

推力室逆置点火瞬时真空舱流场数值与试验研究

王宏亮, 李广会, 曹明明, 于 军, 史 超
(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对高空模拟舱内逆向布置的推力室点火瞬时过程中舱内压力的变化规律进行了理论和数值仿真分析, 推力室高速气流的动能是推力室短程点火过程中舱内压力大幅上升的主要原因。为保证推力室点火时舱内的真空度, 需要在推力室出口配置导流装置将燃气导出真空舱。对单台和 4 台并联推力室进行点火试验, 试验表明: 采用燃气导流能够较好保持舱内真空度, 是整机多推力室高空模拟试验的新思路。

关键词: 高空模拟; 推力室逆置; 燃气导流

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0077-05

Numerical and experimental study of flow field in vacuum chamber during ignition transient of reversely-fixed thrust chamber

WANG Hong-liang, LI Guang-hui, CAO Ming-ming, YU Jun, SHI Chao
(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The theoretical and numerical simulation analyses for the pressure variation in the vacuum chamber that simulated high altitude condition during ignition transient of reversely-fixed thrust chamber were performed. Results shows significant pressure increase in the chamber in the working process of rocket nozzle, which is mainly caused by the kinetic energy of high-speed exhaust gas. In order to ensure the vacuum degree in the chamber, a deflector is needed to guide the gas out of the chamber. The numerical analysis and experimental test results show that the pressure rise can be reduced by the configuration of gas deflector tube at exit of the thrust chamber. It indicates that this method is benefit to the vacuum of the test chamber. This research may provide a guide for the test of the attitude and orbit control system in the high altitude simulation test.

Keywords: high altitude simulation; reversely-fixed thrust chamber; gas deflecting

收稿日期: 2013-11-28; 修回日期: 2014-01-26

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2011JY06)

作者简介: 王宏亮 (1979—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

0 引言

姿控动力系统工作环境为高空环境, 确定高空特性是推力室试验的重要任务之一。扩压器的流场结构非常复杂, 存在底部突扩流、再附激波和复杂的激波附面层干扰流场, 很难进行精确的理论分析。早期研究者们主要采用试验手段进行研究, 在大量试验基础上总结规律。George O. O. 对“真空舱+二次喉道扩压器”高模试验台提高扩压器增压能力的方法进行了数值模拟和试验验证^[1]。Manikanda K. R. 对高模试验台“真空舱+二次喉道扩压器+水喷淋冷却器+引射泵”系统的水喷淋冷却器性能进行了数值模拟与试验研究, 提出喷淋水滴尺寸大小对水喷淋冷却器性能有较大影响^[2]。Hyo W. Y., German R, Jones W. L. 对“真空舱+二次喉道扩压器”高模系统中的二次喉道扩压器在小起动压力等极限条件下的内部流动现象进行了数值分析^[3-5]。国内有朱子勇、丁学进、陈健、何国强、杨飒、徐万武、李纲等对高模试验台的流场以及扩压器系统性能进行了试验与数值研究^[6-12], 为高模系统的设计提供了参考。

尽管国内外学者对高模试验台的系统设计及扩压器内部流动规律已有了较为成熟的研究和认识, 但是对多个推力室在真空舱内同时点火的情况还鲜有研究, 尤其是当推力室逆置, 即喷管出口气流与扩压器气流方向相反时 (见图1所示), 舱内的压力分布是否满足高模试验要求需要深入研究。

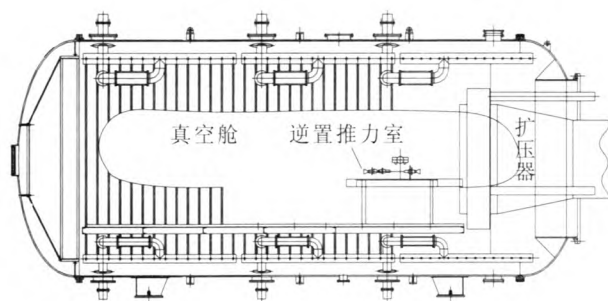


图1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

1 舱内压力和温度理论分析

将真空舱作为控制体, 根据开口系统能量方程可知单位时间内系统的能量变化:

$$\delta Q = dE_{cv} + \sum \left(h_2 + \frac{c_2^2}{2} + gz_2 \right) - \sum \left(h_1 + \frac{c_1^2}{2} + gz_1 \right) + \delta W \quad (1)$$

