

一种姿控动力装置热防护研究

刘海娃

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 酚醛树脂作为一种烧蚀材料, 凭借其耐高温的特性应用于航天器隔热系统, 其隔热性能在工程实际中需进行考核。以某航天器一段包覆 80 纤维布/酚醛树脂的液路管路作为研究对象, 以定热流为边界条件, 采用仿真计算和热流试验的研究方法对空导管以及注水导管的温度场进行研究: 仿真计算得出导管表面平衡温度分布以及导管表面具有代表性某点瞬态温度变化; 为验证仿真计算的准确性, 进行了热流试验, 得出了导管表面以及水中温度测点的瞬态温度变化; 根据热流试验的温度结果, 分析比对了热流试验对仿真计算的验证情况。研究表明: 80 纤维布/酚醛树脂的隔热性能符合温度指标要求; 仿真结果和热流试验结果一致度良好, 证明了仿真计算的合理性和准确性。

关键词: 隔热性能; 试验; 仿真计算

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0037-07

Investigation of thermal protection for attitude control propulsion device

LIU Hai-wa

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: As one of the ablative materials, the phenolic resin is used in some thermal protection systems of space vehicles due to its great thermostability. However, its thermal protection function must be checked in actual engineering. In this paper, taking the liquid pipe with 80-fibre cloth/phenolic resin coating as research object, and the heat flux as thermal boundary condition, simulation calculation and heat flux experiment were adopted to research the temperature field of the empty pipe and the pipe injected with water. The simulation result indicates that the temperature distribution on the pipe surface is balanced and there is transient temperature change at a certain point on the pipe surface under the condition of water filled and empty pipe. To verify the result of simulation, a heat flux experiment was carried out, and the transient temperature change on pipe surface and the detecting point in water is obtained by experiment. The results of heat flux experiment and the simulation calculation was compared. The research results indicate that the 80-fibre

收稿日期: 2014-02-11; 修回日期: 2014-04-29

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2010JY16)

作者简介: 刘海娃 (1980—), 女, 硕士, 研究领域为航天器热控制技术

cloth/phenolic resin's thermal protection performance can meet the temperature requirement of the attitude control propulsion device. The simulation and experiment results have perfect consistency. The rationality and validity of simulation calculation are demonstrated.

Keywords: thermal protection function; experiment; simulation calculation

0 引言

随着航天技术的发展,对航天装置的防热系统提出了越来越高的要求。在航天器表面包覆或涂覆防热材料是防热的主要手段之一。烧蚀材料是一种主要用于航天领域的功能材料,比耐热材料(一般指能长期在 200 ℃以上起保护作用的材料)能承受更高温度和更苛刻条件的功能材料^[1]。有研究人员已经进行了有关的理论和试验研究。李志永等对高硅氧/酚醛树脂基复合材料大尺度冲压发动机燃烧室热防护层进行实验研究,得出高硅氧/酚醛热防护层能够适应其恶劣的工作环境要求^[2]。张涛等对航天器再入全过程轴对称烧蚀热防护进行了全过程数值仿真研究,利用有限元法计算再入航天器烧蚀层在移动边界条件下的轴对称温度场^[3]。

酚醛树脂长期以来一直是烧蚀材料的主要基体^[4-6],而以酚醛树脂为主要基体的 80 纤维布/酚醛树脂就是其中一种。该复合材料以不易断裂、耐高温的特性广泛应用于航天器上。但是在工程上能与热流试验结合起来对酚醛树脂材料的防热性能进行研究还是比较少的。本文对应用于某姿控发动机机组进口管路表面的一种烧蚀材料——80 纤维布/酚醛树脂的防热性能进行了研究,利用热流试验以及 IDEAS 热分析软件计算来考核 80 纤维布/酚醛树脂热防护性能,并且通过试验验证了仿真计算的准确性。

1 研究对象

以某发动机进口管路为研究对象,该试验件主要由 3 段不锈钢管路组成,在其表面均匀包覆有 5 mm 厚的 80 纤维布/酚醛树脂材料。图 1 为试验件图。根据所在航天器的系统要求,其防热性能应保证导管表面温度不高于 234 ℃。

