

某发动机喷管周围流场研究

陈阳春, 王爱华, 汤建华

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 运用 Fluent 流体动力学软件, 采用结构化网格和 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型研究了热试车条件下, 某带高温隔热屏发动机喷管周围及隔热屏上温度场的分布, 计算结果与试验结果吻合较好。研究结果表明: 推进系统热试车条件下, 高温隔热屏各组成部分温度均在各自耐受温度以内; 高温隔热屏能有效地将发动机羽流的对流及辐射进行隔离, 避免高温燃气对发动机周围的推进系统组件进行再加热。

关键词: 高温隔热屏; 温度场; 推进系统; Fluent 软件

中图分类号: V433.9-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0041-05

Research of flow field around nozzle of an engine

CHEN Yang-chun, WANG Ai-hua, TANG Jian-hua

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

Abstract: The fluid dynamics software Fluent, structured grids and RNG $k-\varepsilon$ turbulence model are used in this paper to research the temperature field distribution around the nozzle with high-temperature heat shield and on the high-temperature heat shield of an engine under the condition of the ground hot test. The calculation results agree well with the experimental results. The results show that, under the condition of the ground hot test of propulsion system, the temperature of all parts of the high-temperature heat shield is within their heat tolerance, and the high-temperature heat shield can effectively isolate the convection and radiation of engine plume and can avoid the propulsion system components around the engine from heating of high-temperature gas.

Keywords: high-temperature heat shield; temperature field; propulsion system; Fluent software

0 引言

推进系统热试车是考核主要组件在系统上工作性能的有效手段, 试车过程获得的各类数据是

推进系统各组件设计、改进和定型最具说服力的依据。热试车过程中, 发动机喷出的高温羽流会对推进系统设备进行气动加热, 若不能有效地将羽流对流及辐射热隔离, 将严重影响推进系统其他组件试车时的工作性能, 从而达不到试车目

收稿日期: 2013-04-16; 修回日期: 2013-07-15

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2011JY01)

作者简介: 陈阳春 (1982—), 女, 硕士, 研究领域为航天器热控制

的。因此，在对推进系统组件进行必要热防护的同时，更重要的是在喷管处引入高温隔热屏来隔离发动机羽流对推进组件的对流及辐射。

国外对羽流流场的实验研究开展较早^[1-3]，在实验研究的基础上，国外还进行相关数值模拟研究^[4]；国内方面，北京航空航天大学张建华等在高超声速低密度风洞上开展羽流流场测量实验^[5-6]，采用轴对称单组分 DSMC 方法对卫星姿控发动机喷管羽流流场进行了数值模拟。

本文基于 CFD 技术，采用 FLUENT 软件，数值模拟了带有高温隔热屏的发动机喷管周围轴对称羽流流场及隔热屏上温度场的分布，得出了结论，为推进系统热试车提供理论依据，并通过真实试车数据进行了验证。

1 模型建立及计算方法

1.1 物理模型

图 1 为某发动机喷管及高温隔热屏示意图，

高温隔热屏由 3 种不同的结构组成，分别为高温隔热屏喉部、裙部 1 和裙部 2，各部分的组成材料见表 1。计算时将高温隔热屏各材料的厚度及热特性参数根据经验或理论计算合理赋值。

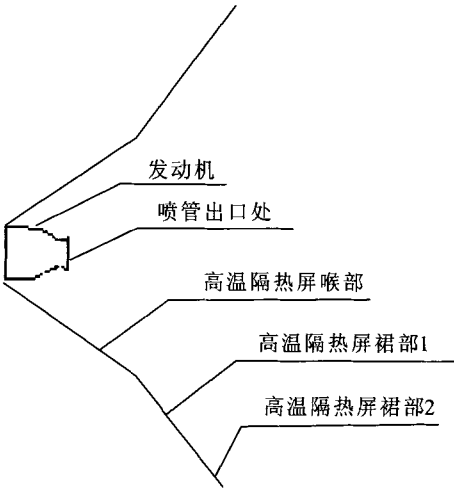


图 1 某发动机喷管及高温隔热屏示意图
Fig. 1 Schematic of engine nozzle and high-temperature heatshield

