

60 t 级液氧/甲烷发动机起动过程建模与仿真

王 珺, 张卫红, 石文靓, 郑大勇
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为制定可靠的发动机起动程序, 围绕 60 t 级液氧/甲烷发动机起动瞬态特性开展了一系列建模和仿真研究。介绍了 60 t 级液氧/甲烷发动机系统方案, 列举了发动机系统仿真模型, 搭建了全系统瞬态特性仿真平台。根据仿真结果选取了箱压下点火起动方案, 提出了设置甲烷涡轮燃气旁通以降低亚临界两相气阻风险的解决方案。试验结果表明, 发动机主要性能参数的计算结果与试验数据一致性较好。

关键词: 液氧/甲烷发动机; 起动过程; 瞬态特性; 系统仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0016-07

Modeling and simulation of start-up process of 60 t class LOX/methane liquid rocket engine

WANG Jun, ZHANG Wei-hong, SHI Wen-jing, ZHENG Da-yong
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: To make a reliable engine start-up program, a series of modeling and simulation for the start-up transient characteristics of 60-ton-thrust LOX/methane rocket engine was performed. A systematic scheme for 60-ton-thrust LOX/methane rocket engine is introduced in this paper. The simulation models were enumerated and a simulation platform was established for the transient characteristics of the whole system. According to the simulation results, the ignition/start-up scheme in reservoir pressure was selected. The solution of setting up a methane turbine inlet bypass is presented for decreasing two-phase flow acceleration pressure drop. The test results show that the simulation results are well in line with the ground test data of main parameters.

Keywords: LOX/methane rocket engine; start-up process; transient characteristic; system simulation

收稿日期: 2013-06-05; 修回日期: 2013-07-18

基金项目: 国家 863 项目(2006AA702067)

作者简介: 王珺 (1988—), 硕士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统动力学

0 引言

甲烷作为液体火箭发动机推进剂, 具有资源丰富、可重复使用、价格低廉、无毒无污染、使用维护方便、综合性能好等优点, 是未来航天动力的发展方向之一。世界各航天大国多年来一直未曾停止过关于液氧/甲烷发动机的研究, 先后围绕这一课题开展了许多工作。冷战结束后, 尤其是进入二十一世纪以来, 无毒、无污染、高可靠且价格低廉已成为发动机研制的主流趋势, 以往那种出于政治需要、不计成本的研制方法已不再适用, 未来航天运载器对动力装置的重复使用性、安全性、使用维护性、机动性以及不同飞行任务兼容性等诸多方面都提出了更高要求, 而液氧/甲烷发动机以其良好的重复使用性、经济性和使用维护性, 在液体火箭动力系统中脱颖而出, 正逐渐成为未来航天动力推进装置的最佳备选方案之一^[1-8]。

液体火箭发动机起动过程工况复杂、参数变化剧烈, 大量试验表明起动过程是发动机故障的多发段, 所以在发动机研究过程中系统瞬态特性研究一直都占有重要地位, 而如何在各组件设计范围之内合理地分配能量, 使发动机平稳、快速、安全地进入额定工况是研究发动机起动特性所要解决的核心问题。液氧/甲烷发动机起动过程控制是发动机研制过程中的关键技术之一, 而我国在液氧/甲烷发动机起动瞬态特性方面研究较少。本文根据液氧/甲烷发动机系统特点搭建了瞬态特性仿真平台, 针对系统起动过程开展了仿真研究, 制定了发动机起动方案及工作程序, 试验表明仿真结果能够对发动机起动瞬态特性进行较好的预估。

1 系统描述

60 t 级重复使用液氧/甲烷发动机为地面一次起动, 动力循环方案为燃气发生器循环, 推力室 (MCC) 身部利用甲烷推进剂进行再生冷却, 燃气系统由燃气发生器 (GG) 和并联甲烷/氧涡轮泵

(FTP/OTP) 构成, 发动机管路分别设置主控阀 (FMV/OMV)、副控阀 (FGV/OGV)、燃气阀 (GV) 和泄出阀 (FBV/OBV) 等用于时序控制。发动机系统原理见图 1。