式中: δQ 为系统热量变化; dE_{cv} 为系统的内能变化量; $\sum \left(h_1 + \frac{c_1^2}{2} + gz_1 \right)$ 为进入系统的能量;

$\sum \left(h_2 + \frac{c_2^2}{2} + gz_2 \right)$ 为离开系统的能量; δW 为工质在控制体内部做的功。

由于推力室点火瞬间属于不稳定过程, 对上式积分后得到:

$$Q = E_{cv} + (m_2 h_2 - m_1 h_1) + 1/2 * (m_2 c_2^2 - m_1 c_1^2) + g(m_2 z_2 - m_1 z_1) + W_i \quad (2)$$

式中: $m_2, m_1, h_2, h_1, c_2, c_1, z_2, z_1$ 分别为离开和进入系统的燃气质量、焓以及燃气速度和海拔高速, 考虑到真空舱出口抽吸, m_2, c_2 不为 0; W_i 为 0; 系统绝热流动时 Q 为 0, 则式 (1) 简化为:

$$E_{cv} + (m_2 h_2 - m_1 h_1) + 1/2 * (m_2 c_2^2 - m_1 c_1^2) = 0$$

即

$$(M_2 U_2 - M_0 U_0) + (m_2 h_2 - m_1 h_1) + 1/2 * (m_2 c_2^2 - m_1 c_1^2) = 0 \quad (3)$$

式中: m_2 和 c_2 未知, 假设推力室燃气完全排出真空舱, 进入的燃气可瞬时抽出, 则 $m_2 = m_1$; M_0, M_2 为推力室工作前后真空舱内气体质量, 若推力室燃气完全排出真空舱, 则 $M_2 = M_0$; $h_2 = h_1$; U_0 和 U_2 是推力室工作前后真空舱内气体内能。

由 (3) 式可得:

$$U_2 = [M_0 U_0 - (m_2 h_2 - m_1 h_1) - 1/2 * (m_2 c_2^2 - m_1 c_1^2)] / M_2$$

简化为

$$U_2 = [M_0 U_0 - 1/2 m_1 * (c_2^2 - c_1^2)] / M_2$$

$$T_2 = \frac{U_2}{c_v} \quad (4)$$

$$p_2 = \frac{M_2 R_g T_2}{V} \quad (5)$$

式中: T_2 和 p_2 分别为推力室工作后真空舱温度和压力; c_v 为等容比热, $c_v = 2.454 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; R_g 为气体常数; V 为真空舱容积。

带入各计算参数后得到舱内压力约为 900 Pa, 不满足舱内压力低于 200 Pa 的高空模拟试验要求。

将整个舱作为开口容器的模型来分析时, 舱内压力上升仍然主要来自推力室气流的动能。如果不采取措施将推力室出口燃气直接导出真空舱, 而是采用引射的方式来抽出燃气, 抽出燃气的速度直接影响舱内压力的大小, 当 c_2 的数值较大时舱内的压力增幅才能小。推力室逆向放置时 c_2 不可能超过音速, 因此要保证舱内较低的压力, 必须在推力室出口配置导流管将燃气直接导向舱口的扩压器, 使燃气以较高的速度离开系统才能降低推力室气流的动能对舱内压力的影响。

2 数值计算分析

2.1 计算模型

推力室内实际流动为湍流。为求解可压缩湍流流动, 对控制方程组做时均化处理, 湍流附加项采用了 $k-\omega$ 双方程 SST 模型^[13-14]。

真空舱和推力室均为圆形轴对称, 可采用二维轴对称模型计算分析, 为提高计算效率, 建立 1/2 的几何结构。在划分网格时, 考虑到推力室外部流场流动变化的特点, 外场区域网格总体上由密变疏, 而对于内部主流区、壁面附面层、推力室出口以及可能出现激波或流动分离的区域都做了不同程度的局部网格加密, 见图 2 和图 3 所示。

