先根据气动加热环境确定飞行器不同位置的热载荷,一般用热流或温度表示。然后根据热载荷情况确定该区域热防护系统的材料和结构形式,如在高超声速飞行器的中低温区域多采用笔者所研究的刚性陶瓷瓦热防护结构。最后通过瞬态温度场分析确定热防护系统的初始厚度 h ,即

$$h(x, y, z) = f(Q(t), MAT), \tag{1}$$

式中: $Q(t)$ 为该处的气动热流; MAT 表示热防护结构系统的材料属性。

1.2 概率设计模块

在概率设计过程中,首先需要确定系统不确定性的来源、范围及其分布情况,并对其参数进行合理估计,在实际应用中,通常假设不确定参数符合给定均值和标准差的正态分布。然后将不确定参数引入至分析模型中,在工程实践中多通过有限元参数化建模来实现。最后通过蒙特卡洛模拟或其他数学方法(如响应面法),得到系统温度场的概率参数,通常选取设计中最为关心的飞行器壳体(冷结构)在整个飞行过程中的最高温度为输出变量 T_{max} ,即

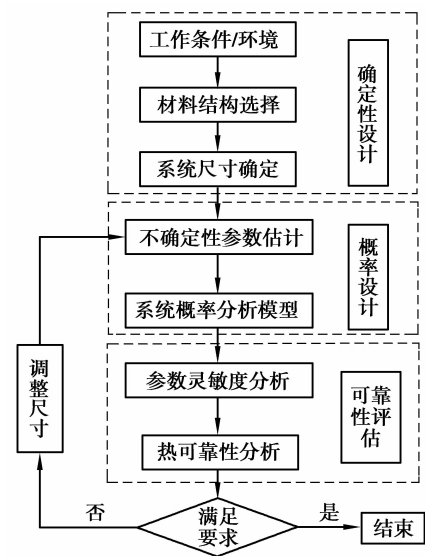


图 1 热防护系统尺寸概率设计流程图
Fig.1 Flowchart of probabilistic sizing tool of TPS design

$$T_{\max} = T(s_1, s_2, \dots), \quad (2)$$

式中: T 为随机输入与随机输出之间的映射关系; s_1, s_2, \dots 为随机输入变量。

1.3 热可靠性评估模块

热防护系统的热可靠度定义为

$$R = 1 - P_F = 1 - \int_{T_{\min} \leq T_{\max}} f(s) ds, \quad (3)$$

式中: P_F 为失效概率; T_{\min} 为系统所能承受的极限温度(可称为热强度); T_{\max} 为系统的最高温度(可称为热载荷); $f(s)$ 为随机输入变量的概率密度函数。若可获取热强度和热载荷的概率密度函数, 分别记为 $T_{\lim}(x)$ 和 $T_{\max}(y)$ 为, 则可靠度可表示为

$$R = \int_0^{\infty} T_{\lim}(x) \left[\int_x^{\infty} T_{\max}(y) dy \right] dx, \quad (4)$$

对于笔者所采用的蒙特卡洛法, 可直接从统计输出结果得到:

$$R = \left(1 - \frac{n(T_{\lim} \leq T_{\max})}{N} \right) \times 100\% = \frac{n(T_{\lim} > T_{\max})}{N} \times 100\%, \quad (5)$$

式中: N 为抽样样本总数。

热防护系统温度场概率分析的另一个重要功能是可以提供输出参数对输入参数的灵敏度, 这为系统参数调整和优化设计提供方向。

在进行概率设计时, 需要设置一个合理的可靠度范围, 若系统满足可靠性要求, 则结束设计流程; 若不能满足可靠性要求, 则需调整系统可控参数, 重新进行可靠性评估。需要指出的是, 系统可靠性过高也属于不满足设计要求的情况, 说明此时系统裕度过大, 需要调整尺寸以减轻系统重量。