表 1 试车试验高温隔热屏的各部分组成

Tab. 1 Composition of high-temperature heat shield in ground hot test

名称		喉部	裙部 1	裙部 2
覆盖层		一层不锈钢箔	一层不锈钢箔	一层不锈钢箔
高温区	反射屏	2 层不锈钢箔+7 层镍箔	1 层不锈钢箔+4 层镍箔	3 层镍箔
	间隔层	8 层硅酸铝布	4 层硅酸铝布	2 层硅酸铝布
	单元数	8	4	2
中温区	反射屏	1 层镍箔+10 层铝箔+5 层双面镀铝聚酰亚胺膜	1 层镍箔+3 层铝箔+9 层双面镀铝聚酰亚胺膜	1 层镍箔+2 层铝箔+4 层双面镀铝聚酰亚胺膜
	间隔层	15 层玻璃纤维布	12 层玻璃纤维布	6 层玻璃纤维布
	单元数	15	12	6
低温区	反射屏	/	/	2 层双面镀铝聚酰亚胺膜+4 层双面镀铝聚酯膜
	间隔层	/	/	5 层涤纶网
	单元数	/	/	5
总单元数		23	16	13

图 2 为带高温隔热屏的短喷管发动机流场部分计算区域网格划分示意图，用结构化网格对计

算区域进行网格划分，计算区域 *de* 长 6 m，宽 *ef* 为 1 m，总网格节点数 109 660。为节省计算资

源, 计算时将喷管外气体的流动简化为二维轴对称流动, 假设从喷管出来的燃气为可压缩理想气体, 将喷管出口处燃气等效为同一组分气体。

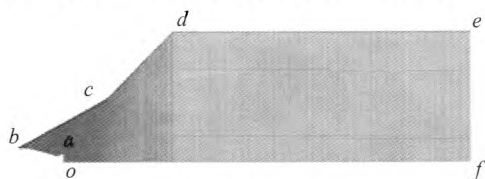


图 2 计算区域轴对称模型

Fig. 2 Axially-symmetric model of simulation area

1.2 控制方程及计算方法

本文应用有限体积法求解二维轴对称雷诺平均 $N-S$ 方程, 其守恒形式为:

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{H} = 0 \quad (1)$$

式中: \vec{Q} 是原始变量的矢量; \vec{E} 和 \vec{F} 是组合变量的矢量; \vec{H} 是源项。各矢量的表达式详见文献 [7]。

湍流模型采用适合发动机高速气体流场计算的 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型, 其输运方程表达式为:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon}^* \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3)$$

运用密度基耦合求解器求解。Courant 数取 0.2, 流动采用二阶迎风格式, 湍流动能及耗散率采用一阶迎风格式, 各残差因子取默认值。

1.3 边界条件

以该发动机以往实际试车时测量的喷管出口参数作为喷管外喷流流场的计算入口边界条件。控制方程边界条件对应图 2 所示, 具体设置为: 喷管出口 oa 设为压力入口, 给定试车时喷管出口处总压、总温及流动方向 (出口角 39.05°); 总压、总温根据试车时的实际静温及出口截面压力测量值按绝能等熵关系式计算而得。喷管壁 ab 及高温隔热屏表面 bc , cd 取固壁边界条件, 壁面采用无滑移边界条件, 计算域边界 de , ef 定为压力远场出口边界条件; of 中心轴线上取对称边界条件。

2 计算结果及分析

基于上述计算方法及边界条件设置, 完成了试车前的理论计算。本计算中为了简化模型, 喉部隔热屏与发动机头部设为直接连接如图 1 所示。而试车时喉部隔热屏与发动机头部之间还有另一种结构的高温隔热屏, 即喉部隔热屏不与发动机头部直接相连。该隔热屏一边与发动机头部相连, 另一边与喉部隔热屏连接。这是理论计算与实际试车有所区别的地方, 因此, 在理论计算条件下得到的隔热屏上温度数据应比实际试车情况得到的温度数据要高。根据隔热屏研制厂家提供的各部分导热系数数据, 隔热屏各部分导热系数分别为: 喉部及裙部高温区取 $0.018 \text{ W/(m}\cdot^\circ\text{C)}$, 喉部及裙部中温区取 $0.007 \text{ W/(m}\cdot^\circ\text{C)}$, 裙部低温区取 $0.004 \text{ W/(m}\cdot^\circ\text{C)}$ 。图 3~图 6 为带隔热屏情况下, 计算得到喷管出口外稳态温度、压力以及轴向和径向速度分布云图。喷管及高温隔热屏各部位温度情况见表 2。

