

上面级发动机推力室喷管延伸段气膜冷却研究

孙永奇, 李宝荣, 杨建文

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 上面级发动机采用四氧化二氮/偏二甲肼为推进剂, 将涡轮排气引入推力室喷管气膜冷却喷管延伸段。仿真计算和热试车表明: 推力室主燃气与涡轮排气压力在同一截面处相等, 涡轮排气沿喷管延伸段壁面流动形成紧贴喷管壁面的气膜, 对主燃气无扰动, 对喷管延伸段起到冷却保护作用。推力室喷管延伸段传热计算值和热试车延伸段温度测量值吻合, 排气集热器内压力基本均匀, 满足工程应用需要。

关键词: 液体火箭发动机; 推力室; 喷管延伸段; 气膜冷却

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 04-0013-06

Research on gas film cooling at nozzle extension section of thrust chamber for upper stage engine

SUN Yong-qi, LI Bao-rong, YANG Jian-wen

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Nitrogen tetroxide (N_2O_4)/unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH) is adopted as propellant of the upper stage engine. The turbine exhaust gas is imported into the nozzle extension section of thrust chamber to form low temperature gas film. The simulation calculation and the ground hot-firing test were performed to validate the cooling method. The results show that the pressure of the main gas from the thrust chamber is equal with that of the turbine exhaust gas, and the gas film formed by the turbine exhaust gas which flows along the nozzle extension section and appresses with the inner wall of the nozzle has no perturbation to the main gas, and protects the nozzle extension section from high temperature. The value of heat-transfer calculation of the nozzle extension section of thrust chamber coincides with that of temperature detection during the ground hot-firing test. The pressure in the exhaust gas collector is basically uniform. It satisfied the requirements of a project.

Keywords: liquid rocket engine; thrust chamber; nozzle extension section; gas film cooling

收稿日期: 2012-10-13; 修回日期: 2012-12-06

基金项目: 国家 863 项目(2007AA705302)

作者简介: 孙永奇 (1976—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机推力室设计

0 引言

上面级是一种高效空间飞行器,是空间运输系统的一个独立单元,具有较强的任务适应性,其工作段通常已经进入地球轨道,在轨道上完成滑行、轨道机动、有效载荷的分离与部署等任务,具有多次起动、长时间工作、自主飞行等特点,是提高火箭性能和任务适应能力的有效途径。世界各国非常重视上面级的研制。

上面级发动机的一个特点是比冲要求高。火箭发动机推力室比冲的提高主要通过提高推力室燃烧效率和增大喷管面积比的方法。推力室燃烧效率提高到一定程度后再很难提高,于是,增大喷管面积比成为提高比冲的一个有效途径。上面级发动机由于外界环境压力很小,几乎为真空,喷管面积比在发动机空间允许的情况下可以几乎无限增大,但随着喷管面积比的增大,由于推进剂流量有限,对于高室压推力室而言,采用再生冷却方式冷却整个喷管已不可能;采用可延伸喷管,技术难度、研制周期和成本是可想而知的;采用单壁薄片增加镀层的辐射冷却方式,研制成本也将会增加很多。因此,采用一种低成本又能对喷管延伸段进行有效冷却的方法,就成为上面级火箭发动机推力室研制中的一项重要研究课题。

采用四氧化二氮/偏二甲肼为推进剂的可贮存液体上面级泵压式发动机,为了满足高比冲性能要求,推力室采用了增大喷管面积比提高比冲的单壁薄片结构的技术方案(面积比达 300 以上)。在喷管延伸段冷却技术攻关中,采用的是将涡轮排气引入推力室喷管气膜冷却喷管延伸段的技术方案。

涡轮排气引入推力室喷管的优点是涡轮排气相对推力室主燃气温度很低,对喷管延伸段可以进行可靠的气膜冷却,同时在喷管内继续补充燃烧、膨胀,产生一部分额外推力增益,进一步提高发动机比冲,对于火箭的高空飞行姿态控制和发动机的高模试车也非常有利。

1 工作原理和结构

引涡轮排气进入推力室喷管气膜冷却喷管的设计准则:

