

某型二级发动机混合比调节特性分析

刘 上, 韩红伟, 王运卯, 王艺杰, 熊莉芳, 程晓辉, 叶力华
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了提高火箭运载能力, 常规二级发动机设置了混合比调节系统。通过建立发动机系统非线性静态特性仿真模型, 并结合地面试车数据, 开展发动机混合比调节特性分析。结果表明: 发动机的混合比调节范围达到 -3.13% ~ $+3.20\%$, 完全满足火箭推进剂利用系统的要求, 且有一定的余量; 混合比调节系统既达到了调节发动机混合比的目的, 又能保持发动机的推力基本不变。采用静态仿真模型可以很好地描述发动机稳态工作过程中的混合比调节特性, 具有较高的精度。

关键词: 二级发动机; 混合比; 调节特性; 仿真模型

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0006-07

Analysis on characteristics of mixture ratio regulating system in a second-stage rocket engine

LIU Shang, HAN Hongwei, WANG Yunmao, WANG Yijie,
XIONG Lifang, CHENG Xiaohui, YE Lihua
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A mixture ratio regulating system is added to the second-stage liquid rocket engine to improve its payload. The mixture ratio regulating characteristics of the engine are analyzed by the non-linear steady simulation model and the hot-test data of the engine system. The analysis results show that the mixture ratio regulating range covers from -3.13% to 3.20% , which completely agrees with the requirement of the rocket propellant utilization system and has a certain margin. With the mixture ratio regulating system, the regulating target of the mixture ratio is satisfied, while the engine thrust is kept. The model in this paper can simulate the mixture ratio regulating characteristics and has high precision in the steady operation process of the engine.

Keywords: second-stage rocket engine; mixture ratio; regulating characteristic; simulation model

收稿日期: 2016-02-21; 修回日期: 2016-03-08

基金项目: 国家 863 项目(2012AA702302)

作者简介: 刘上 (1984—), 博士, 工程师, 主要研究领域为液体火箭发动机系统动力学

0 引言

液体火箭发动机在实际工作中, 不可避免地受到内、外各种干扰因素的影响, 使得推力和混合比偏离额定设计值。对于固定推力和固定混合比的发动机, 如果推力和混合比的偏差太大, 不仅影响运载能力, 而且还影响飞行精度。过大的混合比偏差会使推进剂的一种组元过早耗尽, 而另一种组元出现大量剩余。对于二级发动机而言, 混合比的偏差对运载能力的影响比一级发动机更大。因此, 有必要通过测量贮箱中推进剂组元的剩余量, 对发动机的混合比进行实时调节, 使得两种推进剂接近于同时耗尽, 能够减小推进剂的安全加注余量, 最大程度上提高火箭的运载能力^[1-2]。

L. Casalino 等以火箭的运载能力最大为目的, 研究了氢/氧发动机的混合比优化控制策略, 提出了在弹道初期采用高混合比, 而在弹道末期采用低混合比的方式, 要求发动机的混合比能够连续调节^[3-4]。李玲玲介绍了我国某型氢氧发动机在液氧主路上设置两个旁通阀, 可以实现三种混合比状态的阶跃式调节^[5]。我国液氧煤油补燃发动机在发生器燃料路和推力室的燃料主路分别设置流量调节器和燃料节流阀, 可以实现推力和混合比的大范围连续调节^[6,7]。国内学者基于非线性静态特性仿真, 对液氧煤油补燃发动机的调节特性开展了大量的研究工作^[8-10]。刘红军通过添加发动机的约束条件, 求解出了发动机推力和混合比的稳态最大可调域^[8]。张小平分析了补燃发动机的最佳推力调节方案, 并分析了推力调节对发动机其他参数的影响规律^[9]。王海燕^[10]开展了发动机混合比性能的可靠性分析。

