

气氢 / 气氧塞式喷管模型发动机实验^{*}

王长辉, 刘 宇, 王一白, 廖云飞

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 以气氢 / 气氧为推进剂, 对圆转方内喷管单元直排塞式喷管进行了热试实验研究。介绍了实验系统及实验发动机主要零部件的结构和设计参数, 给出了实验参数测量结果、实验照片和数据分析。无再生冷却塞式喷管发动机采用耐烧蚀材料钨渗铜加工内喷管和燃烧室内衬, 碳钢材料加工塞锥, 成功进行了多次短时间热试实验。在三个压比下获得了塞式喷管性能数据, 实验表明, 塞式喷管具有良好的高度补偿能力和较高的效率。在 $C_{NPR} = 110$ 附近, 效率达到 93% ~ 95%; 在 $C_{NPR} = 450$ 附近, 效率达到 96% ~ 98%; 在 $C_{NPR} = 1000$ 附近, 效率达到 93% ~ 96%。预计在设计点的效率不低于 98%。

关键词: 火箭发动机; 塞式喷管; 热试车; 性能分析

中图分类号: V431 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 01-0073-05

Tests on GH_2 / GO_2 model engine with aerospike nozzle

WANG Chang-hui, LIU Yu, WANG Yi-bai, LIAO Yun-fei

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Hot-firing tests were carried out on a 1-cell GH_2 / GO_2 linear aerospike nozzle engine with round-to-rectangle primary nozzle. Test apparatus, structures and design parameters of the main parts of the experimental engine are described. The primary nozzle and inner layer of the combustion chamber were made of ablation resistant W-Cu alloy and the aerospike ramp was made of steel. Five short duration hot firing tests on the aerospike engine without generation cooling were executed successfully. The aerospike nozzle performance was obtained under different C_{NPR} (C_{NPR} is the ratio of combustion chamber pressure p_c to ambient pressure p_a). It is shown that good altitude compensation of thrust and high efficiencies were yielded in the tests. If $C_{NPR} = 110$, efficiency is from 93% to 95%. If $C_{NPR} = 450$, efficiency is from 96% to 98% and efficiency is from 93% to 96% if $C_{NPR} = 1000$. The promising efficiency of more than 98% at design point can be expected.

Key words Rocket engine; Plug nozzle; Hot-firing test; Performance analysis

1 引 言

塞式喷管用于现有火箭发动机系统, 可望仅作有限的改动便可大幅度提高发动机的性能。20世纪 70 年代, 塞式喷管发动机曾一度计划用于航天飞机主发动机, 20世纪 90 年代以来, 塞式喷管技术在美国、欧洲、日本和中国受到广泛关注和研究^[1]。虽然由于燃料储箱超重和研究经费短缺等原因, 美国以塞式喷管发动机为动力的“X-33”运载器计划被终止, 但塞式喷管发动机的研制是成功的。

在我国, 对塞式喷管型面设计^[2]、高度特性^[3]、底部特性^[4-5]和流场结构^[6-7]等方面的认识不断加深。大量的冷试实验结果证明, 塞式喷管具有良好的高度补偿特性, 相对钟型喷管具有更高的性能^[1]。此前塞式喷管的热试车研究采用的是固体推进剂或气氧 / 酒精推进剂, 塞式喷管的应用方案之一就是氢氧塞式喷管火箭发动机, 本文进行气氢 / 气氧塞式喷管发动机的热试实验研究。另外, 此前的热试塞式喷管型面均是简化的直线型面或者曲线近似型面, 本文实验塞式喷管的型面是优化设计的特征型面。内喷

* 收稿日期: 2006-02-27; 修订日期: 2006-06-10。

基金项目: 国家“八六三”资助项目 (863-2-1-3-1)。

作者简介: 王长辉 (1977—), 男, 博士后, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。Email: wangchanghui@buaa.edu.cn