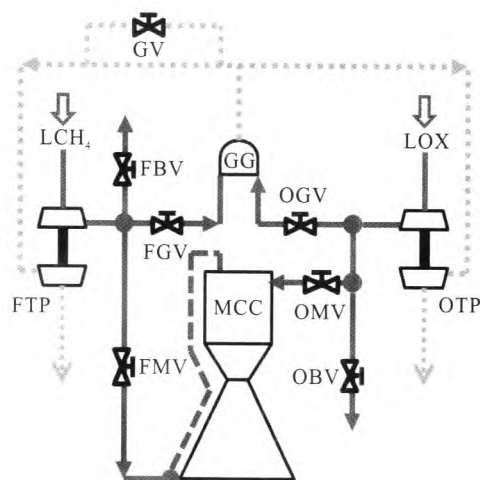


图 1 60 t 级液氧 / 甲烷发动机系统示意图

Fig. 1 System schematic of 60 t class LOX/methane rocket engine

为研究 60 t 级液氧/甲烷发动机系统起动瞬态特性, 以发动机瞬态过程模块化建模与仿真软件 LRETMMSS^[9]平台为基础进行二次开发, 编写了适用于液氧/甲烷燃气发生器循环发动机的动特性仿真程序。在二次开发过程中对 LRETMMSS 中的甲烷传热关联式、涡轮泵特性、推进剂物性以及燃烧等模块做了较大改动。

2 模型建立

2.1 流体管路

假设推进剂管路均为弱可压流, 不考虑能量方程的耦合, 管路动力学控制方程:

$$p_{in} - p_{out} = L \frac{d\dot{m}}{dt} + R \dot{m}^2, C \cdot \frac{dp}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

$$C = \frac{Al}{a}, L = \frac{l}{A}, R = \frac{\lambda l}{2\rho A^2 d} \quad (2)$$

式中: p 为压力; L 为惯性; \dot{m} 为质量流量; R 为流阻; C 为流容; d 为管路直径; A 为管路截面积; l 为计算单元长度; a 为声速; λ 为摩擦损失系数; ρ 为介质密度。

在具体计算过程中,对管路的管壁杨氏模量以及推进剂含气率等因素的影响均折算到推进剂声速中^[10]。

2.2 涡轮泵

涡轮泵转子动力学关系:

$$J \cdot \frac{dn}{dt} = M_{\text{turbine}} - M_{\text{pump}} \quad (3)$$

式中: J 为涡轮泵转动惯量; n 为转速; M_{turbine} 为涡轮端扭矩; M_{pump} 为泵端扭矩。

$$M_{\text{turbine}} = \frac{\eta_t \dot{m}_t L_{0s}}{2\pi n}, M_{\text{pump}} = \frac{\Delta p \dot{m}_{\text{pump}}}{2\pi n \rho \eta_p} \quad (4)$$

式中: η_t 为涡轮效率; \dot{m}_t 为涡轮燃气流量; L_{0s} 为涡轮燃气可用等熵膨胀功; \dot{m}_{pump} 为过泵质量流量;

Δp 为泵扬程; ρ 为过泵平均密度; η_p 为泵效率。

泵的效率采用水力试验数据拟合结果计算:

$$\eta_p = \left[a_1 \cdot \left(\frac{Q_v}{n} \right)^2 + a_2 \cdot \left(\frac{Q_v}{n} \right) + a_3 \right] \cdot \alpha \quad (5)$$

式中: Q_v 为体积流量; n 为转速; η_p 为泵效率; a_1, a_2, a_3 为水试拟合系数; α 为泵效率修正系数。

涡轮效率采用经验公式计算:

$$\eta_t = \left[c_1 \cdot \left(\frac{u_t}{C_t} \right)^3 + c_2 \cdot \left(\frac{u_t}{C_t} \right)^2 + c_3 \cdot \left(\frac{u_t}{C_t} \right) + c_4 \right] \cdot \beta \quad (6)$$

式中: η_t 为涡轮效率; c_1, c_2, c_3, c_4 为涡轮效率拟合系数; u_t 为涡轮叶片圆周速度; C_t 为涡轮叶片出口理论等熵排气速度; β 为涡轮效率修正系数。

燃料和氧化剂泵在地面水力试验中做了不同流量、扬程下的效率特性研究,能够较准确地体现泵在额定点附近的效率分层现象^[11],同时通过液氧/甲烷燃气发生器-涡轮泵联动试验研究^[12]获得了真实介质下的效率修正系数,进一步修正了模型精度。