某型常规二级发动机在原系统方案基础上, 在推力室燃料供应系统中设置旁通路, 通过调节旁通路的流阻和燃料流量, 进入推力室的燃料总流量随之变化, 使得发动机的混合比满足在一定范围内连续调节的要求。对于载荷较高、运载能力较为紧张的某型火箭, 第二级采用推进剂利用系统后, 有效载荷提高了 700 kg, 充分发挥了火箭的运载潜力。

受早期计算能力的限制, 历史上对二级发动机混合比的调节特性分析主要基于小偏差计算, 发动机实际混合比的变化与调整计算值存在一定的差异。本文针对二级发动机的系统特点, 在发动机系统非线性静态特性仿真的基础上, 结合试车数据, 分析发动机在混合比调节过程中的实际特性。

1 发动机系统及混合比调节器特点

某型二级发动机的系统简图如图 1 所示。为了提高发动机在额定工作点的参数精度, 推力室供应系统、燃气发生器供应系统和隔板冷却路均设置有汽蚀管, 即采用了“全汽蚀管”系统方案。在汽蚀管汽蚀工作条件下, 通过汽蚀管的流量完全由汽蚀管前的压力决定, 而汽蚀管下游流阻和压力的变化不影响发动机的流量, 可以提高发动机额定工作点下性能参数的精度。

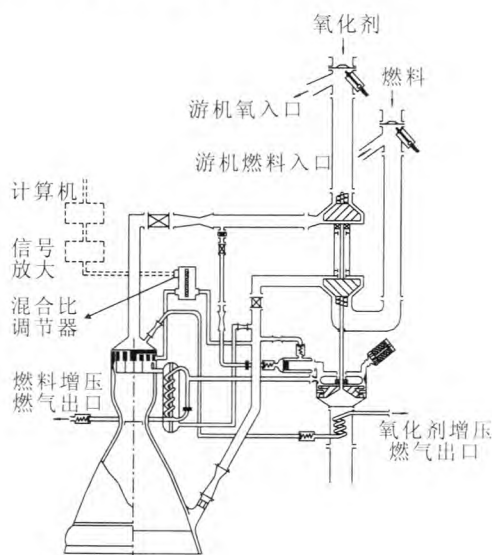


图 1 二级发动机系统简图

Fig. 1 Schematic of the second-stage liquid rocket engine

为了满足飞行过程中发动机混合比实时调节的需要, 在原固定混合比发动机的基础上, 在燃料主阀出口至推力室头腔之间增加一个旁通管路, 安装混合比调节器。调节器由阀门、步进电机和传感器组成。飞行中, 通过测量贮箱剩余液位, 箭载计算机经过计算, 发出脉冲信号。步进

电机收到脉动信号后,带动阀门直线运动,改变调节器的开度和流阻,从而改变该旁通路的燃料流量,最终使得推力室的混合比随之变化,达到精确调节的目的。

相比在推力室燃料主路中设置调节装置,混合比调节器安装在旁通管路中优点是:流过调节器的流量小,所需的控制力矩也小,调节器的体积和重量也小;缺点是:混合比的最大调节范围受限。但对于火箭的推进剂利用系统,混合比变化范围要求不大,调节能力可以满足需要。对调节器还采取了故障防护措施,具有断电自动回零位的能力,一旦某一环节发生故障,调节器自动恢复到中间开度,其流阻固定在额定值。

在额定点处,通过发动机系统调整计算,首先获得在额定流量下调节器需要的压降,再通过小偏差计算获得在不同混合比下的调节器流量和调节器压降。混合比调节器根据发动机系统调整计算结果,通过液流试验,寻找同时满足调节器流量和压降条件下对应的步进电机脉冲数(表征调节器的开度)。最终将液流试验的流量和电机脉冲数提供给火箭控制系统,用于火箭飞行中的混合比反馈控制。