管为圆形喉部方型出口型面,这些设计都更加接近实际应用,为后续多单元、大流量氢/氧塞式喷管发动机实验样机的设计和实验打下基础。

2 实验系统

热试实验系统主要包括实验塞式喷管发动机、气氢/气氧推进剂供给系统、氮气吹除系统、真空系统、点火系统和测控系统等。

2.1 推进剂供给和吹除系统

推进剂供给系统包括常温气氧系统和常温气氢系统。气氧由汇流排上 10 个体积约为 0.041 m³ 的高压氧气瓶并联提供,充气后压强可达 12 MPa。气氢由北京航天试验技术研究所高压氢气贮箱提供,最高供氢压强可达 18 MPa。为精确控制推进剂混合比,气源经过减压器后由音速喷嘴控制流量。相对于实验所需流量,气源气量可以充分保证实验过程中减压器后压强稳定。

吹除系统用常温高压氮气。气源由并联多个高压氮气瓶的汇流排提供,分别对气氧和气氢路进行吹除。由于不需要精确控制吹除氮气的流量,为简单考虑,系统不再设减压器和音速喷嘴,而是由孔板取而代之。根据实验要求,氮气瓶组充气压强大于 10 MPa。

2.2 真空和点火系统

真空系统主要由真空实验舱、四个大圆柱形真空罐和真空泵等组成,真空容积大于 120 m³。由于氢氧实验时危险性较大,需要注意安全,在实验舱内不能有达到爆炸浓度的氢氧混气积存,氢气的积存量要严格控制。排除系统内氢气的有效方法就是高端放气,为此,在实验的各个真空罐(舱)顶部开放气孔或安装放气手阀,在人员进入实验舱内工作前,需经过氢含量报警器检测。

最初计划使用爆震波点火,由于协调过程中不断出现问题,后改用比较简单可靠的固体药包点火。固体药包点火系统由电源、引火头、固体火药、火药包和定位支架等组成。点火电源由控制台提供,固体火药由 2[#]黑火药 3 g 和 3[#]黑火药 6 g 混合而成,引火头埋在其中。实验前拆掉发动机头部,把固体药包点火器从燃烧室放入,定位支架卡在喷管入口处,以定位点火器位置^[1]。

2.3 实验测量系统

实验系统采用水平的推力台架,实验发动机用钢丝绳侧向固定在实验舱中,调整钢丝绳和底部支撑结

构保证发动机推力轴线与推力台架轴线在同一直线上。为获得发动机性能,测量参数包括推力 F , 燃烧室压强 p_c , 实验舱压强 p_a 等。均方根误差分析显示,推力测量误差小于 1%,压强的测量精度比推力测量精度更高。压比 $C_{NPR} = p_c / p_a$ 反映模拟高度变化。衡量喷管性能用推力效率,为某一高度下实验测量推力系数与理论推力系数之比。

进行热试实验之前,需对新安装的气氢管路、气氧管路分别进行推进剂管路充填特性实验。具体方法是以测量系统记录的时间起始点为零点时刻,重叠气氢或气氧主阀后压强曲线与燃烧室压强曲线,燃烧室压强开始稳定的时刻 t_c 与气氢或气氧阀后开始建压时刻 t_h , t_0 的时间间隔就是两种推进剂在管路和头部中充填所需要的时间,这两个时间分别称为气氢管路充填时间 $\Delta t_h = t_c - t_h$ 和气氧管路充填时间 $\Delta t_0 = t_c - t_0$ 。通过这两个时间来确定氢、氧主阀开闭的先后时序,时序要保证点火可靠和启动平稳。氢氧阀门关闭时刻由燃烧室稳定工作时间加上推进剂管路充填时间来确定。实验发动机无再生冷却,实验时间以测量的参数达到稳定工作状态即可。设计条件下,发动机的工作参数见表 1。

Table 1 Model engine parameters under design condition	
Mixing ratio α	5.46
Combustion chamber pressure p_c /MPa	3.85
Combustion chamber temperature T_c /K	3427
Specific heat ratio γ	1.198
Gas constant R /(J/kg·K)	632.06
Total flow rate m /(kg/s)	0.901
Mass flow rate of GO_2 m_{GO_2} /(kg/s)	0.762
Mass flow rate of GH_2 m_{GH_2} /(kg/s)	0.139

3 实验发动机

实验发动机为单元直排塞式喷管发动机,其结构简图如图 1 所示,主要包括头部、燃烧室内衬、燃烧室外套、内喷管套、内喷管、塞锥、底板、支撑件等部分。底板在底部的延伸长度大于 2 倍半底部高度,用于满足底部流场的对称条件。底板下面有滚动轴承支撑,保证发动机在水平推力方向不受限制地移动。