2 算例分析

以典型刚性陶瓷瓦热防护系统的厚度设计为例, 分析所提出的设计流程的可行性。系统的热流载荷如图 2 所示, 这里采用典型的带有 RCG 涂层的 LI-900 刚性陶瓷瓦, 其通过应变隔离垫与冷结构粘结在一起, 对应的热防护系统的二维示意图如图 3 所示。

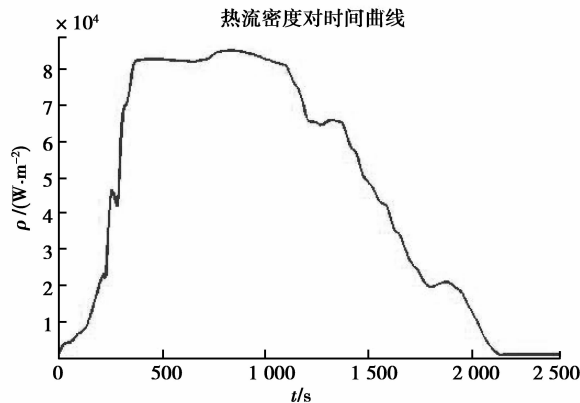


图 2 热防护系统的输入热流

Fig.2 Heat flux applied to TPS surface

2.1 热防护系统初始尺寸的确定

在建立图 3 所示系统的有限元模型时, 由于 RCG 涂层较薄, 不考虑热传导效应而只考虑其辐射效应, 得到的有限元模型如图 4 所示, 其中应变隔离垫的厚度为 4.39 mm, 壳体厚度为 1.6 mm。RCG 涂层的热辐射率为 0.85, 其他材料的物理属性如表 1 所示。