2.3 燃烧室

燃烧组件采用集中参数模型,不考虑燃烧时滞,可以按照下面方程组进行求解:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{k_c}{V_c} \left[(RT)_{\text{in}} \cdot \dot{m}_{\text{in}} - (RT)_c \cdot \dot{m}_c \right] \quad (7)$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{1}{\rho_c \cdot V_c} \left[(r+1) \cdot (\dot{m}_{\text{ox}} - r \cdot \dot{m}_t) \right] \quad (8)$$

$$\frac{d(RT)_c}{dt} = \frac{(RT)_c}{p_c \cdot V_c}$$

$$\left[(r \cdot (RT)_{\text{in}} - (RT)_c) \cdot \dot{m}_{\text{in}} - (k_c - 1) \cdot (RT)_c \cdot \dot{m}_c \right] \quad (9)$$

式中: p_c 为燃烧室压力; V_c 为燃烧室等效容积; k_c 为燃气绝热指数; ρ_c 为燃烧产物密度; \dot{m}_{in} 为燃烧室推进剂流量; \dot{m}_c 为燃气流量; r 为燃烧室混合比; $(RT)_{\text{in}}$ 为燃烧室入口推进剂做功能力; $(RT)_c$ 为燃烧室燃烧产物做功能力。

2.4 冷却夹套

由于甲烷临界压力较高 (~4.6 MPa), 在冷却夹套内要经历相变过程, 特别是在发动机预冷、起动过程中, 推进剂流动呈现气-液两相状态。冷却夹套采用一维均相模型, 同时考虑流道的截面积变化, 计算时采用一维交错网格、一阶迎风格式进行差分求解。当两相现象发生时, 认为气-液两相甲烷平均密度和平均比内能定义如下:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{1-x_e}{\rho_l} + \frac{x_e}{\rho_g}, e = (1-x_e)e_l + x_e e_g \quad (10)$$

式中: ρ 为饱和态甲烷平均密度; e 为饱和态甲烷平均比内能; ρ_l 为饱和液态甲烷密度; ρ_g 为饱和气态甲烷密度; e_l 为饱和液态甲烷比内能; e_g 为饱和气态甲烷比内能; x_e 为质量含气率 (干度)。

在计算液壁侧甲烷对流换热热流密度时, 根据低温推进剂在管路内的传热机制, 将其分为三种工作状态, 即单相液体的强迫对流传热、泡核沸腾传热、膜态沸腾传热。

表 1 所示为不同流动状态下的换热机制及其判定准则^[13-16], 其中 T_{ONB} 为由单相液体对流传入流动沸腾的起始点壁温; T_{CHF} 为泡核沸腾传热的最高壁温, T_L 为膜态沸腾传热的最低壁温。

当甲烷处于过冷液态及超临界状态时采用单相强迫对流换热模型, 表达式为:

$$q = \text{const} \cdot Re^{0.8} \cdot Pr^{0.4} \cdot \frac{\lambda}{D} \cdot \Delta T \quad (11)$$

式中: Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; λ 为介质导热系数; D 为管路内径; ΔT 为换热温差。

表 1 冷却夹套内甲烷气-液两相流动状态分区

Tab. 1 Gas-liquid two phase flow status

region in cooling jacket				
流动状态	过冷液	泡核沸腾	过渡沸	膜态沸腾
传热模型	单相换热	沸腾换热	过渡沸 腾换热	膜态沸 腾换热
判断条件				
	$T < T_{\text{ONB}}$	$T_{\text{ONB}} < T < T_{\text{CHF}}$	$T_{\text{CHF}} < T < T_L$	$T_L < T$
	$x_c = 0$	$0 < x_c < 1$		

推进剂进入两相状态后, 当温度高于流动沸腾起始点壁温 T_{ONB} 并低于流体发生沸腾传热最大(或烧毁)热流密度壁温 T_{CHF} 时, 流体处于沸腾传热。其热流密度通过如下关系式得到:

$$q = \alpha_{\text{FC}} (T_w - T_{\text{sat}}) F + \alpha_{\text{PB}} (T_w - T_{\text{sat}}) S \tag{12}$$

式中: α_{FC} , α_{PB} 为与流动状态有关的换热系数; F , S 为与雷诺数和含气率相关的修正系数。

当壁温高于流体发生泡核或饱和沸腾传热最大热流密度壁温 T_{CHF} 而低于当地流体参数确定的最低膜态沸腾温度 T_L , 此时传热处于过渡沸腾工况, 根据壁温在最大泡核或饱和沸腾传热热流密度与最低膜态沸腾热流密度之间插值计算。

若壁温高于当地流体参数确定的最低膜态沸腾温度 T_L , 则传热机制为膜态沸腾, 其传热关系为:

$$q = \text{const} \frac{\lambda_g}{D} \left(\frac{\rho_g u D}{\mu_g} \right)^{0.8} Pr^{0.4} (T_w - T_{\text{sat}}) \tag{13}$$