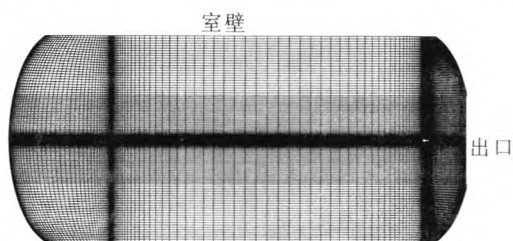


图 2 区域总体网格

Fig. 2 Overall mesh of computation domain

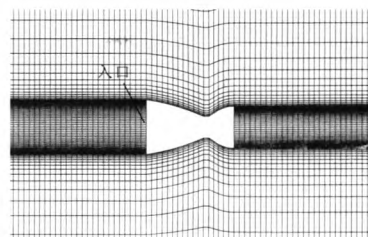


图 3 推力室附近局部网格

Fig. 3 Local grid near thrust chamber

推力室出口作为压力入口边界, 给定总压、总温和静压, 真空舱出口取压力出口边界, 采用外推方式获得出口参数。

2.2 直接排放舱内计算结果分析

对舱内逆置推力室进行数值分析 (后文推力室均指逆置推力室), 采用非稳态方法计算推力室工作 1 s 内的过程。初始舱压设为 100 Pa, 温度 300 K。图 4 和 5 分别为 0.001 s, 0.005 s, 0.5 s 和 1 s 时刻舱内的马赫数分布以及静压分布。

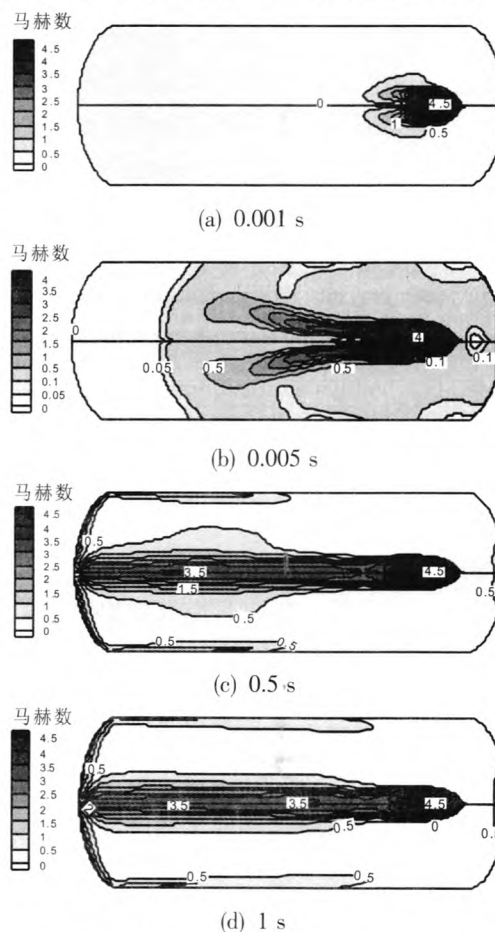


图 4 推力室点火 0~1 s 瞬时舱内马赫数分布

Fig. 4 Mach number distribution in vacuum chamber at $t = 0 \sim 1 \text{ s}$ during ignition transient of thrust chamber

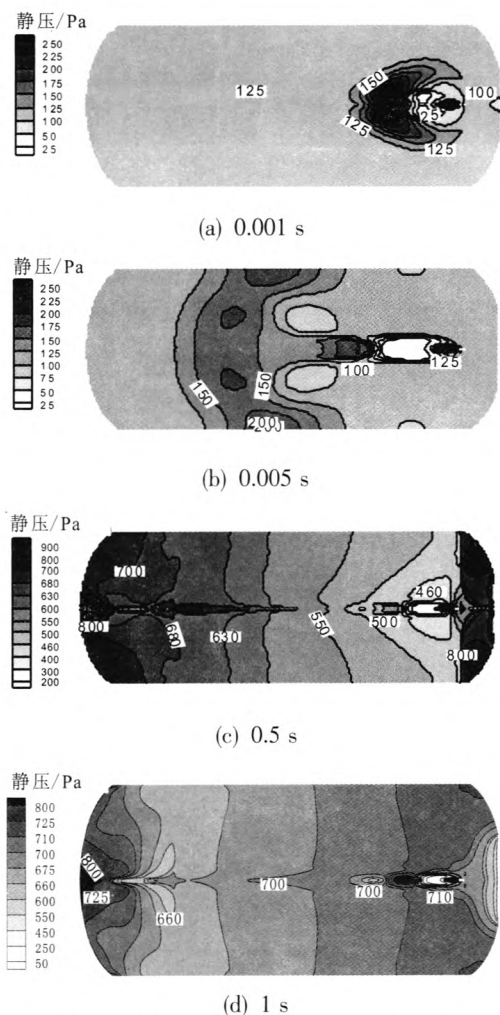


图 5 推力室舱内点火 0~1s 瞬时静压分布

Fig. 5 Static pressure distribution in vacuum chamber at $t=0\sim 1$ s during ignition transient of thrust chamber