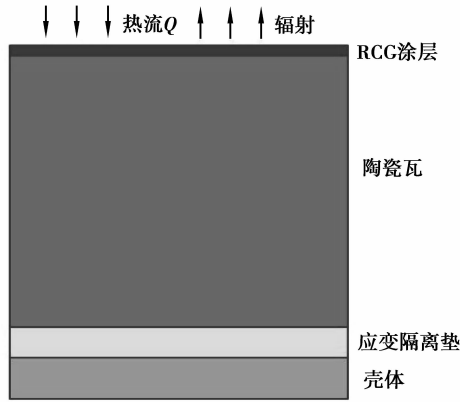


图 3 刚性陶瓷瓦热防护系统示意图
Fig.3 Illustration of ceramic tile TPS

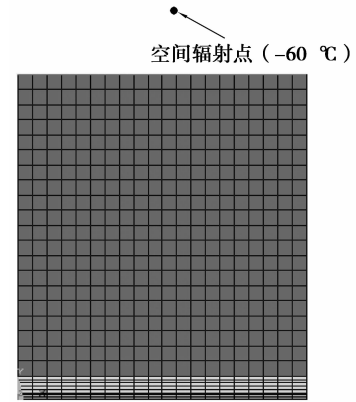


图 4 刚性陶瓷瓦热防护系统的有限元模型随陶瓷瓦厚度变化曲线
Fig.4 Finite element model of ceramic tile TPS

表 1 刚性陶瓷瓦热防护系统的材料属性
Table 1 Material properties of ceramic tile TPS

LI-900 隔热材料			应变隔离垫($\rho=194 \text{ kg/m}^3$)			底层蒙皮材料($\rho=2770 \text{ kg/m}^3$)		
温度/ °C	导热系数 (1 013 Pa)/ ($\text{W} \cdot \text{mm}^{-1} \cdot \text{°C}^{-1}$)	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{°C}^{-1}$)	温度/ °C	导热系数 (1 013 Pa)/ ($\text{W} \cdot \text{mm}^{-1} \cdot \text{°C}^{-1}$)	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{°C}^{-1}$)	温度/ °C	导热系数 (1 013 Pa)/ ($\text{W} \cdot \text{mm}^{-1} \cdot \text{°C}^{-1}$)	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{°C}^{-1}$)
-17.6	0.04847 (0.03168)	628	-17.6	0.030 81	1 306.3	-73.2	163.0	787.0
121.3	0.057 12 (0.038 95)	879.2	38.0	0.036 00	—	-17.8	—	—
260.2	0.072 70 (0.047 78)	1 055.1	93.5	0.041 54	1 339.8	21	—	—
399.1	0.088 28 (0.056 26)	1 151.4	149.1	0.047 08	—	26.9	177.0	875.0
538.0	0.109 1 (0.067 86)	1 205.8	204.6	0.052 44	1402.6	37.8	—	—
676.9	0.143 7 (0.085 17)	1 239.3	315.7	0.067 50	—	93.3	—	—
815.7	0.188 7 (0.106 8)	1 256.0	426.9	0.086 54	—	126.9	186.0	925.0
954.6	0.2423 (0.132 8)	1 268.6	615.7	—	1 444.5	148.9	—	—
1 093.5	0.311 6 (0.163 1)	—	—	—	—	204.4	—	—
1 260.2	0.415 4 (0.200 8)	—	—	—	—	260.0	—	—
1 371.3	— 0.240 6	—	—	—	—	315.6	—	—
1 538.0	— 0.311 6	—	—	—	—	326.9	—	1 042.0
1 649.1	— 0.379 1	—	—	—	—	371.1	—	—

在给定的热流情况下,壳体底部最高温度 T_{\max} 随陶瓷瓦厚度的变化曲线如图 5 所示。若设定系统的极限温度 $T_{\lim} = 150\text{ }^{\circ}\text{C}$, 则陶瓷瓦的厚度至少为 89 mm, 初步设计陶瓷瓦的厚度为 93 mm。

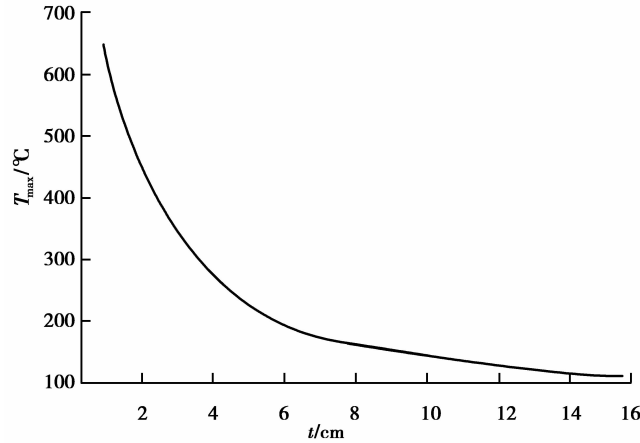


图 5 壳体底部最高温度随陶瓷瓦厚度变化曲线

Fig.5 Variation of maximum temperature of cold structure with tile thickness

2.2 热防护系统概率热分析

热防护系统概率热分析涉及以下 11 个参数的不确定性,假设各随机输入参数均服从截断正态分布,如表 2 所示。这里,随温度变化的各参数采用多项式拟合的形式表示,表中给出的不确定性是针对多项式的常数项定义的,用* 标出。

表 2 参数不确定性

Table 2 Uncertainties of input parameters

输入参数	物理意义	平均值	标准差	下限	上限
H1	陶瓷隔热瓦厚度	0.093	2.325E-3	0.088 35	0.097 65
H2	应变隔离垫厚度	4.39E-3	1.097 5E-4	4.170 5E-3	4.609 5E-3
H3	底层蒙皮厚度	1.6E-3	4.0E-5	1.52E-3	1.68 E-3
A7	陶瓷隔热瓦比热容*	661.4	16.535	628.33	694.47
B3	应变隔离垫比热容*	1 310	32.75	1276.9	1343.1
P4	底层蒙皮比热容*	856.4	21.41	823.33	889.47
D6	陶瓷隔热瓦平面方向导热系数*	0.049 46	8.065E-4	0.047 847	0.051 073
F8	陶瓷隔热瓦厚度方向导热系数*	0.032 28	5.264 E-4	0.030 667	0.033 893
M6	应变隔离垫导热系数*	0.032 26	5.264 E-4	0.030 647	0.033 873
Q2	底层蒙皮导热系数*	172.2	4.305	163.59	180.81
L6	RCG 涂层辐射率	0.85	0.021 25	0.807 5	0.892 5