式中: λ_g 为饱和气相导热系数; u 为平均流速; μ_g 为饱和气相粘度; ρ_g 为饱和气相密度。

3 仿真计算与结果讨论

3.1 起动方案讨论

对于燃气发生器循环液体火箭发动机, 目前普遍采用的起动方式主要有两类: 箱压下点火起动(推力室先点火, 涡轮泵后起旋)和起动器工作压力下点火起动(涡轮泵先起旋, 推力室后点火)。这两种起动方式同属外能源起动, 但各具特点, 并且都已经在现役型号中成功应用, 如 HM-7, 火神 Vulcain, J-2 等^[17]。

箱压下点火起动是一种可靠但略偏保守的起动方案, 具有参数平稳以及起动过程没有大量推进剂外排的特点, 而起动器工作压力下点火起动工作时序动作更为紧凑, 良好的起动加速性是其突出优势。为讨论上述两种起动方式的优劣, 针对 60 t 级液氧/甲烷发动机系统开展了不同起动方式下的瞬态特性仿真, 起动过程燃烧装置压力曲线见图 2 所示, 其中起动器工作压力下点火起动过程参考国外某型号地面一次起动氢氧发动机工作时序。

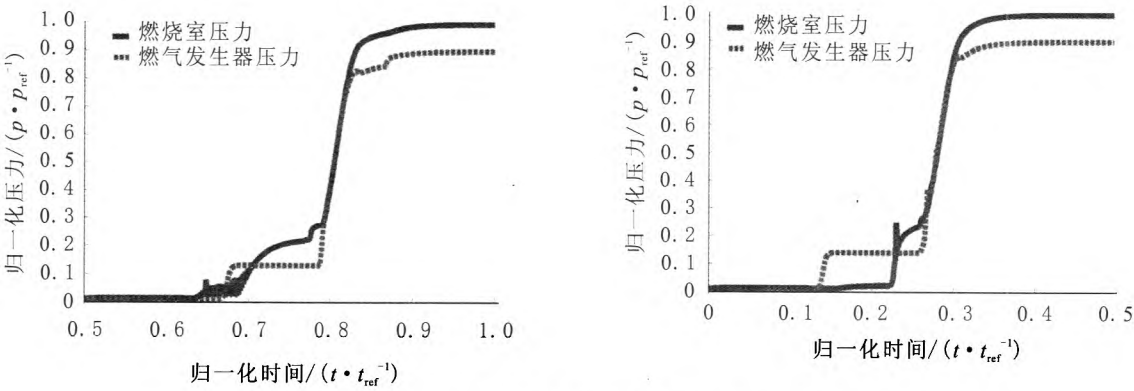


图 2 箱压下点火起动(左)和起动器工作压力下点火起动(右)过程压力曲线

Fig. 2 Pressure characteristics of start-up in reservoir pressure (left) and exterior power starter (right)

由计算结果可以看出, 箱压下点火起动过程参数变化平缓, 推力室点火压力峰低, 然而起动

时间较长(相当一部分时间用来对冷却夹套进行预冷), 甲烷处于亚临界两相状态时间较长也会

带来一定气阻风险;与之相比,起动器工作压力下点火起动过程参数爬升更加迅速,但推力室点火冲击较大。

除系统性能参数快速平稳外,起动过程推进剂的排放及处理也是衡量起动方案是否合理的重要因素之一。图3所示为不同起动方式下推进剂外场排放情况,其中液氧均由泵后泄出管引出,泄出阀关闭停止泄出,甲烷由推力室直接排放,推力室点火后再无液态甲烷泄出。根据计算结果可知,起动器工作压力下点火起动存在短时间高压大流量推进剂排放,不利于发动机的安全性和使用维护性,而箱压下点火起动推进剂排放为低压小流量,虽然排放时间较长但易于外场引燃或者回收处理,安全性相对更高。

综合上述仿真结果,同时考虑使用维护性以及安全性是未来液体动力技术发展的趋势,最终选取箱压下点火起动作为60 t级液氧/甲烷发动机起动方式。

3.2 亚临界气阻风险控制

对于箱压下点火起动方案,冷却夹套内甲烷存在气-液两相工作状态,起动过程中可能会引起较明显的气阻现象,严重时可导致甲烷涡轮泵气蚀飞转进而起动失败。为解决箱压下点火起动过程亚临界甲烷两相带来的气阻风险,提出了一种解决方案:在甲烷燃气涡轮入口增加起动旁通路,通过调节甲烷/氧涡轮驱动功率比例进而减小气阻风险。起动旁通对起动过程影响见图4。