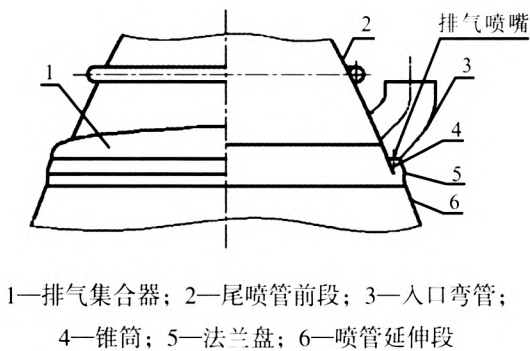
- 1) 结构合理、简单、可靠,流阻损失小、质量轻、工艺性好,入口和出口满足发动机推力室对接口的要求;
- 2) 排气集合器内压力分布均匀(对等直径排气喷嘴而言);
- 3) 排气进入推力室喷管后能贴壁流动;
- 4) 尽量采用声速或超声速排气喷嘴,排气喷嘴的出口压力与该处的壁面主燃气压力相等。

1.1 工作原理

涡轮排气通过排气喷嘴喷入喷管扩张段沿喷管延伸段壁面流动,形成紧贴喷管壁面的气膜,使涡轮排气压力与推力室主燃气压力在同一截面处相等,对主燃气无扰动;涡轮排气相对推力室主燃气温度很低,对喷管延伸段起到冷却保护作用;同时与主燃气补充燃烧、膨胀,最后高速排出,得到一部分性能上的增益。

1.2 结构设计

结构由入口弯管(也可以为法兰连接)、排气集合器、法兰盘、排气喷嘴、锥筒等零部件组成(图 1)。排气喷嘴一般设计成声速或超声速喷嘴,以避免其后的压力扰动对涡轮背压产生影响。锥筒的作用是迫使排气形成均匀环形气膜贴喷管延伸段壁面流动;喷管延伸段不等径增量距离设计,通过在喷管延伸段径向预留不同距离空间,保证了推力室主燃气与涡轮排气在同一截面处压力相等;法兰盘是推力室再生冷却段与喷管延伸段之间的连接件,在其上除焊接推力室喷管扩张段的内外壁外,还要加工排气喷嘴和焊接排气集合器及锥筒等零部件。排气集合器采用流线型设计,由推力室喷管扩张段外壁与焊在其上的排气集合器组成,作用是使各排气喷嘴入口处的压力、速度保持均匀。入口弯管的作用是将涡轮排气以适当的流路引入排气集合器。涡轮排气管及法兰盘与入口弯管与喷管延伸段采用的是焊接结构。



1—排气集合器; 2—尾喷管前段; 3—入口弯管;
4—锥筒; 5—法兰盘; 6—喷管延伸段
图 1 引涡轮排气进入推力室喷管结构示意图
Fig. 1 Structure diagram of importing turbine exhaust gas
into nozzle of thrust chamber

2 仿真计算

2.1 推进剂

推进剂: 四氧化二氮+偏二甲肼;
外界环境: >200 km 的高空环境。

2.2 工况参数

表 1 为上面级发动机涡轮排气设计参数。

表 1 涡轮排气参数

Tab. 1 Parameters of turbine exhaust gas	
名 称	参数
涡轮排气静压力/MPa	0.140
涡轮排气流量/(kg·s ⁻¹)	0.153
涡轮排气混合比	0.180
涡轮排气总压/MPa	0.166
涡轮排气总温/K	798

2.3 流场计算

2.3.1 计算模型

在计算中采用以下假设:

- 1) 由于喷管物理结构对称, 沿对称面取一半计算模型;
- 2) 燃气密度按理想气体考虑, 其他物性参数为常数;
- 3) 海拔高度超过 200 km, 假设环境压力为 0。

喷管采用结构化网格进行网格划分。排气集合器内流道结构复杂, 采用非结构化网格进行网格划分。网格模型通过 Gambit 构建 (见图 2)。

计算区域流场采用 fluent 软件模拟获得。在求解时, 喷管入口边界和涡轮排气入口边界均取压力入口边界条件, 喷管出口设为压力出口边界条件, 喷管壁面和排气集合器取绝热边界条件。