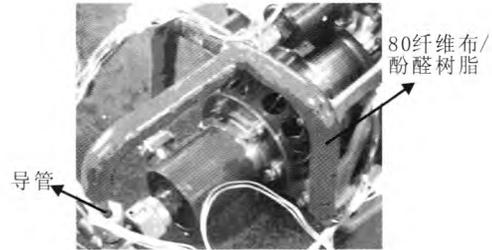


图 1 试验件图

Fig. 1 Picture of the pipe under test

2 传热分析模型

传热按其传递方式分为 3 种:热传导、对流和热辐射^[7-9]。由于该试验在大气条件下进行,因此 3 种传热方式均存在。金属导管、80 纤维布/酚醛树脂和水本身的热传导;大气与 80 纤维布/酚醛树脂表面、导管内的水与导管内壁的对流换热;石英灯红外热流辐照到 80 纤维布/酚醛树脂表面,同时 80 纤维布/酚醛树脂表面同时与常温环境辐射换热。另外,当高温的红外热流辐照到试验件表面时,会产生酚醛基体的高温熔解、解聚和碳化的化学反应^[10]。图 2 为烧蚀表面能量平衡图^[11]。

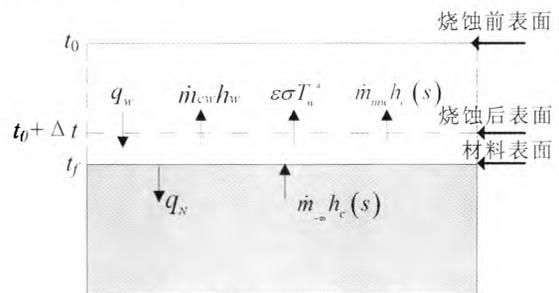


图 2 烧蚀表面能量平衡图

Fig. 2 Energy equilibrium diagram of ablation surface

图中 q_N 为进入 80 纤维布/酚醛树脂表面的净

热流； q_w 为表面气动加热； $\dot{m}_{c_w} h_w$ 为表面化学反应带走的热量； $\dot{m}_{m_w} h_c(s)$ 为 80 纤维布/酚醛树脂由于机械剥蚀带走的热量； $\dot{m}_{s_w} h_c(s)$ 为材料烧蚀质量损失带走的热量； $\varepsilon \sigma T_w^4$ 为 80 纤维布/酚醛树脂辐射带走的热量。

2.1 控制体方法

$$\int_A q_u da - \int_{+V} q' dV - \int_{-V} \rho c \frac{\partial T}{\partial t} dV \text{ 或 } Q_b + Q_o = \frac{dU}{dt} \quad (1)$$

式中： Q_b 是通过控制体边界的净热流； Q_o 是控制体内的热产； U 是控制体贮存的能量。局部区域和全局都应用了能量守恒（热量平衡）。

2.2 有限元方法

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = k \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \Phi \quad (2)$$

式中： ρ 为材料密度； c 为材料热容； T 表示温度； t 为时间； k 为材料的热导率； Φ 为内热源。

2.3 热边界条件

热边界条件如图 3 所示。管路端面处按绝热处理。热流密度为 $q=700 \text{ kW/m}^2$ ，热流持续时间为 15 s。按管路内无水以及注水两种状态进行瞬态仿真计算和热流试验，忽略两相流的作用，计算时间和试验采集时间均为 150 s。

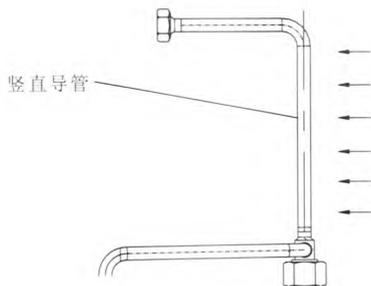


图 3 热流方向示意图

Fig. 3 Schematic sketch of heat flux direction

3 数值模拟分析

3.1 热模型描述

根据试验件情况，建立模型应包括 3 段不

锈钢管路、80 纤维布/酚醛树脂隔热层以及管路内的水（对于导管内注水工况）。

由于金属导管的壁厚仅 0.8 mm，因此要考虑薄壁结构后续带来划分网格时造成的过多实体网格情况。因此，简化模型不建立隔热层实体结构，后续利用二维单元网格划分方法将其赋予在导管表面，以达到计算准确性和减小模型规模共赢的目的。对于工程技术人员来说，简化模型是建立模型过程中重要的环节，必须通过专业知识分析得出影响系统温度的主要因素，对于次要因素或者可以简化不影响系统热分析的因素尽可能通过软件自身的功能进行简化处理。