2.3 系统热可靠性分析

采用中心合成设计抽样法响应面模拟方法,分别考虑和不考虑辐射率参数的不确定性,模拟抽样 10 000 次,系统冷结构底部最高温度对各随机输入参数灵敏度分析结果如图 6 所示。由图 6(a)可以看出,在考虑辐

射率不确定性时,对系统影响最大的参数是陶瓷瓦厚度,其次是 RCG 涂层辐射率。在热防护系统的 RCG 涂层不受破坏的情况下,涂层的辐射率基本不受温度等因素影响,即可不考虑辐射率的不确定性。此时对系统热防护性能影响最大的参数仍是陶瓷瓦的厚度,其次是陶瓷瓦厚度方向的导热系数,如图 6(b)所示。显然,陶瓷瓦厚度方向的导热系数与冷结构温度正相关,即导热性能越好,底部温度越高。

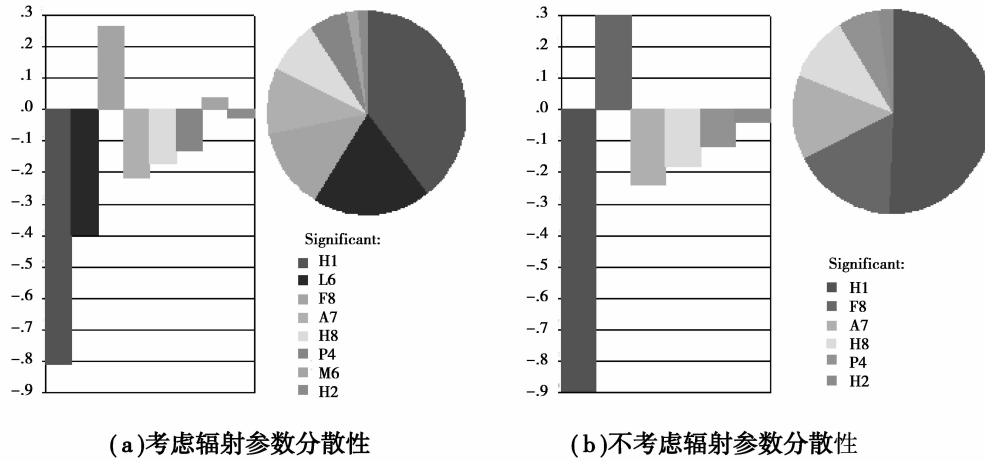


图 6 冷结构底部最高温度对随机输入参数的灵敏度

Fig.6 Sensitivities of maximum temperature of cold structure to input random parameters

在不考虑 RCG 涂层辐射系数分散性的情况下,系统热可靠性分析的输出结果如图 7 所示。由累积分布函数可得对应于温度为 150 °C 时系统的可靠度为 95.683 5%。该可靠度对于航天系统来说相对较低,需要进行参数调整来提高系统的可靠性。