采用基于密度的隐式算法进行求解, 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型。喷管燃气和涡轮排气两种组分流动采用组分输运方程模拟。计算方程采用一阶迎风格式进行离散。

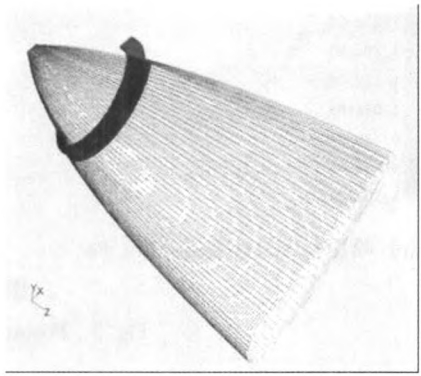


图 2 网格模型
Fig. 2 Grid model

2.3.2 计算结果及分析

2.3.2.1 排气集合器内压力分布

排气集合器内压力分布如图 3(a)和图 3(b)所示。在涡轮排气入口所对应位置, 静压值和总压值均比较高, 压力变化比较剧烈。在远离入口位置, 压力变化比较平缓。从压力分布的均匀性来看, 涡轮排气入口位置的均匀性较差。

喷注孔入口位置的压力分布趋势与排气集合器内的压力分布趋势一致。在靠近涡轮排气入口位置, 燃气压力高, 流速大, 喷注圆孔正对来流的一侧受到燃气来流冲击, 压力较高; 在远离入口位置, 燃气压力降低, 流速减小, 圆孔内的压力分布趋于均匀。喷注孔入口处的静压分布如图 3 (c) 所示。图 3 (d) 的计算结果表明, 喷注孔内的流动状态均能达到临界流, 喷注孔出口处马赫数约为 1。