从图 5 可以看出推力室附近的静压值 1 s 内从 100 Pa 上升到 700 Pa 左右, 与上节的理论计算结果基本接近。

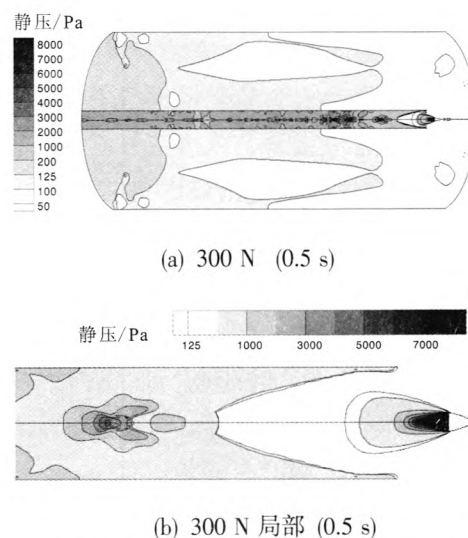
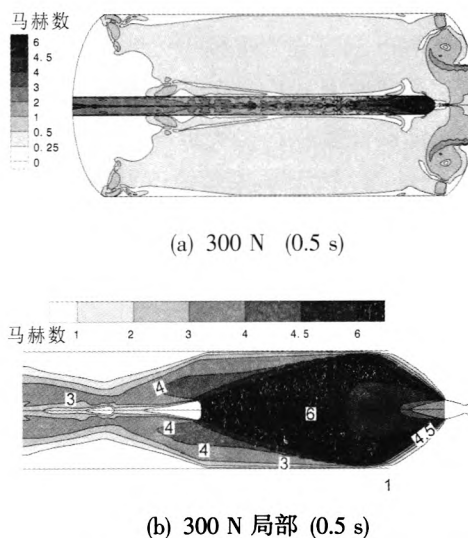
2.3 舱内带导流筒计算结果分析

基于以上分析, 得出将燃气导出真空舱是解决推力室逆置点火舱压升高的有效途径。为 300 N 推力室配置导流管 (管径 200 mm), 分析计算其短程点火时导流管内部流动情况, 以预测燃气是否能够顺利导出真空舱。导管距离 300 N 推力室出口距离初步取 140 mm。

2.3.1 直导流筒

图 6 和图 7 分别为带直导流筒推力室点火舱内 0.5 s 瞬时静压分布和马赫数分布。从图 6 和图 7 可看出, 在推力室出口配置导流管将燃气直

接导出舱后, 计算时直管出口压力初设为 100 Pa, 舱内压力几乎不受推力室点火影响。对于 300 N 推力室, 该导管位置条件下能将火焰气流导出真空舱, 但在导管进口边缘仍有少量燃气未能进入导管。因此, 需要采用带有一定扩张角度的管口入口设计才能使推力室燃气完全进入导管, 减少燃气对舱压的影响。

图 6 带直导流筒推力室点火舱内 0.5 s 瞬时静压分布
Fig. 6 Static pressure distribution in vacuum chamber at $t=0.5$ s during ignition transient of thrust chamber with straight deflecting tube图 7 带直导流筒推力室点火舱内 0.5 s 瞬时马赫数分布
Fig. 7 Mach number distribution in vacuum chamber at $t=0.5$ s during ignition transient of thrust chamber with straight deflecting tube

2.3.2 弯导流筒

真空舱难以设置通大气开口, 直导流筒导流方式难度较大, 因此须考虑在推力室出口采用 180°折转导流管将燃气直接导向扩压器。推力室工作 1 s 后的静压和马赫数计算结果如图 8 所示。