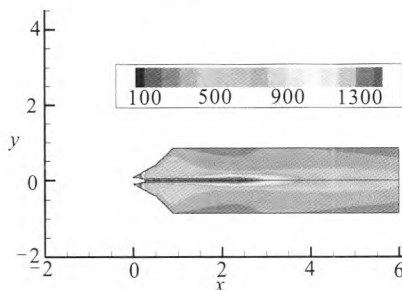


图 3 喷口外温度稳态分布云图(单位: K)

Fig. 3 Nephogram of temperature distribution out of nozzle

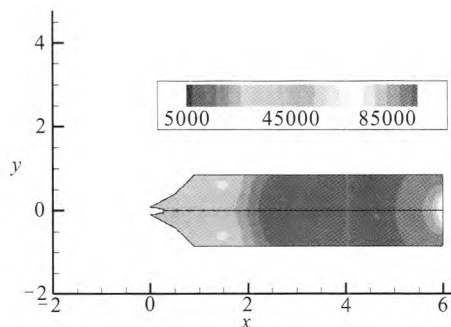


图 4 喷口外绝对压力稳态分布云图 (单位: Pa)

Fig. 4 Nephogram of absolute pressure distribution out of nozzle

图 3 和图 4 计算结果表明,在该马赫数下 ($Ma=2.07$),燃气膨胀受到抑制,喷管出口下游无回流区。在喷管出口附近,在中心区形成压缩波,压缩波汇合后穿过轴线继续延伸,温度和压力增加,然后气流膨胀,温度和压力逐渐降低。图 3 由于辐射和对流作用,离喷管较近的喉部高温隔热屏内侧覆盖层温度较高,最高处达 $1\,120\text{ }^{\circ}\text{C}$,其材料为不锈钢箔,其耐温能力为 $1\,400\text{ }^{\circ}\text{C}$,因此,计算结果在热控耐受温度范围内。

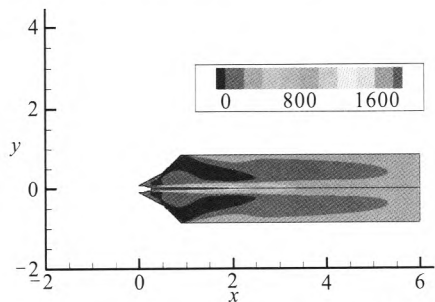


图 5 喷口外轴向速度稳态分布云图(单位:m/s)
Fig. 5 Nephogram of axial velocity distribution out of nozzle

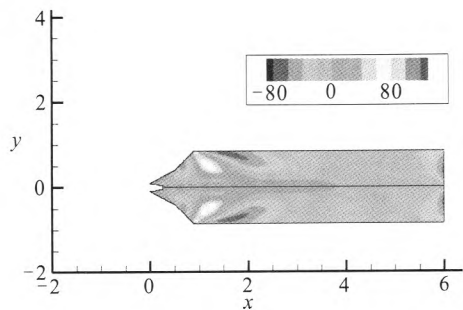


图 6 喷口外径向速度稳态分布云图(单位:m/s)
Fig. 6 Nephogram of radial velocity distribution out of nozzle

图 5 和图 6 为喷口外气流轴向及径向速度稳态分布云图。由图 5 和图 6 所示:沿轴向方向,气流先压缩再膨胀,轴向速度先减小后增大。而径向速度变化不大,约 40 m/s 。表 2 为计算收敛后,通过 FLUENT 软件获得的喷管及高温隔热屏各部分温度数据。表 3 为隔热屏材料温度耐受能力极限值。

表 2 隔热屏温度稳态计算结果
Tab. 2 Calculated results of temperature about high-temperature heat shield

			$^{\circ}\text{C}$
温度		温度范围	平均温度
喷管表面		1 068.7~1 283.7	1 190
喉部隔热屏	高温表面(覆盖层表面)	161~1 120	587.5
	高中温组件间	112.8~416.6	336.4
	中温表面(隔热屏外表面)	54.6~67.7	59
裙部 1 隔热屏	高温表面(覆盖层表面)	110.2~129.9	115.3
	高中温组件间	103.1~112.6	107.8
	中温表面(隔热屏外表面)	55.1~57.7	56.6
裙部 2 隔热屏	高温表面(覆盖层表面)	100.2~110.0	105.1
	高中温组件间	84.3~92.8	86.5
	中低温组件间	62.3~81.4	69.7
	低温表面(隔热屏外表面)	51.6~57.5	53.4