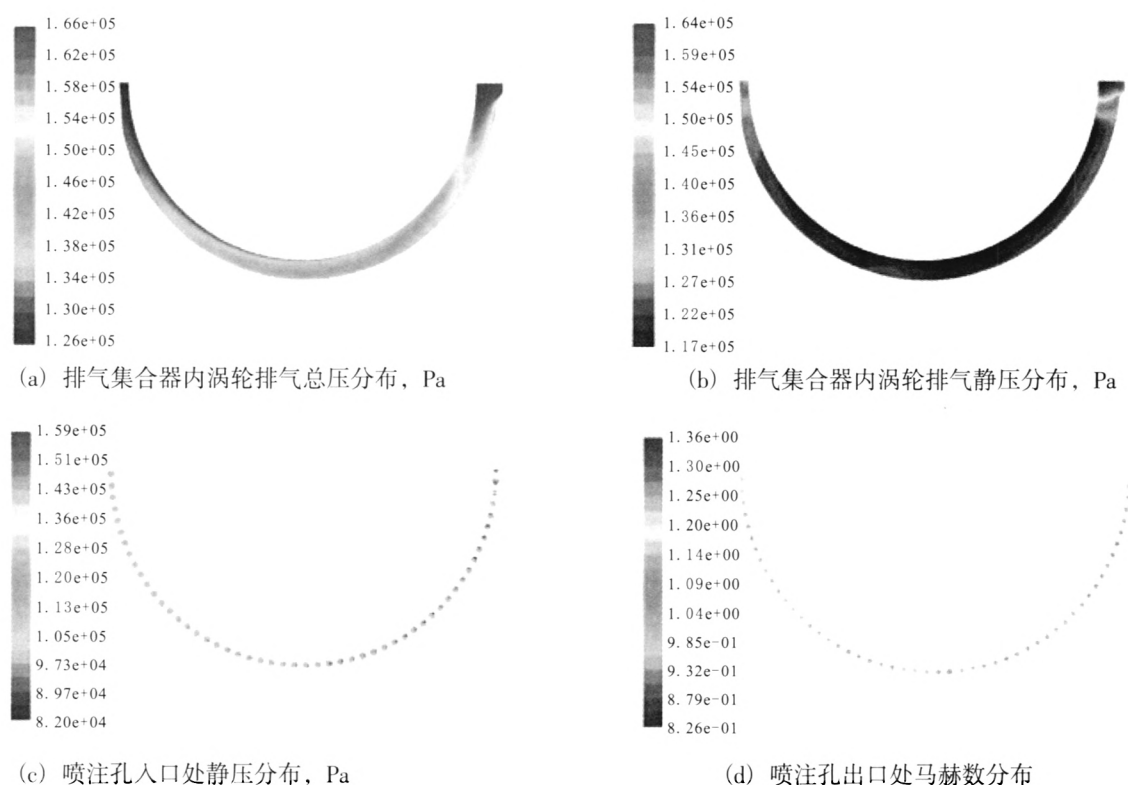


图3 排气集器内压力分布

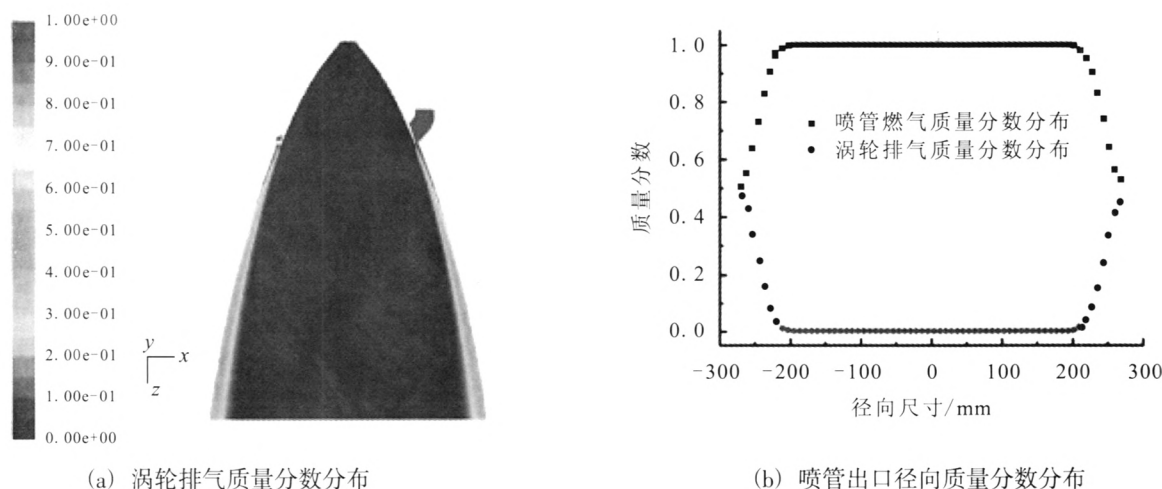
Fig. 3 Pressure distribution in turbine exhaust collector

2.3.2.2 流场分布

涡轮排气引入喷管后, 形成紧贴喷管壁面的气膜, 对下游壁面起到保护作用, 同时随着流动过程中与燃气的不断混合, 涡轮排气的影晌区域不断增大, 但总的来说涡轮排气的影晌仅限于靠近壁面的区域, 对中心区域的燃气几乎没有影晌, 其质量分数分布如图4(a)所示。图4(b)为不同径向位置处的涡轮排气质量分数和喷管燃

气的质量分数, 可以看出, 在出口截面径向尺寸小于200 mm的区域内, 涡轮排气的质量分数几乎为0, 而喷管燃气质量分数近似为1。

涡轮排气对喷管内流场的影响主要在壁面附近, 喷管中心区域的流场特性受涡轮排气影响不大, 其压力、温度和马赫数分布云图见图4(c)~图4(g)。由于涡轮排气总温总压相对较低, 导致喷管壁面附近总温总压有比较明显地变化。