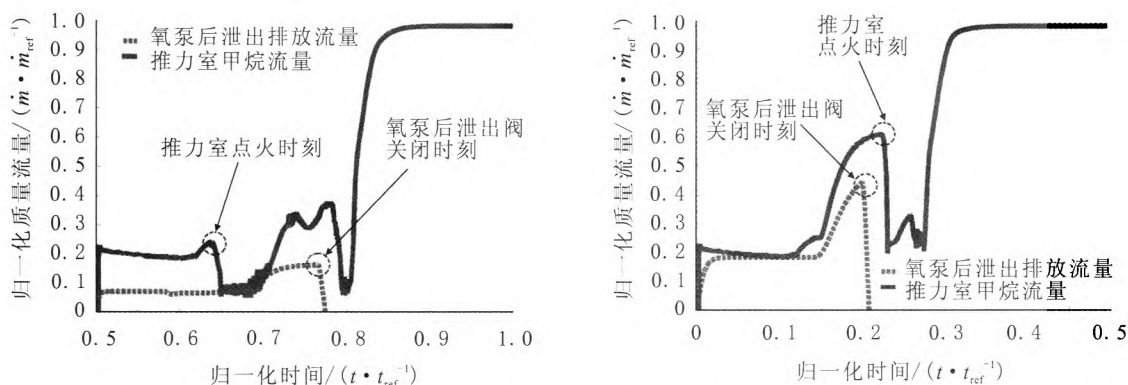


图3 箱压下点火起动(左)和起动器工作压力下点火起动(右)过程推进剂排放流量

Fig. 3 Propellant bleed mass flow rate of start-up in reservoir pressure (left) and exterior power starter (right)