由表 1 高温隔热屏各部分的组成及表 3 隔热屏材料温度耐受能力极限值可以看出,计算得到的高温隔热屏各部分温度均在其耐受温度范围内。同时,隔热屏各部分的高、中、低温组件间温度差距大,喉部、裙部 1 的中温外表面以及裙

部 2 的低温外表面温度均只有 $55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,不会对附近的推进组件进行再加热。说明隔热屏能有效地将试车过程中发动机羽流的对流及辐射进行隔离,避免高温燃气对发动机周围的推进系统组件进行再加热。

表 3 隔热屏材料耐温能力
Tab. 3 Capacity of temperature resistance of
high-temperature heat shield materials

隔热屏材料	耐温能力极限	使用区域
不锈钢箔	1 400	高温覆盖层、高温多层
镍箔	1 000	高温多层、中温多层
硅酸铝布	1 400	高温多层
铝箔	650	中温多层
双面镀铝聚酰 亚胺膜	长期:290; 短期*:400	中温多层、低温多层
玻璃纤维布	700	中温多层
双面镀铝 聚酯膜	长期:120; 短期:180	低温多层
涤纶网	长期:120; 短期:180	低温多层

注: * 少于 30 min 的时间均可视为短期。

3 计算与试验结果对比

图 7 为实际试车过程中隔热屏外表面喉部温度变化情况示意图。隔热屏喉部附近(温度测点 T_{grp3} 和 T_{grp4}), 最高温度 46 °C, 实际测试结果稍低于仿真计算结果(54.1~67.7 °C), 这是因为: 1) 实际试车时, 喉部隔热屏上测点所在位置并不一定正好粘贴在温度最高处; 2) 由于实际情况喉部隔热屏并不与发动机直接连接, 而是通过一小块隔热屏与发动机相连, 计算时为简化模型, 认为喉部隔热屏与发动机直接相连, 因而计算设置比实际情况恶劣, 得到的喉部隔热屏外表面温度应更高; 3) 计算本身存在一定误差。图 8 为试车过程隔热屏外表面裙部温度变化情况。隔热屏裙部底端(温度测点 T_{grp7}) 最高温度 31 °C, 隔热屏裙部中间位置(温度测点 T_{grp8}) 最高温度 43 °C, 实际测试结果稍低于仿真计算结果(51.6~57.5 °C), 出现这种差异的原因为: 1) 实际试车时, 裙部隔热屏上测点所在位置并不一定正好粘贴在裙部温度最高处; 2) 由于计算时忽略了喉部隔热屏与发动机之间的小块高温隔热屏, 使得计算时

整个隔热屏与发动机之间的相对位置要比实际情况要稍近; 3) 计算本身存在一定的误差。在计算设置相对较保守情况下, 得到隔热屏各部分的温度均在各自耐受温度范围内的结果, 对实际热试车具有理论指导意义。

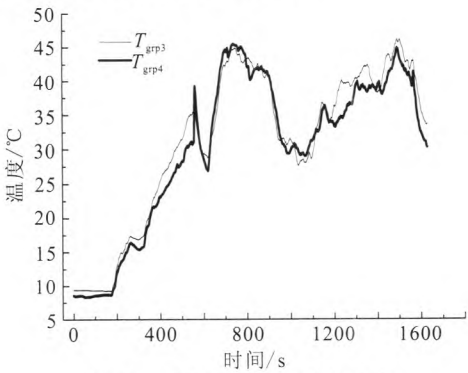


图 7 隔热屏外表面喉部温度

Fig. 7 External surface temperature of throat of heat shield

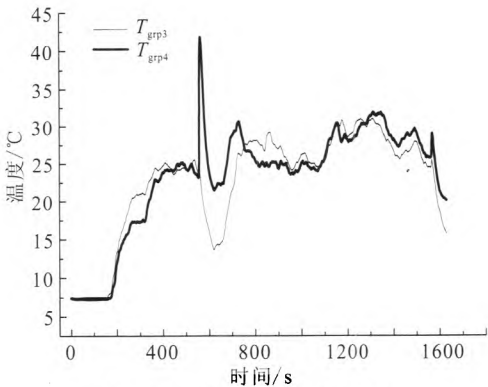


图 8 隔热屏外表面裙部温度

Fig. 8 External surface temperature of skirt section of heat shield

4 结论

通过数值模拟, 获得了带有高温隔热屏的某发动机喷管周围羽流流场及隔热屏上温度场的分布, 得到了高温隔热屏各部分温度均在其耐受温度范围内以及隔热屏有效地将试车过程中发动机产生的羽流对流及辐射热进行隔离的结论, 避免高温燃气对发动机周围的推进系统组件进行再加热, 为推进系统热试车提供有力的理论依据。并将计算结果与试车数据进行了对比, 二者之间吻合较好, 计算得到真实试车数据的验证。