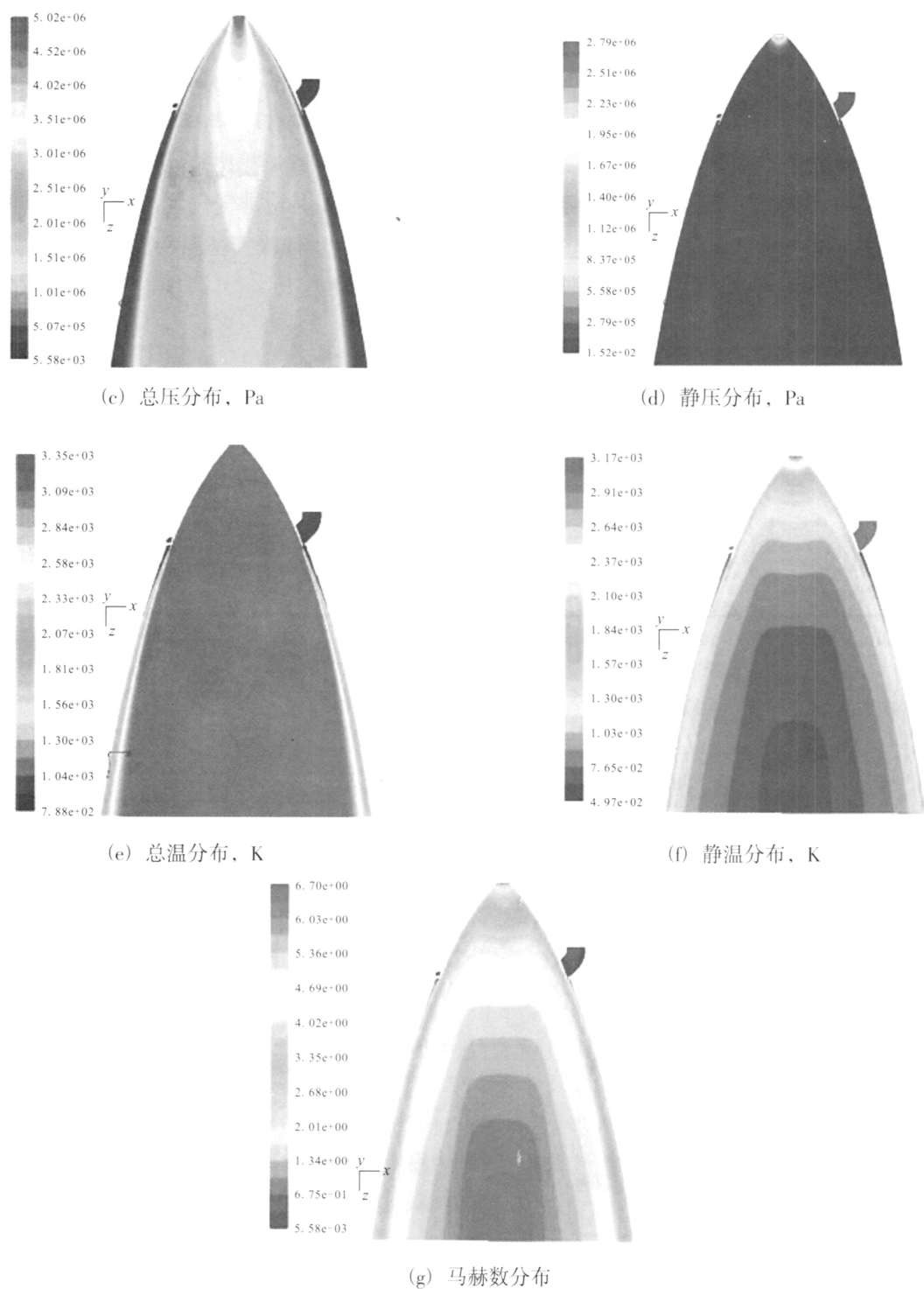


图 4 流场分布

Fig. 4 Distribution of flow fields

2.4 小结

通过对推力室涡轮排气的流场仿真计算, 得到以下结论:

- 1) 靠近涡轮排气入口位置的区域, 压力变化比较剧烈; 远离涡轮排气入口位置的区域, 压

力分布基本均匀; 在各个喷注孔内, 流场均能达到临界状态;

- 2) 涡轮排气引入推力室后, 形成紧贴喷管壁面的气膜, 对下游壁面起到保护作用;