燃烧室内衬和内喷管使用耐高温、耐烧蚀材料钨钎铜,它具有优良的耐烧蚀性能,是理想的热试实验喷管材料。钨钎铜烧蚀率很低,有研究表明,在作为

喉衬材料时,其烧蚀率为 $2.8 \sim 24 \mu\text{m/s}$ 。具体烧蚀率大小与材料制造工艺和喷管结构有关,会在一定范围内变化,但完全可作为喷管材料用于短时间热试车实验^[8]。燃烧室外套使用高导热材料紫铜,通过发动机综合烧蚀和热沉法进行热防护。

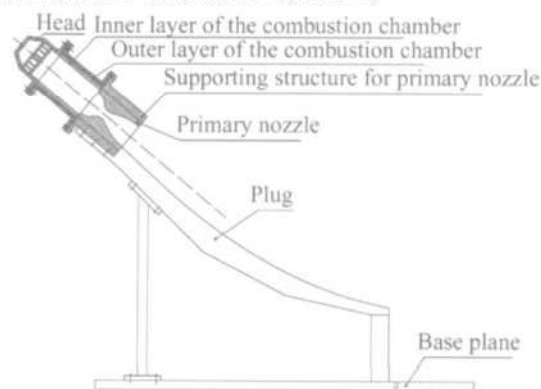


Fig 1 Structure sketch of the model engine

3.1 内喷管

如图 2 所示,内喷管为圆喉转方型出口喷管,喉部直径 $D_1 = 26 \text{ mm}$,面积比 $E_1 = 5.5$ 。喉部上游收敛段和喉部下游扩张段的转方前是轴对称结构,与一般轴对称拉瓦尔喷管类似。收敛段入口直径 $D_1 = 60 \text{ mm}$,从扩张段面积比为 $E = 1.37$ 处开始,喷管型面的截面形状由圆形逐渐转变为带圆角的方形,出口圆角半径由转方起始圆角半径 $R_1 = 15.216 \text{ mm}$ 光滑过渡到出口圆角半径 $R_2 = 10.0 \text{ mm}$ 。内喷管外加工有三道密封槽,加氟橡胶密封圈后装入内喷管套^[1]。

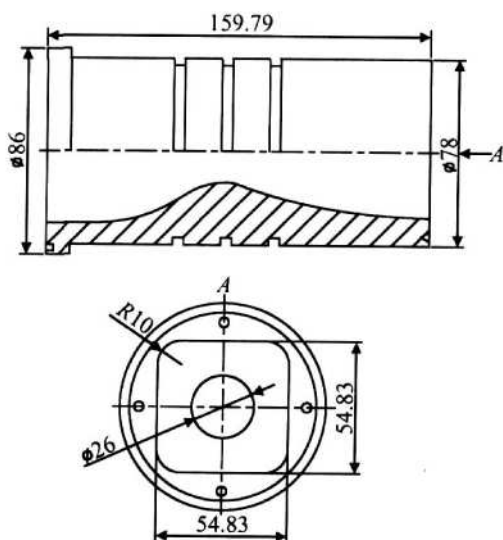


Fig 2 Sketch of round-to-rectangle primary nozzle

3.2 头部

发动机头部用不锈钢材料加工,为三底两腔结构。如图 3 上底为空心圆台形,在斜侧周向均匀分布有三个 $\phi 10 \text{ mm}$ 气氧进气管嘴。在头部圆柱段的

周向上均匀分布四个 $\phi 10 \text{ mm}$ 气氢进气管嘴。考虑是气气混合燃烧,喷注器采用直流式喷嘴。中底和下底在沿直径 $\phi 34 \text{ mm}$ 的圆周向均布 6 个 $\phi 7 \text{ mm}$ 孔,装配时气氧喷嘴两端分别插入中底和下底孔内焊接,上底与中底之间形成氧腔,气氧喷嘴内径为 $\phi 4.7 \text{ mm}$ 。氢喷嘴为下底上环绕在氧喷嘴周围直径 $\phi 14 \text{ mm}$ 圆周向的 36 个 $\phi 1.3 \text{ mm}$ 小孔,在靠近壁面的外层,下底在周向布置两圈共 36 个 $\phi 1.0 \text{ mm}$ 小孔用于喷气氢热防护,中底和下底形成氢腔。