2 发动机系统非线性静态数学模型

根据二级发动机的系统特点和稳态工作过程,建立各组件的静态方程如下。

2.1 离心泵模型

描述泵特性的主要参数包括流量、扬程、转速、功率和效率。一般采用水试确定泵的扬程、功率和效率特性。

$$\text{扬程: } \Delta p = a \cdot n^2 \cdot \rho + b \cdot n \cdot q_m + c \cdot \frac{q_m^2}{\rho}$$

$$\text{功率: } p = A \cdot n^3 \cdot \rho + B \cdot n^2 \cdot q_m + C \cdot n \cdot \frac{q_m^2}{\rho}$$

$$\text{效率: } \eta = \frac{\Delta p \cdot q_m}{p \cdot \rho}$$

2.2 冲击式涡轮模型

$$\text{功率: } P_i = \eta_i \cdot q_m \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R_i \cdot T_i \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]$$

涡轮流量:

$$q_m = \frac{\mu A \cdot p_i}{\sqrt{R_i \cdot T_i}} \cdot \sqrt{k \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}, \dots, \frac{p_b}{p_i} \leq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\text{效率: } \eta = a_2 \cdot \left(\frac{u}{C_{ad}} \right)^2 + a_1 \cdot \left(\frac{u}{C_{ad}} \right) + a_0$$

2.3 燃气发生器模型

由于燃气发生器的混合比设计值和调整目标值均为0.205,在发动机工作过程中发生器的混合比变化很小,可以认为发生器的室压只与发生器内燃气流量成正比。

$$p_{gg} = K_f \cdot (q_{m_{ggf}} + q_{m_{ggo}})$$

其中,根据试车统计室压比值系数 $K_f = 1.030 \text{ MPa} \cdot \text{s/kg}$ 。

2.4 燃烧室模型

推力室各参数的主要因素是发动机的混合比和推力室压力。推力室的特征速度随混合比和室压存在一定的变化。由于推力室压力在工作中变化较小,混合比变化范围也不大,为了简化起见,根据统计值,室压简化为只与进入推力室的推进剂总流量成正比:

$$p_c = K_c \cdot (q_{m_{cf}} + q_{m_{gbf}} + q_{m_{ijf}} + q_{m_{co}})$$

式中:根据试车统计室压比值系数 $K_c = 0.02736 \text{ MPa} \cdot \text{s/kg}$; $q_{m_{cf}}$ 为推力室燃料主路流量; $q_{m_{gbf}}$ 为隔板冷却路流量; $q_{m_{ijf}}$ 为混合比调节器路流量; $q_{m_{co}}$ 为推力室氧化剂主路流量。

2.5 汽蚀管模型

在稳态工况下,发动机各汽蚀管均满足汽蚀工作条件,通过汽蚀管的流量只取决于汽蚀管的入口压力和汽蚀管自身的流阻系数。汽蚀管的流量方程:

$$q_m = \frac{p_{iv} - p_s}{A}$$

式中: p_{iv} 为汽蚀管的入口压力; p_s 为推进剂在当前温度下的饱和蒸汽压; A 为当前汽蚀管的流阻系数。

2.6 节流组件模型

对于喷注器、冷却通道、主阀、节流圈等固定节流组件,可以根据液流数据获得流阻系数。

对于混合比调节器,在每一个开度位置下,也是固定节流组件,不同的开度下,流阻系数不同。节流组件的方程如下:

$$\Delta p = \xi \frac{q_m^2}{\rho}$$

2.7 系统平衡方程

系统流量平衡方程: $\sum q_{min} = \sum q_{mout}$

节点压力平衡方程: $p_{in} = p_{out} + \Delta p$

涡轮泵功率平衡方程: $p_t = \sum P_p$

2.8 求解方法

根据上述各组件的静态方程建立发动机系统静态数学模型,在本文中一共有 27 个非线性方程组,它描述了组件特性参数、入口参数和调节参数与发动机性能参数之间的关系:

$$F(A,C,X)=0$$

首先给出系统变量初始值 X^0 ,经过拟牛顿法隐式迭代求解达到收敛要求(方程误差 $\varepsilon < 10^{-4}$)后,即求出当前条件下系统静态工况参数。