- 3) 涡轮排气的影响仅限于靠近壁面的区域,

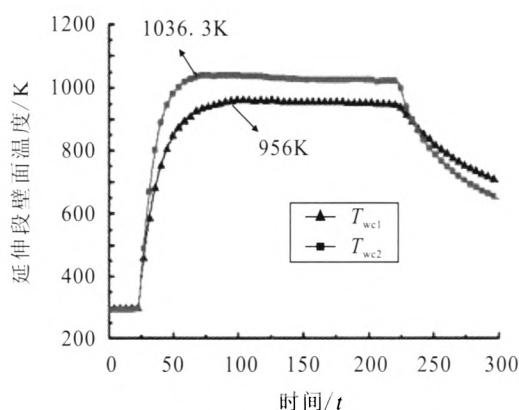
对中心区域的燃气几乎没有任何影响。

3 热试车情况

3.1 延伸段温度分析

发动机在高空模拟试车中推力室喷管延伸段均布温度测点 T_{wc1} 和 T_{wc2} 。

从图 5 (a) 高模试车喷管延伸段壁温曲线和

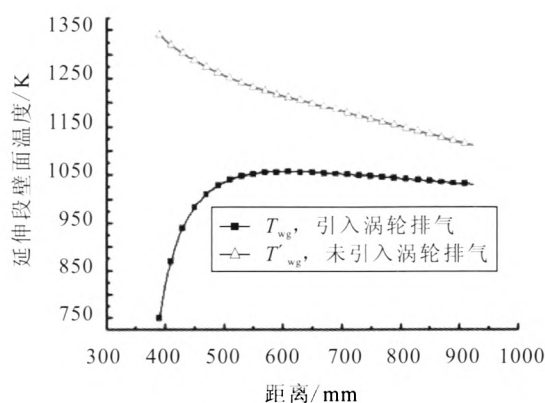


(a) 高模试车喷管延伸段壁温曲线

图 5 (b) 传热计算辐射冷却段气壁温曲线可以看出:

1) 试车测量到的最高温度为 1036.3 K (距入口 200 mm 左右), 与理论计算喷管延伸段最高点温度约 1 056 K 相比差异不大, 基本一致。

2) 引入涡轮排气气膜冷却喷管延伸段效果明显, 喷管延伸段气壁温从大端到小端明显下降 (373~773 K)。



(b) 传热计算喷管延伸段气壁温

图 5 延伸段温度曲线

Fig. 5 Temperature curves of inner wall in nozzle extension section

3.2 排气集器内压力分析

试车中在推力室排气集器入口弯管设置压力测点 p_{wk2} , 由于蜗壳左右对称, 在排气集器半边均布压力测点 $p_{wk1} \sim p_{wk4}$ 。

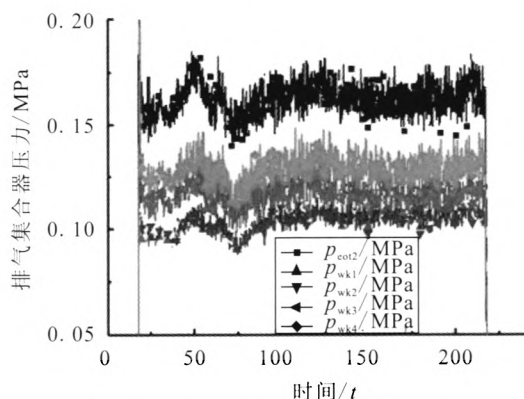


图 6 排气集器内压力测量曲线

Fig. 6 Measured pressure curves in turbine exhaust collector

图 6 试车中排气集器内压力测量结果表明, 排气集器内压力在 0.103~0.127 MPa 范围, 与设计值 (设计流量 0.153 kg/s, 涡轮排气集

器内压力 0.166 MPa) 相比偏低, 是由于试车工况副系统流量偏小引起, 与排气集器结构无关。排气集器内压力基本均匀, 不均匀性在 12% 以内, 产生的侧向力小于 0.5%, 满足需要。

4 结论

上面级发动机推力室采用将涡轮排气引入推力室喷管气膜冷却喷管延伸段的技术方案, 经过仿真计算和热试车考核, 结果表明:

1) 排气集器内压力基本均匀, 满足工程需要。

2) 推力室主燃气与涡轮排气在同一截面处压力相等。

3) 涡轮排气引入推力室后沿喷管延伸段壁面流动, 形成紧贴喷管壁面的气膜, 对主燃气无扰动, 对下游壁面起到保护作用。

4) 推力室喷管延伸段传热计算值和热试车测量值吻合。

(下转第 45 页)

参考文献:

- [1] DONALD M, WALTZ. On-orbit servicing of space systems [M]. Malabar, Florida: Krieger Publishing Company, 1993.
- [2] CONCUS P. Static menisci in a ventral right circular cylinder[J]. J. of Fluid Mech., 1968, 34(3): 481-495.
- [3] SYMONS E P. Interface stability during liquid in-flow to initially empty hemispherical ended cylinders in weightlessness[M]. US: National Aeronautics and Space Administration, 2003.
- [4] HOCHSTEIN J I. Computational modeling of jet induced mixing in cryogenic propellant tanks in low-G[D]. Akron, US: The University of Akron, 1984.
- [5] SYMONS E P. Liquid inflow to partially full, hemispherical-ended cylinders during weightlessness[M]. US: National Aeronautics and Space Administration, 1969.
- [6] BICKNELL B A, CZYSZ P M. Low-g venting tests to sup-

port on-orbit fluid resupply systems, AIAA-90-2379[R]. USA: AIAA, 1990.

- [7] DIPPREY N F, ROTENBERGER S J. Orbital express propellant resupply servicing, AIAA 2003-4898[R]. USA: AIAA, 2003.
- [8] BENTZ M D, KNOLL R H, LIN C S. Low-g fluid mixing: further results from the tank pressure control experiment, AIAA-93-2423[R]. USA: AIAA, 1993.
- [9] CHATO D J. Technologies for refueling spacecraft onorbit, AIAA-2000-5107[R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] 王毅, 常小庆. 微重力环境下推进剂贮箱中三维气液平衡界面的数值模拟[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 31-35.
- [11] DOMINICK S M. Fluid acquisition and resupply experiment flight results, AIAA 1993-2424[R]. USA: AIAA, 1993.
- [12] HEARN H C. Investigation into tank venting for propellant resupply, AIAA 2002-3982 [R]. USA: AIAA, 2002.

(编辑: 张永秀)

(上接第 18 页)

5) 涡轮排气引入推力室后对喷管延伸段冷却效果明显, 喷管延伸段气壁温从大端到小端明显下降 373 K~773 K (100 °C~500 °C)。

参考文献:

- [1] 王俊峰, 王月基, 申麟, 等. 上面级多星部署的轨道设计研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011, 31(1): 7-9.
- [2] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [3] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [4] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 3 版. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [5] WANG Ten-See, LIN Jeff, RUF Joe, et al. Effect of coolant flow distribution on transient side load of film cooled nozzles, AIAA 2011-3268 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [6] REIJASSE Philippe, BOCCALETTO Luca. Influence of film cooling on nozzle side load, AIAA 2008-392 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] REIJASSE Philippe, BOCCALETTO Luca. Nozzle flow control with a wall film injection, AIAA 2007-5747 [R].

USA: AIAA, 2007.

- [8] REIJASSE Philippe, BOCCALETTO Luca. Nozzle flow separation with film cooling, AIAA 2008-4150 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [9] PERROT Y, HADJADJ A. Numerical simulation of shock boundary layer interaction in supersonic nozzles, AIAA 2005-4309 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] PERROT Y, HADJADJ A. Shock pattern in the plume of rocket nozzles needs for design consideration, AIAA 2005-4309 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [11] BOCCALETTO L, CAHUZAC F. Solving the flow separation issue a new nozzle concept, AIAA 2008-5234 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [12] WANG Ten-See, LIN Jeff, RUF Joe. Transient three-dimensional side-load analysis of out-of-round film-cooled nozzles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 899-907.
- [13] FERRANDON O, JAMES P H, GIRARD P H. Vulcain 2 nozzle extension integrated European team and advanced computational models to the service of nozzle design, AIAA 2005-4535 [R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑: 王建喜)