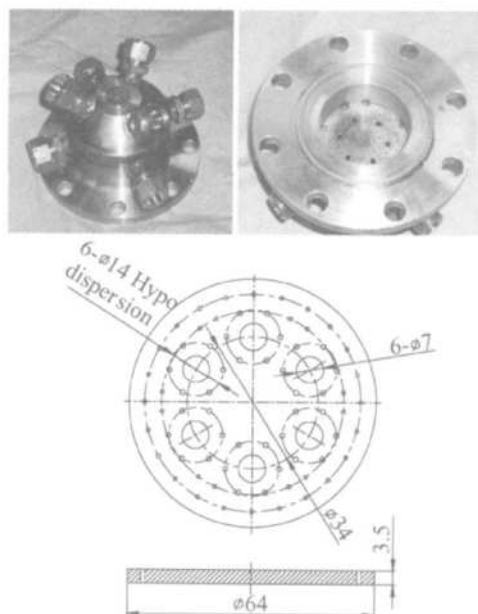


Fig 3 Photograph and injector plane sketch of the head

3.3 其它零件

塞锥材料为碳钢,整体线切割加工。内喷管倾角 $\theta = 39.5^\circ$,塞锥宽度 $W_d = 53.26 \text{ mm}$,塞式喷管的总面积比 $E_1 = 80.0$ 设计点压比 $C_{NPR} = 1139$ 。

内喷管套材料用碳钢,内装内喷管,其一端法兰与燃烧室法兰连接,另一端与塞锥装配,通过调节内喷管套与塞锥装配面间金属薄片的厚度和旋转内喷管位置,使内喷管出口与塞锥型面光滑连接。

燃烧室的紫铜外套是两侧带连接法兰的圆柱腔,导热性好。内衬是钨渗铜材料加工的圆柱筒用于烧蚀防护,两零件间通过高温胶粘结在一起。燃烧室两端法兰分别与内喷管套法兰和头部法兰相连,实现头部、燃烧室和喷管之间的密封,燃烧室侧壁有测压接嘴。

4 实验和结果分析

4.1 确定时序冷吹实验

系统管路连接好后分别对气氢、气氧路进行了充

填特性冷吹实验。图 4是氢阀后压强 p_{H_2} 与燃烧室压强 p_c 的实验曲线。气氢主阀后建压时刻为 $t_{H_2} = 1.33\text{ s}$ 燃烧室稳定建压时刻为 $t_c = 1.744\text{ s}$ 气氢管路充填时间为 $\Delta t_{H_2} = 0.414\text{ s}$ 气氧主阀后建压时刻为 $t_0 = 1.03\text{ s}$ 燃烧室稳定建压时刻为 $t_c = 2.63\text{ s}$ 气氧管路充填时间为 $\Delta t_0 = 1.6\text{ s}$

4 2 热试实验参数

表 2给出了三次实验前推进剂供给系统和氮气吹除系统调压数据。表 3给出了三次实验的阀门开启时间、预计稳定工作时间、头部推进剂混合比和喷嘴压降数据。

Table 2 Feed system parameters in the tests

No	O ₂ pressure before	O ₂ pressure after	H ₂ pressure		H ₂ pressure after	N ₂ pressure before
	redactor/MPa	redactor/MPa	before	redactor/MPa	redactor/MPa	aperture plane/MPa
1	10.45	8.85	9.30		7.85	7.83
2	11.35	8.75	11.7		8.35	8.38
3	10.45	8.85	9.30		7.85	7.83

Table 3 Valves operating parameters in the tests

No	1	2	3
O ₂ valve open time/s	2.6	2.6	2.6
Designed stable working time of the combustion chamber/s	1.5	1.5	1.5
Designed mixing ratio	5.94	5.01	5.13
Designed pressure drop of H ₂ injector/MPa	0.8426	1.0361	1.0093
Designed pressure drop of O ₂ injector/MPa	1.4450	1.2130	1.2459