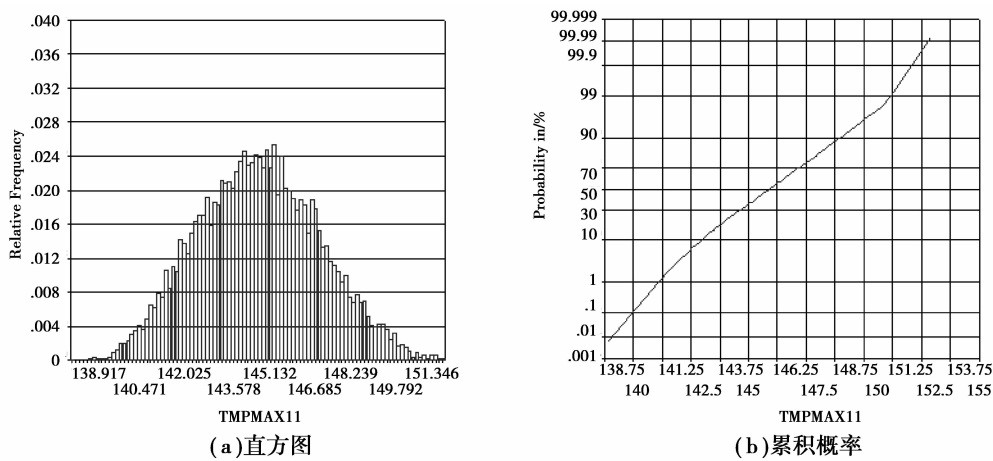


图 7 冷结构底部最高温度的概率特性

Fig.7 Probabilistic characteristics of maximum temperature of cold structure

这里采用增加陶瓷瓦厚度和控制陶瓷瓦厚度分散性两种方式来实现系统可靠性的增加,结果分别如表 3 和表 4 所示。从表 3 可以看出陶瓷瓦厚度从 93 mm 变化到 97 mm,系统可靠度由 95.683 5%变化到 99.999 7%,可认为该可靠度已满足系统要求。接着考虑陶瓷瓦厚度分散性对系统可靠度的影响,分布使厚度的标准差变为原来的 1/2、1/4 和 1/8,从表 4 的结果可以看出,随着陶瓷瓦厚度分散性不断减小,系统的可靠度由 95.683 5%提高到 99.995 4%。由此可见,对于灵敏度较大的参数,在加工制造过程中控制加工精度,减小加工误差,也可提高系统的可靠性。

表 3 系统热可靠性随陶瓷瓦厚度变化

Table 3 Variation of thermal reliability of TPS with thickness of ceramic tile

陶瓷瓦厚度	0.093	0.094	0.095	0.096	0.097
可靠度/%	95.683 5	98.883 4	99.863 3	99.989 9	99.999 7

表 4 系统热可靠性随陶瓷瓦厚度分散性的变化

Table 4 Variation of thermal reliability of TPS with manufacture tolerance of ceramic tile

标准差	0.002 325	0.001 162 5	0.000 581 25	0.000 290 625
可靠度/%	95.683 5	99.383 3	99.973 3	99.995 4

3 结 语

基于刚性陶瓷瓦热防护系统二维有限元模型的热传导分析,提出了一种应用于确定其厚度的概率设计流程,并给出了评估系统热可靠性的方法。文中的算例表明,刚性陶瓷瓦热防护系统的热可靠性对陶瓷瓦厚度最为敏感,其次是 RCG 涂层的辐射率。通过增加陶瓷瓦厚度或严格控制厚度的分散性都能有效地提高系统的热可靠性。需要说明的是,热防护系统的可靠性分析是一个复杂的气动热与结构的耦合问题,除热可靠性外,结构完整性和可靠性也是设计中应重点考虑的问题,同时,也应考虑气动热载荷的分散性对系统可靠性的影响。

参考文献:

- [1] 张宗美.航天故障手册[M].北京:宇航出版社,1994.
ZHANG Zongmei. Handbook of failures of launch vehicles spacecrafts and missiles[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1994. (in Chinese)
- [2] Capece A M, Kinmonth R, Chumakov M, et al. Failure analysis of a thermal tile on the space shuttle Columbia[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2006, 6(1): 55-60.
- [3] Walker J D. From columbia to discovery: Understanding the impact threat to the space shuttle[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(2): 303-317.
- [4] 王康太,冯坚,姜勇刚,等.陶瓷纤维刚性隔热瓦研究进展[J].材料导报,2011,25(23):35-39.
WANG Kangtai, FENG Jian, JIANG Yonggang, et al. Development of ceramic fiber rigid insulation tiles[J]. Materials Review, 2011, 25(23): 35-39. (in Chinese)
- [5] 任青梅,成竹.可重复使用热防护系统试验验证技术概述[J].强度与环境,2011,37(6):55-62.
REN Qingmei, CHENG Zhu. Development of verification test technology for reusable thermal protection systems[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 37(6): 55-62. (in Chinese)
- [6] 杨海龙,周洁洁,姚先周,等.刚性隔热瓦重复使用性评价研究[J].宇航材料工艺,2014,44(5):61-64.
YANG Hailong, ZHOU Jiejie, YAO Xianzhou, et al. Evaluation on reusability of ceramic fiber rigid insulation tiles[J]. Aerospace Materials & Technology, 2014, 44(5): 61-64. (in Chinese)
- [7] Stewart D A, Leiser D B. Lightweight TUFROC TPS for hypersonic vehicles[C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006, Canberra, Australia. [S.l.]: AIAA, 2006: 1-10.
- [8] 蒋持平,柴慧,严鹏.近空间高超声速飞行器隔热与热力耦合研究进展[J].力学与实践,2011,33(1):1-9.
JIANG Chiping, CHAI Hui, YAN Peng. Advances in thermal protection of near space hypersonic flying vehicles and

- related researches of thermo-mechanical coupling[J]. *Mechanics in Engineering*, 2011, 33(1): 1-9. (in Chinese)
- [9] 鲁芹,胡龙飞,罗晓光,等.高超声速飞行器陶瓷复合材料与热结构技术研究进展[J].*硅酸盐学报*,2013,41(2):251-260.
LU Qin, HU Longfei, LUO Xiaoguang, et al. Development of ceramic composite and hot structures for hypersonic vehicles[J]. *Journal of the Chinese Ceramic Society*, 2013, 41(2): 251-260. (in Chinese)
- [10] Wright M J, Bose D, Chen Y K. Probabilistic modeling of aerothermal and thermal protection material response uncertainties[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(2): 399-410.
- [11] Zhao S Y, Zhang B M, Du S Y. Probabilistic modeling of transient heat transfer and assessment of thermal reliability of fibrous insulation under aerodynamic heating conditions[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2009, 48(7): 1302-1310.
- [12] Green L L. The challenges of credible thermal protection system reliability quantification[C/OL] // The 10th International Planetary Probe Workshop, June, 2013, San Jose, CA. [S.l.]: [s.n.], 2013[2016-02-20]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140000149.pdf>.
- [13] Dec J A, Mitcheltree R A. Probabilistic design of a Mars sample return earth entry vehicle thermal protection system[C/OL]//40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 14-17, 2002, Reno, Nevada. [S.l.]: AIAA, 2002[2016-02-20]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20020022116.pdf>.
- [14] Howell J R. Monte Carlo treatment of data uncertainties in thermal analysis[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1973, 10(6): 411-414.
- [15] Dec J A, Braun R D. An approximate ablative thermal protection system sizing tool for entry system design[C/OL]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 9-12, 2006, Reno, Nevada. [S.l.]: AIAA, 2006[2016-02-20]. <http://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2006-780>.
- [16] Nakamura T, Fujii K. Probabilistic transient thermal analysis of an atmospheric reentry vehicle structure[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(4):346-354.
- [17] Wright M J, Beck R A S, Edquist K T, et al. Sizing and margins assessment of mars science laboratory aeroshell thermal protection system[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(4): 1125-1138.
- [18] Mazzaracchio A, Marchetti M. A probabilistic sizing tool and Monte Carlo analysis for entry vehicle ablative thermal protection systems[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(5/6): 82-835.
- [19] Zhao S Y, Zhang W J, Lin X, et al. Effect of parameters correlation on uncertainty and sensitivity in dynamic thermal analysis of thermal protection blanket in service[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2015, 87: 158-168.

(编辑 王维朗)