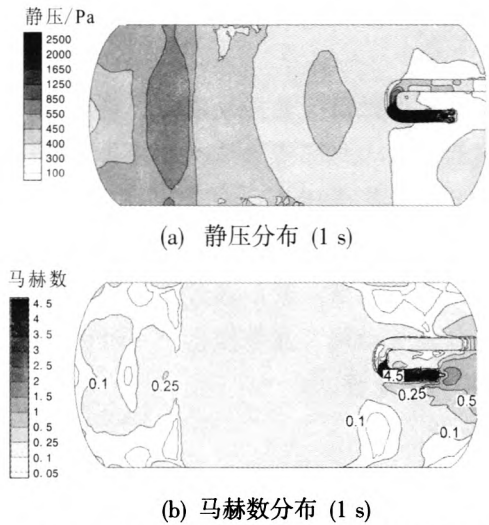


图 8 推力室带 180°弯曲导流管点火 1 s 时舱内静压与马赫数分布

Fig. 8 Static pressure and Mach number distribution in vacuum chamber at $t=1$ s with 180° bent deflecting tube at the outlet of thrust chamber

舱内压力几乎不受推力室点火的影响并且能将燃气导出真空舱, 舱内压力基本维持在 100 Pa 左右。

3 舱内压力试验测量分析

根据理论计算与数值分析, 对某型号整机在真空舱高空模拟试验进行了燃气导流结构设计。

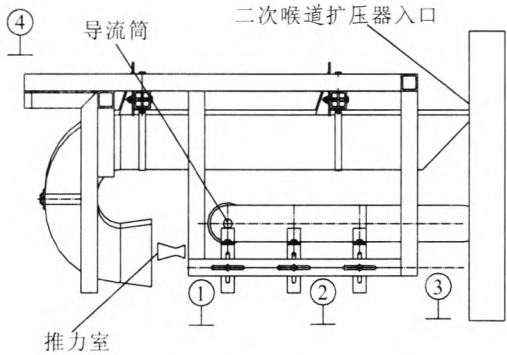
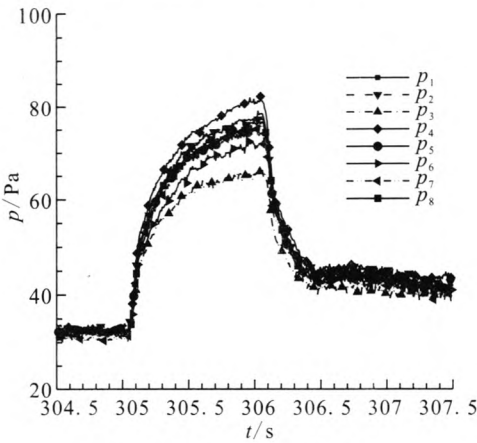
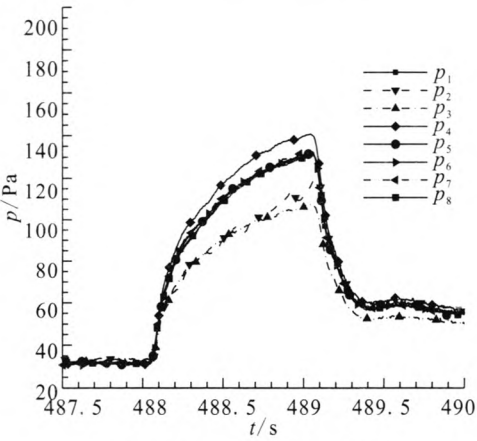


图 9 真空压力传感器布置位置
Fig. 9 Location of vacuum pressure sensors

推力室工作时真空压力测点 8 个, 其布置方式见图 9。在导流筒安装架正面安装 4 只, 编号为 p_1, p_2, p_3, p_4 , 所处位置见图 9 中①~④; 对称位置布置另外 4 只, 编号为 p_5, p_6, p_7, p_8 , 采用真空规传感器, 量程为 0~1 000 Pa, 精度 0.5%。300 N 推力室单独逆置工作与 4 机同时工作的舱压试验测量曲线如图 10 所示。



(a) 单台推力室逆置点火舱压



(b) 4 台推力室逆置点火舱压

图 10 推力室逆置点火舱压变化曲线

Fig. 10 Pressure curves in vacuum chamber during ignition of reversely-fixed thrust chamber