4 3 热试实验情况

由于发动机稳定工作的时间比较短,每次实验可以测得一个压比值附近的喷管性能,要获得高度特性需进行几次实验。为防止舱内氧气含量过高而引起爆燃,低压比实验时,也先抽气到较高的真空度,然后根据实验反压要求向真空系统充入氮气提高舱内压强,这样可避免在实验中舱内发生爆燃而损坏设备。

以 $C_{NPR} = 450$ 附近时实验测量的结果为例,推力 F 、燃烧室压强 p_c 和实验舱压强 p_a 的测量结果如图 5 所示。点火后推力和燃烧室压强迅速升高,推力达到 3500 N,燃烧室压强达到 3.70 MPa。由于设计稳定工作时间 1.5 s 实验结束时推力和燃烧室压强已经出现了平稳段。实验舱内扩压器的引射作用比较明显,实验过程中真空压强维持较低的水平,达到实验要求。吹除氮气的压强较高,在推力和燃烧室压强曲线后段出现了压强峰。

各次实验后打开舱门检查发现:舱内弥漫着水汽和高温胶被灼烧后散发的气味,舱壁上有水凝结,发

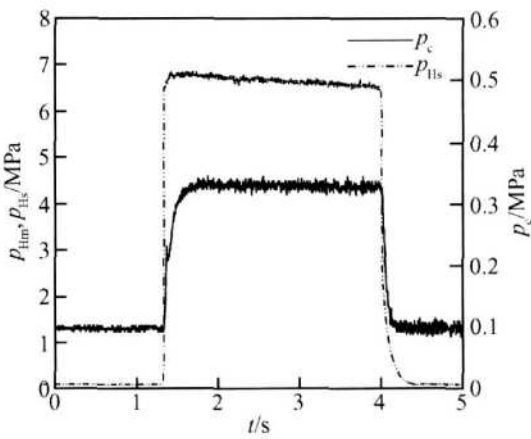


Fig 4 Measured pressure in cold-flow test

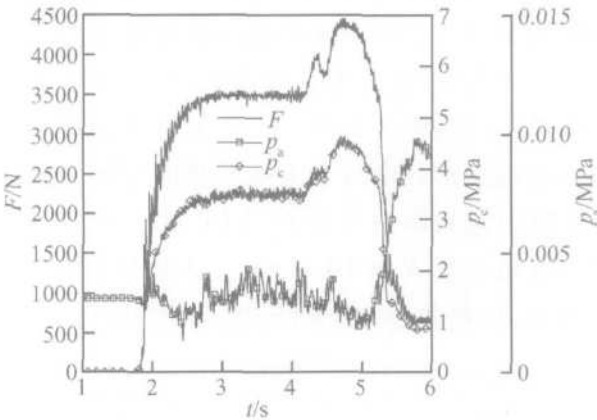


Fig 5 Measured data in hot-firing test

动机和舱内管路系统等完好。发动机头部、燃烧室、内喷管、塞锥等零部件完好。

实验发动机可靠地进行了五次高温燃气吹风实验(其中两次安装在其它喷管上进行实验)。五次实验后,头部无烧蚀损坏,喷注器面板、内壁表面状态良好,保持金属光泽。实验后拆下的内喷管照片如图 6 所示。由于进行了多次高温实验,钨渗铜内喷管的内壁表面有少量的铜渗出,在高温高速燃气流的冲刷下,渗出的铜在壁面上沿流线方向成细丝状分布,犹如刷子刷出来的一般。但多次实验后内喷管型面无破坏,喉部尺寸变化不大,五次实验后,测量的内喷管喉部直径比实验前增大约 0.1 mm。

4 4 塞式喷管性能

图 7是单元热试塞式喷管性能的数值模拟结果



Fig 6 Primary nozzle photograph after all tests

和实验数据对比图,数值模拟方法参见文献[9]。三次实验的有效数据在 $C_{NPR} = 110$, $C_{NPR} = 450$ 和 $C_{NPR} = 1000$ 三个压比(高度)下获得了喷管推力效率。在低压比 $C_{NPR} = 110$ 附近,效率在 93% ~ 95%; 在中间压比 $C_{NPR} = 450$ 附近,效率在 96% ~ 98%; 在高压比 $C_{NPR} = 1000$ 附近,效率在 93% ~ 96%。在 $C_{NPR} = 110$ 和 $C_{NPR} = 450$ 两个压比下,数值预测的喷管效率与实验测量数据吻合较好。在压比 $C_{NPR} = 1000$ 下,计算的效率在 98% 左右,而实验测量数据在 93% ~ 96%,二者有几个百分点的误差。