3 仿真结果与分析

3.1 仿真结果与试车数据对比

根据二级发动机某次试车情况,按照上节静态仿真模型,在相同的启动阀入口压力条件下开展静态计算,将计算结果与该次试车平稳段 20~50 s 之间平均值进行对比,如表 1 所示。

表 1 静态仿真与试车实测值

Tab. 1 Results of steady simulation and engine test			
参数	实测值	计算值	计算误差
涡轮泵转速/ rpm	10 419	10 456.2	+0.357%
推力室氧喷前压力 /MPa	8.0526	8.0243	-0.351%
氧化剂流量/(kg·s ⁻¹)	177.094	175.602	-0.842%
燃料流量/(kg·s ⁻¹)	81.449	80.410	-1.276%
发动机混合比	2.174	2.184	+0.460%

由表 1 可得,涡轮泵转速仿真计算值略高于实测值,而推力室喷前压力和推进剂流量略低于实测值,可能的原因是仿真模型中离心泵效率略低于实际工作,或者仿真模型中泵后流阻值略高于实际发动机工作。静态仿真计算结果与试车平均值之间最大的误差在 1.3%以内,混合比的偏差在 0.5%以内,表明静态仿真模型可以较准确地反映发动机真实参数和混合比。下文基于此仿真模型和该次试车数据进行发动机混合比调节特性分析。

3.2 发动机稳态调节特性

根据二级发动机该次试车用调节器的液流试验,不同步进电机脉冲数下的调节器流量和压降变化如图 2 所示。图 2 中不同的步进电机脉冲数对应不同的调节器开度,随电机脉冲数的增大,通过调节器的流量增大,调节器的压降降低,即调节器的流阻系数降低。

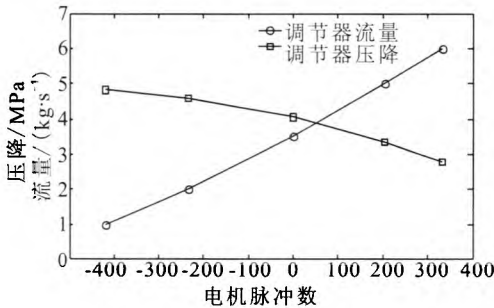


图 2 调节器液流特性

Fig. 2 Characteristics of the regulator in liquid flow test

根据图 2 中调节器的液流特性,在发动机标准入口压力条件下,求解发动机稳态参数随调节器电机脉冲数的变化特性如图 3 所示。由图 3(a)可知,在调节器的调节范围内,发动机的混合比相对变化范围为-3.13%~+3.20%,超过了火箭推进剂利用系统±2.75%的需求范围,混合比调节能力完全满足要求,且有一定的余量。图 3(a)中发动机真空推力的相对变化范围只有-0.113%~+0.11%,真空推力的变化范围远小于混合比的变化,即发动机推力对混合比调节器的敏感性很低。说明该调节系统既达到了调节发动机混合比的目的,又能保持发动机的推力基本不变。

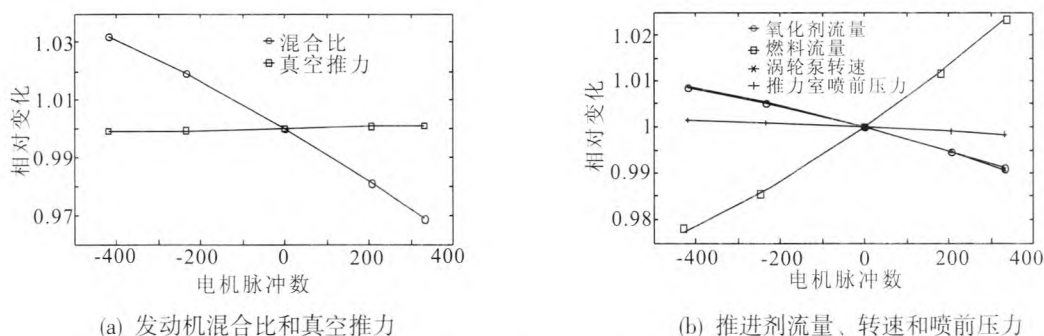


图3 发动机稳态参数随调节器电机脉冲数的变化关系

Fig. 3 Variation of static parameters with pulse number of regulator electrical motor