从真空舱压力变化曲线看, 单台与 4 个推力室同时逆置工作 1 s 时, 舱压都不同程度上升, 4 个推力室工作时压力从 30 Pa 升高到 140 Pa, 单台推力室工作压力上升幅度相对较低达到 80 Pa。数值模拟结果与试验测试结果基本相符, 说明采用燃气导流措施有效降低了推力室逆置点火时舱压的上升幅度, 满足试验要求。 (下转第 94 页)

- [3] 刘云飞, 安红梅, 杨荣杰, 等. 硝胺单元推进剂的燃烧性能研究[J]. 火炸药学报, 2001, 24(4): 48-49.
- [4] 何德昌, 徐军培, 刘德润. 反应度对 B 炸药热分解动力学参数的影响[J]. 火炸药学报, 2001, 24(3): 47-48.
- [5] 李余增. 热分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 1987.
- [6] 高思秘. 液体推进剂[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.
- [7] 刘子如, 刘艳, 范夕萍, 等. RDX 和 HMX 的热分解 I 热分析特征量[J]. 火炸药学报, 2004, 27(2): 63-66.
- [8] 陆燕. 四种液态含能材料热感度的探索性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.
- [9] 蔡正千. 热分析[M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.
- [10] 刘子如. 含能材料的热分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

(编辑: 王建喜)

(上接第 81 页)

4 结论

基于真空舱内推力室逆置点火的理论计算与数值分析, 提出采用燃气导流的方式将燃气导向二次喉道扩压器以保证推力室点火时舱内的真空度的方案。对此方案, 进行了高空模拟试验, 单台与 4 台推力室同时逆置工作 1 s 时, 舱压都不同程度上升。4 台推力室工作时压力从 30 Pa 升高到 140 Pa, 单台推力室工作压力上升幅度相对较低达到 80 Pa, 数值模拟结果与试验测试结果基本相符。采用燃气导流措施有效降低了推力室逆置点火时舱压的上升幅度, 但是推力室的工作时间只有 1 s, 对于长程工作时的真空舱压力变化情况以及导流装置的热结构设计还有待进一步探索。

参考文献:

- [1] GEORGE O O, KONG C D, KYUNG H C. CFD analysis of pressure recovery in supersonic diffuser of a high altitude environmental test facility[EB/OL]. [2010-03-04]. <http://www.jsass.or.jp/propcom>.
- [2] MANIKANDA K R, BALASUBRAMANIAN S, KUMARRESAN K, et al. Performance characteristics of a gas cooler in a high altitude test facility[C]//Proceedings of the International Conference on Aerospace Science Technology. Bangalore: [s.n.], 2008: 248-258.
- [3] HYO W Y, SANGKYU Y, HONG G S. Flow dynamics at the minimum starting condition of a supersonic diffuser to simulate a rocket's high altitude performance on the ground[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2009(23): 254-261.
- [4] BAUER R C, GERMAN R. The effect of second throat geometry on the performance of ejectors without induced flow, AEDC-TN-61-133[R]. USA: AEDC, 1961.
- [5] JONES W L, FRICE H G, LORENZO C F. Experimental study of zero-flow ejectors using gaseous nitrogen, NASA TN D-203[R]. USA: NASA, 1960.
- [6] 朱子勇, 李培昌, 瞿骞. 模型号火箭推力室高空模拟试验中扩压器的数值计算与试验比较[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 231-237.
- [7] 丁学进, 王志浩, 刘晓丽. 高空模拟试验台扩压器数值分析[J]. 西南大学学报, 2008, 23(2): 19-22.
- [8] 陈健, 吴继平, 王振国, 等. 高空模拟试验台主被动引射方案数值研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 126-129.
- [9] 何国强, 王国辉, 蔡体敏, 等. 高过载条件下固体发动机内流场及绝热层冲蚀研究[J]. 固体火箭技术, 2001, 20(4): 4-8.
- [10] 杨飒. 基于炭层孔隙结构的热化学烧蚀模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- [11] 徐万武, 谭建国, 王振国. 高空模拟试车台超声速引射器数值研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2): 71-74.
- [12] 李纲. 固冲发动机高空模拟引射器设计与试验研究[J]. 南京理工大学学报: 自然科学版, 2008 (2): 181-184.
- [13] 唐家鹏. Fluent 学习手册[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2013.
- [14] 王福军. 计算流体动力学分析 -CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

(编辑: 陈红霞)