3.2 有限元仿真

IDEAS 软件具备便捷的前处理、后处理以及强大的求解功能，凭借其友好的界面被越来越多的航天系统设计人员应用。有限元仿真分为 4 个步骤：建立有限元模型、划分网格、加载边界条件和求解及后处理^[2]。完成有限元模型以及网格划分后，该软件求解器采用如 2.2 节所述的有限元方法对有限元模型进行各种温度、流场等的求解，其温度场等结果通过后处理模块以非常直观的方式呈现给研究人员。

网格划分是 IDEAS 热分析的必经环节，将实体模型根据其自身特性通过划分网格的方法赋予一定的物理性质，这里包括密度、热导率、比热容以及表面发射率，可以说网格质量决定了结果的准确程度，而网格质量由网格数量以及形状决定。有限元模型见图 4。

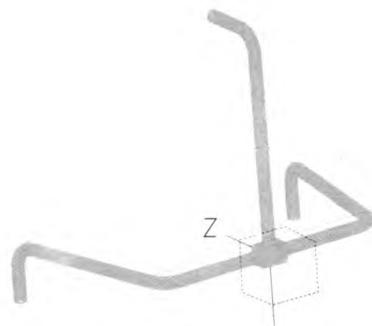


图 4 试验件有限元模型图

Fig. 4 Finite element model of pipe under test

3.3 仿真计算结果分析

3.3.1 空导管状态

对空导管状态下的温度场热分析,得到热流直接照射的导管表面温度相对较高,而导管其他部位与来流方向不是直接照射关系的,温度相对较低。整根导管温度在150s时刻达到平衡外表面的温度为38~193℃范围内。

图5为导管背对热流方向表面的温度曲线图。这里取图3中竖直导管背对热流方向表面温度。从图中可以得出,管路表面温度从0s到80s温度变化比较剧烈,从80s到150s温度曲线比较平缓,基本可以认为达到了平衡状态。在0~80s时间内,管路表面的80纤维布/酚醛树脂受到高温热流的辐照,表面温度迅速升高,热量传递到内部的管路处,因热量传递从外到内为渐进过程,所以管路表面温度与高温热流时间相比存在一定的滞后,当达到80s时,由于材料本身的特性以及环境等多方面因素共同作用下,管路温度基本达到了平衡,温度达到最高值190℃。

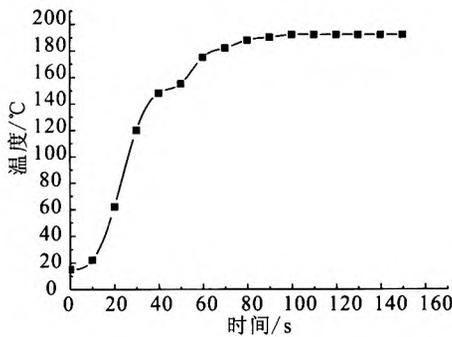


图5 空导管表面瞬态温度变化曲线
Fig. 5 Curve of transient temperature on empty pipe surface

3.3.2 注水导管状态

对导管注水状态下的温度场进行热分析,150s时导管外表面温度平衡在29.3~139℃范围内。图6为竖直导管背对热流方向表面的温度,温度点的选取与空导管相同。从图中可以得出,导管表面的温度随时间逐渐升高,到80s时达到平衡值135℃。

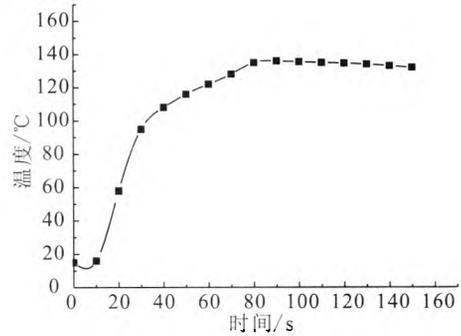
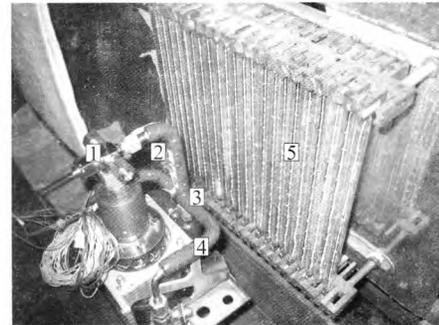


图6 注水导管表面瞬态温度变化曲线
Fig. 6 Variation of transient temperature on water-filled pipe surface with time