由图2和图3可以获得在混合比调节过程中发动机稳态参数的变化规律:随着调节器电机脉冲数的增加,调节器流阻降低,经过调节器的燃料流量增大,发动机的燃料总流量也增大,燃料泵消耗的功率增大,导致涡轮泵转速降低,使得发动机的氧化剂流量也降低,一方面进入推力室的燃料流量增加,另一方面进入推力室的氧化剂流量减小,从而进入推力室的推进剂总流量基本不变,因此发动机的推力和推力室喷前压力均变化很小。

3.3 发动机实时调节特性

地面试车中通过控制程序实时调节电机的脉冲数,使得通过调节器的流量成台阶形变化,以验证发动机在工作过程中的混合比实时调节特性。试车中300~600 s之间调节器流量的试前控制时序如图4中实线所示。在该次发动机试车入口压力条件下,根据控制时序所对应的调节器液流数据,通过静态仿真程序计算发动机调节过程中调节器实际的流量变化,如图4中虚线所示。图4表明仿真计算出的调节器流量与试前控制时序吻合很好。在调节器开度较大的时间段内,计算值略大于图4中的试前调整值,原因是在静态程序中发动机参数进行了重新平衡,调解器压差不同于采用小偏差法获得的试前调整值。

将发动机试车混合比实时调节过程(300~600 s)的测量数据与静态仿真结果进行对比,如图5所示。其中图5(a)~图5(c)中各参数以表1中20~50 s试车时均值为基准进行无量纲化。试车

中300~600 s相对20~50 s外界条件的不同主要是模拟过载,氧化剂入口压力增大了0.3 MPa。

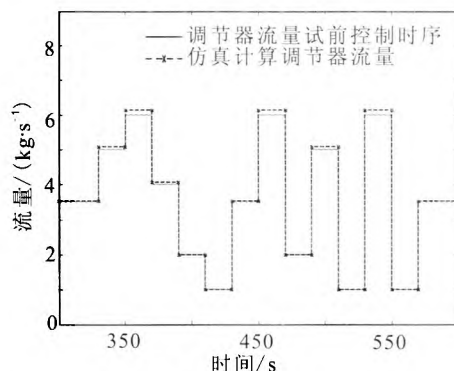


图4 调节器流量控制理论值与仿真计算值对比

Fig. 4 Comparison between theoretical value and simulation results for the flow control of the regulator

图5表明在发动机的混合比调节过程中,仿真计算出的参数变化规律与测量值完全一致。混合调节过程中涡轮泵转速、氧化剂和燃料总流量变化比较明显。涡轮泵转速的变化方向与氧化剂流量的变化方向相同,而与燃料流量的变化方向相反,该规律与图3(b)中各参数随调节器脉冲数的相对变化规律相同。图5(d)中混合比的变化方向与图5(a)中涡轮泵转速的变化方向相同。飞行中可以通过测量涡轮泵转速的变化,直观地反映发动机混合比的实时变化。

另外,图5(a)~图5(c)中各参数的测量值均高于仿真计算值,其误差大于表1中20~50 s之间的计算误差。这是由于该发动机存在随试车时间

增加而工况缓慢增加的固有特性, 导致在 300~600 s 之间发动机工况增大, 转速和流量的测量值比仿真值整体上都偏高。而图 5 (d) 中发动机混合比的测量值与仿真值吻合很好, 其中 300~330 s 之间的计算误差为 +0.354%, 与表 1 中的误差相当。说明虽然随着工作时间的增加, 发动机工况有所爬升, 由于氧化剂流量和燃料流量都是整体