(下转第 81 页)

从试验数据可以看出，无氰镀锌溶液的深镀能力好；氰化溶液镀锌时，正对极板的深镀能力比平行极板的深镀能力好。

表 5 不同镀液深镀能力试验数据

Tab. 5 Test data for deep plating ability of different electroplating solutions

试样放置状态	氰化/%	无氰/%
垂直(50 mm 钢管)	100	100
平行(50 mm 钢管)	60	100
平行(100 mm 钢管)	20	49

4.3 产品无氰电镀

根据工艺试验和检测结果，其镀液及镀覆工艺参数按照上述试验结果进行，即氢氧化钠含量 120 g/L，氧化锌为 12 g/L，添加剂含量 15 mL/L，电流密度 2.5 A/dm² 下对型号产品中 30CrMnSiA 材料的紧固件进行了样件试生产。样件采用碱性无氰镀锌工艺镀覆后较之氰化工艺镀覆的膜层外观艳丽、光亮。

5 结论

通过研究氧化锌加入量、电流密度大小、

NaOH/ZnO 比、添加剂等因素对锌镀层性能的影响，得到的最佳配方和工艺规范为：室温条件下，氢氧化钠浓度为 120 g/L，氧化锌浓度为 12 g/L，添加剂最佳浓度为 15 mL/L，光亮剂 1 mL/L，净化剂 2 mL/L，阴极电流密度为 2.5 A/dm²。采用该规范电镀的工件通过了 200 h 的氢脆拉伸试验。

参考文献：

[1] 吴以南. 碱性无氰镀锌的新发展[J]. 电镀与环保, 2005, 145(5): 1-3.

[2] 张允诚, 胡如南, 向荣. 电镀手册(上册)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997.

[3] 沈品华, 屠振密. 电镀锌及锌合金[M]. 北京: 机械工业出版社, 2001.

[4] 沈品华. JZ-04 高性能碱性无氰镀锌[J]. 电镀与环保, 2005, 145(5): 13-17.

[5] 左正忠. 氰化镀锌及无氰碱性锌酸盐镀锌通用光亮剂的研究[J]. 材料保护, 1997, 30(5): 11-13.

[6] 孙武. 光亮剂在碱性镀锌液中的阴极行为[J]. 电镀与精蚀, 2006, 170(5): 12-14.

(编辑：王建喜)

(上接第 45 页)

参考文献：

[1] DETTLEFF G, BOETTCHER R D, DANKERT C, et al. Attitude control thruster plume flow modeling and experiments [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1986, 23(5): 476-481.

[2] PENKO P F, BOYD I D, MEISSNER D L, et al. Pressure measurements in a low-density nozzle plume for code verification, AIAA 91-2110[R]. US: AIAA, 1991.

[3] PENKO P F, BOYD I D, MEISSNER D L, et al. Measurement and analysis of a small nozzle plume in vacuum, AIAA 92-3108[R]. US: AIAA, 1992.

[4] BOYD I D, PENKO P F, MEISSNER D L, et al. Experimental and numerical investigations of low density nozzle and plume flows of nitrogen[J]. AIAA Journal, 1992, 30(10): 2453-2461.

[5] 张建华, 贺碧蛟, 蔡国飙. 轴对称羽流流场数值模拟和实验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(5): 524-527.

[6] 张建华, 贺碧蛟, 蔡国飙, 等. 卫星姿控发动机喷管羽流撞击效应试验[J]. 空气动力学报, 2007, 25(2): 250-255.

[7] 庄逢辰, 赵文涛, 刘卫东, 等. 液体火箭发动机燃烧稳定性 CFD 分析[J]. 燃烧科学与技术, 2001, 7(1): 16-20.

(编辑：马 杰)