4 试验验证

4.1 试验方法

将作为研究对象的发动机进口管路(包括表面耐热材料80纤维布/酚醛树脂)同发动机机组一同参加试验,试验件和试验设备见图7所示。



1-五通; 2-导管背面的凹槽; 3-三通位置;
4-包覆80纤维布/酚醛树脂的导管; 5-热流模拟灯阵
图7 试验件和试验设备实物图

Fig. 7 Picture of pipe under test and test equipment

试验件状态:共有2种状态,即空导管以及注水导管状态。

温度测点布置:在所需布置测点的位置将80纤维布/酚醛树脂利用切削方法开了一个凹槽,将导管表面暴露出来以便于在其表面布置温度测点,温度测点布置情况见图8和图9,其中图9为导管内注水的试验件状态下在水中布置两个温度测点(测点代号为 T_4 和 T_5)作为参考。

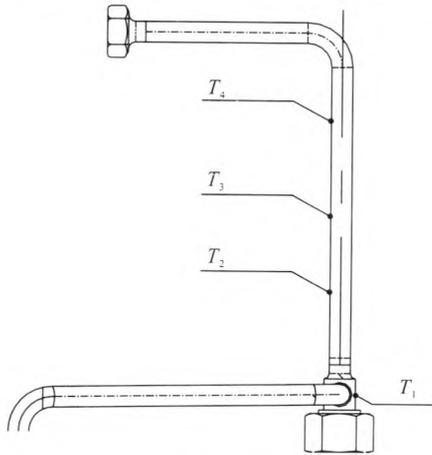


图 8 空导管试验温度测点布置图

Fig. 8 Temperature detecting points along empty pipe

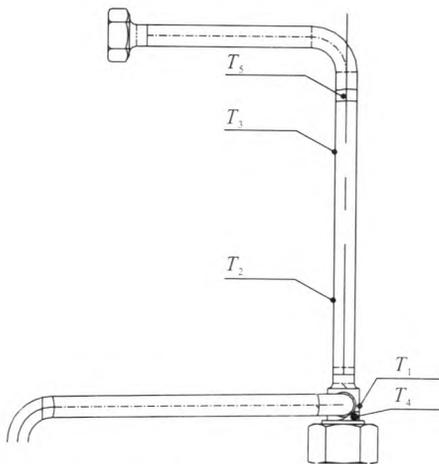


图 9 注水导管温度测点布置图

Fig. 9 Temperature detecting points along water-filled pipe

试验时所有的温度测量都是采用镍铬-镍硅的热电偶 (K 型), 热电偶的测量端直接点焊在被测量点物体的表面, 热电偶采用冰点冷端补偿的方法测量被测点的温度。

4.2 空导管热流试验

图 10 为空导管热流试验中各温度测点随时间变化的关系。从试验数据可知:

1) T_1 的测点正朝向热流方向, 受到热流的影响最大, 最先达到最高温度。 T_1 在 145 s 时间内瞬间最高温度约 290 °C。由于本测点为三通的外表面温度, 且测点完全暴露在热流照射面, 因此本数据仅供参考比较用。

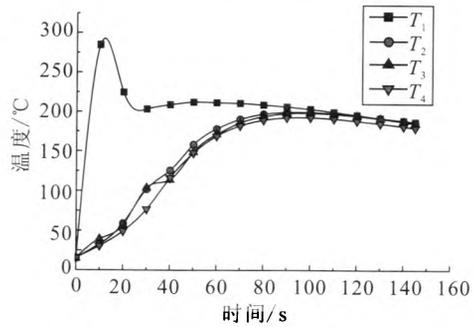


图 10 热流试验中空导管瞬态温度曲线

Fig. 10 Curves of transient temperature on empty pipe in heat flux experiment

2) 背向热流方向的不锈钢导管上的 3 个温度测点的温度 T_2 , T_3 和 T_4 最高温度不超过 200 °C。

3) 整个试验过程中, 各温度测点的温度由开始的逐渐上升到达到最大值, 最后逐渐下降。这是由于热流模拟灯阵工作 15 s 后不再加热试验件, 但是热量由隔热材料到钢导管需要一定时间, 一段时间后导管表面温度才达到最高。本次试验导管最高温度满足低于 234 °C 的要求。

4.3 注水导管热流试验

注水状态的导管进行试验, 试验过程正常。试验后对机组进行外观检查, 发现开孔的堵头处有少量水溢出。分析认为是导管内水经高温汽化后导致管内压力增大, 挤压管内的水从开孔堵头处漏出。打开堵头看到导管内仍存有大量温水。