增大, 对混合比的影响很小。

由图 5(d) 可得, 在 300~600 s 之间, 发动机混合比测量时均值的变化范围为 2.130 6~2.269 5, 调节能力达到 -0.068 8~+0.070 1, 仿真计算的混合比调节范围为 -0.068 7~+0.069 7。因此, 稳态仿真计算模型能够很好地描述发动机整个稳态工作过程中的混合比调节特性, 具有较高的精度。

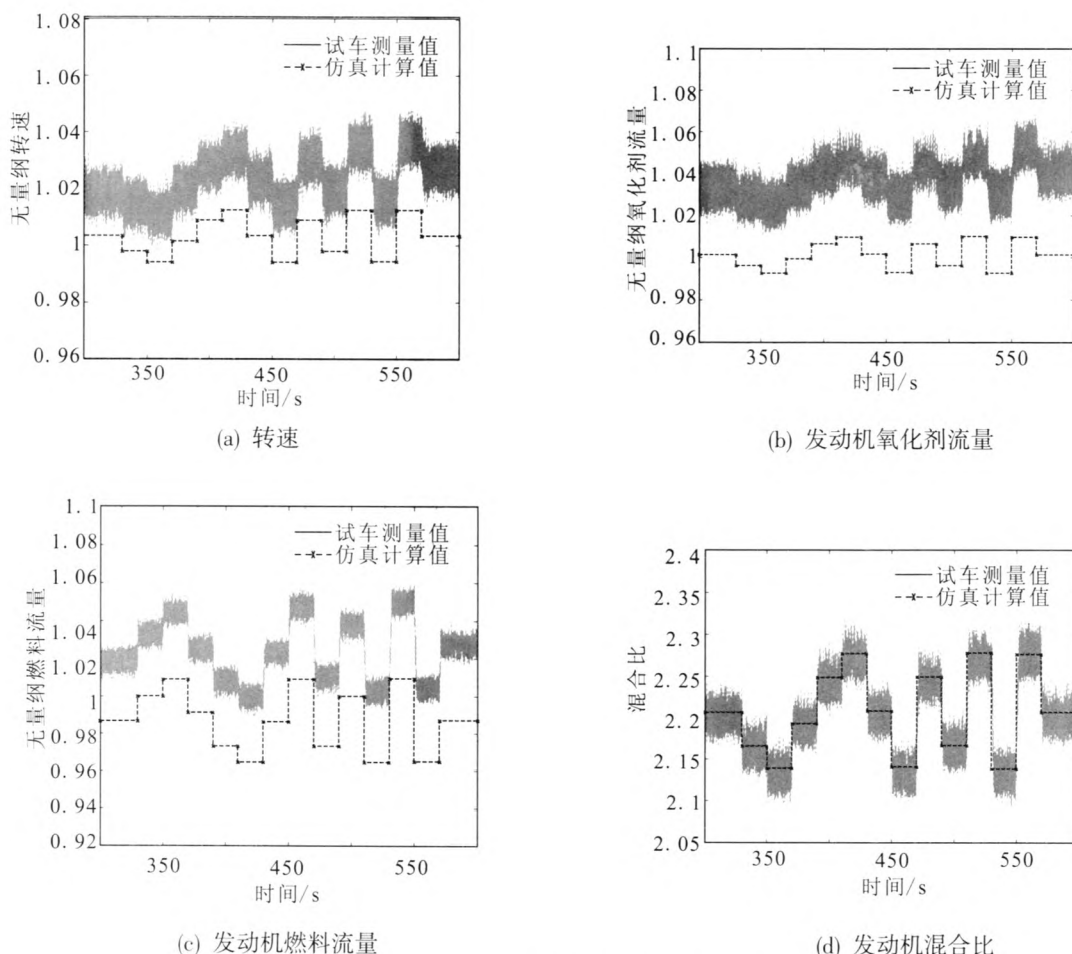


图 5 发动机混合比实时调节过程试车数据与仿真计算对比

Fig. 5 Comparison between hot-test data and simulation results during mixture ratio regulation of the engine