塞式喷管的设计点压比 $C_{NPR} = 1139$, $C_{NPR} = 1000$ 更接近设计点,此时的喷管效率应比 $C_{NPR} = 450$ 时略高。分析认为, $C_{NPR} = 1000$ 附近的性能测量值偏低主要是由于扩压器引射效果欠佳造成的。由于实验发动机的尺寸和流量比较大,扩压器不能满足高压比实验的反压维持要求。由于反压传感器所处位置的引射作用明显,测得的舱内压强值低于喷管的实际工作反压,造成计算的实验效率偏低。总的来说,性能的热试实验结果还是满意的,在 $C_{NPR} = 450$ 时测量的效率最大值达到了 98%,在设计点的效率应该还会有小幅度提高。高压比模拟实验对扩压器的依赖很大,今后进行高压比实验须对扩压器作比较大的改造。

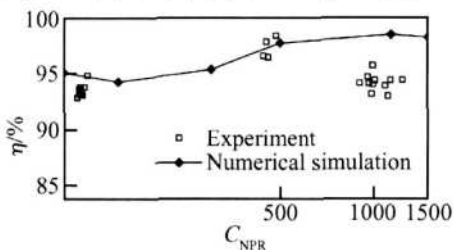


Fig 7 Experimental and numerical results of performance

5 结 论

(1)成功进行了多次热试车实验,获得了燃烧室参数稳定工作过程和三个压比下性能的实验数据,实验的最高效率达到 98%。

(2)采用耐烧蚀材料钨渗铜加工圆转方内喷管和燃烧室内衬,碳钢材料加工塞锥的非冷却热试发动机完成了多次短时间热试实验。实验后,发动机头部、燃烧室和塞锥等零部件无烧蚀和损坏。表明对于短时间的热试车实验研究,该设计方案是可行的。

(3)实验发动机的头部采用直流式喷嘴,气氧喷嘴为直流孔,气氢喷嘴为环绕在气氧喷嘴周围的氢气孔,近壁面布置多个小孔喷氢热防护。实验表明,头部的结构和参数设计是合理的。

参考文献:

- [1] 王长辉. 塞式喷管气动特性的实验和数值模拟研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005
- [2] 覃粒子, 刘 宇, 王-白. 塞式喷管多参数性能优化计算 [J]. 宇航学报, 2002, 23(2).
- [3] Dai W Y, Liu Y, Cheng X C, et al. Analytical and experimental studies of tile-shaped aerospoke nozzles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(4).
- [4] 王长辉, 刘 宇, 廖云飞. 塞式喷管底部特性研究 [J]. 航空学报, 2005, 26(1).
- [5] 李 江, 郭唐稳, 马家欢. 气动塞式喷管底部二次流特性的数值模拟 [J]. 推进技术, 2001, 22(1). (LI Jiang GUO Tang-wen MA Jia-huan Numerical analysis of base bleed effect on aerospoke nozzle performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(1)).
- [6] 郭 正, 刘 君, 瞿章华. 塞式喷管流场的数值模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21(4). (GUO Zheng LIU Jun QU Zhang-hua Numerical simulation of plug nozzle flow field [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(4)).
- [7] 宋明德, 张涵信, 刘金合. 火箭发动机塞式喷管流场的数值模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21(5). (SONG Ming-de ZHANG Han-xin LIU Jin-he Numerical study on plug nozzle flow field [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5)).
- [8] 丘哲明, 陈明义, 杨信荣, 等. 导弹与航天丛书. 固体火箭发动机材料与工艺 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995
- [9] 王长辉, 刘 宇. 塞式喷管化学反应非平衡流动的数值模拟 [J]. 推进技术, 2004, 25(6). (WANG Chang-hui LIU Yu Numerical simulation on aerospoke nozzle flow field with chemical non-equilibrium reaction [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(6)).

(编辑: 张雅凤)