图 11 为注水导管热流试验各温度测点随时间变化的关系图。从图中可知:

1) 朝向热流方向的温度测点 T_1 在 145 s 时间内最高瞬时温度约为 230 °C;

2) 背向热流方向的不锈钢导管上 2 个温度测点的温度 T_2 和 T_3 最高不会超过 130 °C;

3) 导管内的温度测点 T_5 在 145 s 时间内一直保持在 100 °C 左右, 分析认为这是因为该处测点位置靠近开孔堵头处, 水的逸出使得该处只存在水蒸气, 因此温度一直保持在水沸点温度水平。靠近机组四通附近的测点 T_4 因位置较低, 一直有水存在, 该处数据应为管路内真实的水温数据, 该处最高温度为 115 °C。本次试验导管最高温度满足低于 234 °C 的要求。

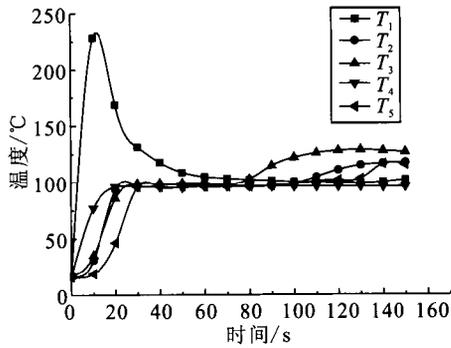


图 11 热流试验中注水导管的瞬态温度曲线

Fig. 11 Curves of transient temperature on water-filled pipe in heat flux experiment

4.4 试验和热分析温度场比较

取相同位置温度测点的仿真计算与试验的温度数据进行比较。热流试验温度测点 T_3 (见图 8 和图 9) 作为与仿真计算的比较温度点。分空导管与注水导管两种状态进行比较。

4.4.1 空导管状态

图 12 为空导管表面仿真计算温度与热流试验温度值比较图, 从图中可以得出, 仿真计算和热流试验值趋势和温度水平基本一致, 温度相差最大处不超过 10%, 平衡温度仿真计算比试验高 6 °C, 一致性较好。

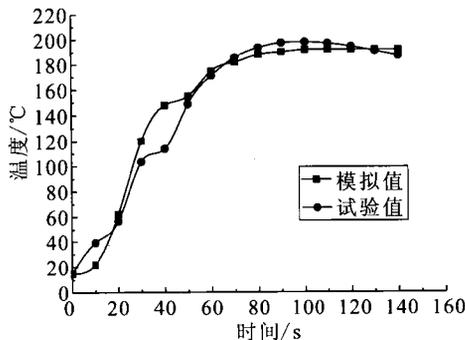


图 12 空导管表面温度模拟与试验值曲线

Fig. 12 Curves of simulation and experiment values on empty pipe surface temperature

4.4.2 注水导管状态

图 13 为注水导管表面温度仿真计算与试验温度值比较图。

从图中可以得出, 在 0~30 s 时间段内, 两者曲线一致性相对较好; 而后 30~80 s 内, 两者曲

线相差比较多, 最大处相差 30 °C。分析认为, 此次仿真计算没有考虑两相流, 从试验数据得出在试验进行到 20 s 时, 导管中的水温已经达到了 100 °C 的水平, 必然有水蒸汽的存在, 汽化是吸热的过程, 而这一效应在 30 s 时在管路温度上得到了响应, 管路温度在 30~80 s 内基本没有变化, 80 s 之后两相流产生的汽化吸热效应减弱, 温度逐渐爬升; 120 s 时仿真计算和热流试验管路温度均达到平衡, 前者较后者温度相比高 5 °C。可认为仿真计算和热流试验温度值一致性较好。

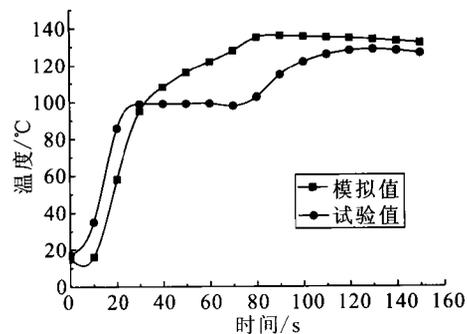


图 13 注水导管表面温度模拟与试验值曲线

Fig. 13 Curves of simulation and experiment values on water-filled pipe surface temperature