4 结论

针对某型二级发动机的混合比调节过程, 结合非线性静态仿真计算和地面试车数据, 开展分析, 获得结论如下:

1) 在调节器的工作范围内, 发动机的混合比范围达到 -3.13%~+3.20%, 完全满足火箭推进剂利用系统的要求, 且有一定的余量;

2) 在调节发动机混合比调节过程中, 涡轮泵转速、氧化剂流量和燃料流量变化比较明显, 但发动机推力和推力室喷前压力的变化相对较小;

3) 发动机混合比实时调节过程中, 混合比的变化方向与涡轮泵转速的变化方向一致, 可以在飞行中用于判断发动机混合比的调节过程。

采用静态仿真模型可以较准确地求解发动机

的稳态参数和混合比,也能很好地描述发动机整个稳态工作过程中的混合比实时调节特性,具有较高的精度。

参考文献:

- [1] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [2] 李福昌. 运载火箭工程[M]. 北京: 宇航出版社, 2002.
- [3] COLASURDO G, PASTRONE D, CASALINO L. Mixture ratio-control to improve LOX/LH₂ rocket performance, AIAA 96-3107[R]. USA: AIAA, 1996.
- [4] CASALINO L, PASTRONE D. Optimal mixture-ratio control for a single-stage-to-orbit rocket, AIAA 99-2185 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [5] 李玲玲. 氢氧发动机上阶跃式混合比调节 - 新型液体推进技术[J]. 推进技术, 1997, 18(6): 23-26.
- [6] 张小平, 丁丰年, 刘站国, 等. 补燃循环发动机推进剂利用系统研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 7-11.
- ZHANG Xiaoping, DING Fengnian, LIU Zhanguo, et al. Investigation of propellant utilization system for staged combustion rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31(2): 7-11.
- [7] 段小龙, 刘站国, 王栓虎, 等. 补燃循环液体火箭发动机大范围工况调节方案研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(3): 1-6.
- DUAN Xiaolong, LIU Zhanguo, WANG Shuanhu, et al. Throtting concept study of staged combustion cycle LRE [J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(3): 1-6.
- [8] 刘红军. 液氧/煤油火箭发动机推力和混合比的非线性调整研究[J]. 推进技术, 1998, 19(4): 18-21.
- [9] 张小平. 补燃循环发动机推力调节研究 [J]. 火箭推进, 2008, 34(4): 1-5.
- ZHANG Xiaoping. Investigation on the thrust regulation of staged combustion cycle engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2008, 34(4): 1-5.
- [10] 王海燕. 影响某液体火箭发动机混合比性能可靠性的因素分析[R]. 上海: 中国宇航学会, 2009 年航天可靠性学术交流会, 2009.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 5 页)

参考文献:

- [1] ANDREWS David. Advantages of hydrogen peroxide as a rocket oxidant [J]. JBIS, 1990, 43(7): 319-328.
- [2] 中国航天工业总公司, 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [3] BUTLER Kathleen N. AR2-3 engine refurbishment and gas generator testing, AIAA-99-2738 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [4] ARKHANGELSKY V I. History of development of hydrogen peroxide LPRE at NPO energomash, IAC-05-E4. 3.01[R]. [S.l.]: IAC, 2005.
- [5] KIM P Y, MAJAMAKIT A. Design and development testing of the TR108: a 30Klbf-thrust-level hydrogen peroxide/hydrocarbon pump-fed engine, AIAA 2005-3566 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [6] VENTURA M, WERNIMONT E. History of the reaction motors super performance 90% H₂O₂/kerosene LR-40 rocket engine, AIAA-01-3838[R]. USA: AIAA, 2001.
- [7] 关醒凡. 现代泵技术手册[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.

(编辑: 陈红霞)