5 结论

通过本研究工作得出如下结论:

- 1) 该发动机进口管路在红外热流 700 kW/m² 持续时间 15 s 条件下, 应用 5 mm 厚的 80 纤维布/酚醛树脂作防护层其隔热性能满足管路温度指标低于 234 °C 的要求, 可应用于航天器产品。
- 2) 仿真计算与热流试验相比较所得平衡温度最大相差 6 °C, 试验验证了仿真计算的准确性。

参考文献:

- [1] 张衍, 刘育建, 王井岗. 我国高性能烧蚀隔热材料用酚醛树脂研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2005 (2): 1-5.
- [2] 李志永, 郑日恒, 李立翰, 等. 冲压发动机高硅氧/酚醛燃烧室热防护层实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(1): 76-80.
- [3] 张涛, 孙冰. 航天器再入全过程轴对称烧蚀热防护数值

- 仿真研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 1195-1204.
- [4] 闫联生, 姚冬梅, 杨学军. 新型耐烧蚀材料研究. 宇航材料工艺[J]. 2002 (2): 29-31.
- [5] 冯志海, 余瑞莲, 姚承照, 等. 四种耐热材料的烧蚀侵蚀试验研究[J]. 宇航材料工艺, 2001 (6): 10-13.
- [6] 李岩芳, 陈林泉, 严利民, 等. 固体火箭冲压发动机补燃室绝热层烧蚀试验研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(4): 68-74.
- [7] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [8] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术-原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
- [9] 章熙民, 任泽霏, 梅飞鸣. 传热学[M]. 北京: 中国建筑工业出版社, 1998.
- [10] 孙冰, 刘小勇, 林小树, 等. 固体火箭冲压发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 375-378.
- [11] 杨德军, 李旭东. C/C 复合材料的热化学烧蚀和温度场耦合分析[J]. 复合材料学报, 2013, 30(2): 213-219.
- [12] 尹春贺, 谢勇, 由佳欣, 等. 基于热-电耦合有限元法的隔离开关热稳定性分析[J]. 机电元件, 2013, 33(2): 47-51.

(编辑: 陈红霞)

(上接第28页)

这是因为复杂、交变的热载荷引起结构的温度分布严重不均且瞬态多变, 使得结构局部产生较大的变形, 进而引起结构的热疲劳失效。

2) 应变差 (主要是塑性应变差) 是影响结构热疲劳寿命的最主要因素。热疲劳寿命主要由循环过程中的最大应变差确定的循环疲劳寿命部分决定, 与循环过程中产生的残余应变确定的准静态疲劳寿命也有关。

3) 由于塑性行为的非线性特点, 根据多次循环预估的寿命都更大, 即单次循环寿命预估值则是最保守、最安全的, 因而推荐工程设计和应用最优先参考。

参考文献:

- [1] DUMBACHER D. NASA's second generation reusable launch vehicle program introduction, status and future plans, AIAA-02-3613[R]. USA: AIAA, 2002.
- [2] ACCETTURA A G, MASCANZONI F, IERARDO N. Investigations and considerations about reusable LOX/HC engines as key technologies for future launch vehicles, AIAA-02-3846 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [3] 张登成, 唐硕. 美国重复使用运载器的发展历史、现状及启示[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, 265(5): 20-27.
- [4] 才满瑞. 可重复使用空间往返运输系统的最新发展[J]. 航天控制, 2004, 22(4): 21-25.
- [5] RICCIUS J R, HAIDN O J. Determination of linear and nonlinear parameters of combustion chamber wall materials, AIAA-03-4901[R]. USA: AIAA, 2003.
- [6] RICCIUS J R, HAIDN O J, ZAMETAEV E B. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket combustion chamber walls, AIAA-04-3670[R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] RICCIUS J R, ZAMETAEV E B, HAIDN O J. Comparison of 2d and 3d Structural FE-Analyses of LRE Combustion Chamber Walls, AIAA-06-4365 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [8] 吴峰, 王秋旺. 液体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热数值计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20 (4): 707-712.
- [9] 吴峰, 曾敏, 王秋旺. 通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J]. 航空学报. 2007, 22 (1): 114-118.
- [10] 康玉东, 孙冰. 液体火箭发动机推力室可重复使用技术[J]. 航空学报, 2012, 20 (7): 1659-1664.

(编辑: 陈红霞)