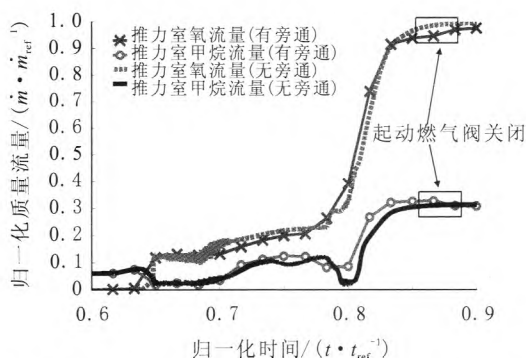


图4 甲烷燃气涡轮起动旁通对起动过程的影响

Fig. 4 Influence of turbine inlet bypass on start-up transient characteristics

够提高推力室甲烷流量,这样既增加了燃烧装置身部冷却能力又降低了混合比,有利于起动过程亚临界气阻风险控制。

4 仿真与试验比较

60 t级液氧/甲烷发动机演示验证试验于2011年取得成功^[2]。发动机起动过程主要性能参数曲线理论计算与试验结果对比如图5和图6所示。

可以看出,仿真结果能够比较准确地预测发动机起动过程中主要性能参数变化趋势,计算值与地面热试验结果有较好的一致性。

由仿真结果可以看出,起动旁通路的设置能

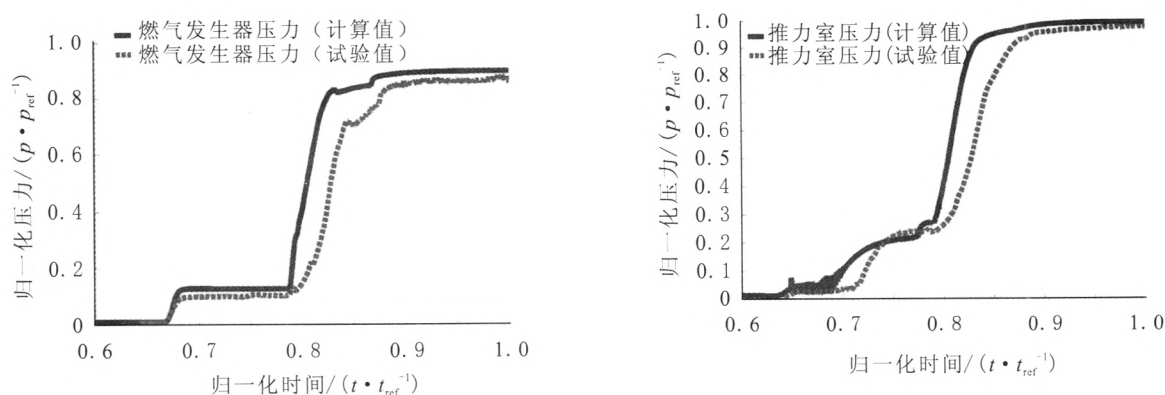


图5 起动过程燃烧装置压力瞬态特性

Fig. 5 Start-up process of combustion chamber pressure transient characteristics

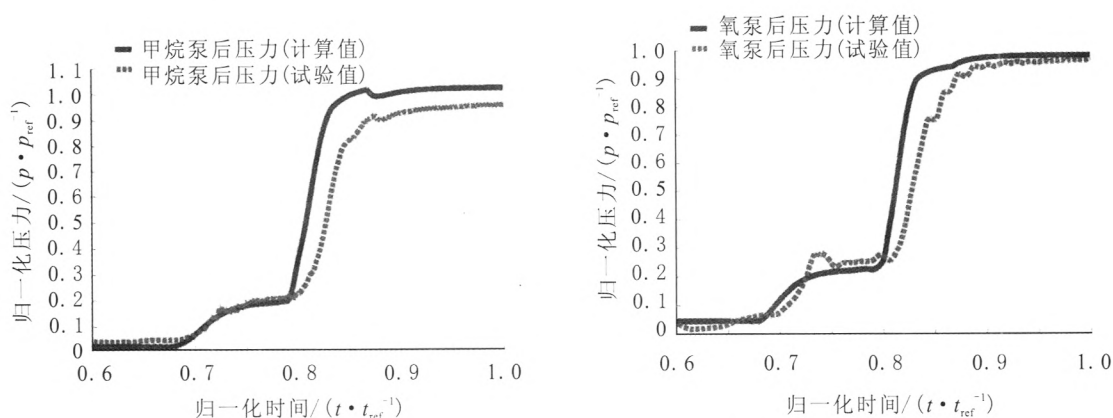


图6 起动过程泵后压力瞬态特性

Fig. 6 Start-up process of pump outlet pressure transient characteristics

5 结论

1) 搭建了60 t级液氧/甲烷发动机起动瞬态特性仿真平台, 为发动机起动方案的制定提供了依据。

2) 比较了两种起动方式, 最终选择采用箱压下点火起动作为起动方案, 并提出了设置涡轮旁燃气通管以抑制亚临界气阻, 提高了发动机起动可靠性。

3) 主要性能参数计算结果与试验值有较好的一致性, 仿真模型能够提供较为准确的发动机起动过程瞬态特性预估。

参考文献:

- [1] KIM Kyoung-Ho, JU Dae-Sung. Development of "CHASE-10" liquid engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane), AIAA 2006-4907 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [2] SOUCHIER Alain, COUTEAU Jean-Noel, BEAURAIN André. Snecma high thrust cryogenic engines for the next 20 years, AIAA 2004-3353[R]. USA: AIAA, 2004.
- [3] LE FORESTIER Gaetan, DANOUS Patrick, DANTU Gilles. First firing test campaign of European staged-combustion demonstration, AIAA-2009-5390 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [4] STONE Richard, TILIAKOS Nicholas, BALEPIN Vladimir. Altitude testing of LOX-methane rocket engines at ATK GASL, AIAA 2008-3701[R]. USA: AIAA, 2008.

- [5] BRETEAU Jérôme, KACHLER Thierry, VIEILLE Bruno. FLPP European next generation launcher propulsion high thrust engine demonstrator, AIAA-2009-5474 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [6] STRUNZ Richard, HAGEMANN Gerald, GRAUER Frank. Main stage liquid propulsion activities within Europe's future launcher preparatory programme FLPP, AIAA 2006-4698 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [7] YOSHIDA Makoto, TAKADA Satoshi, NARUO Yoshihiro. Design and operational concepts for reusable rocket engine, AIAA 2009-5139[R]. USA: AIAA, 2009.
- [8] REMISHEVSKY V P, BELOUSOV I I, TROSHCHENKOV S V. Main directions of rocket propulsion development in Russia through 2015, AIAA 2006-5261 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [9] 刘昆. 分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统分布参数模型与通用仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 1999.
- [10] 何勇灵, 赵致和, 刘建新, 等. 在油-气两相流状态下柴油机喷油系统中压力波传播速度的研究[J]. 内燃机学报, 1995, 13(4): 368-375.
- [11] 黄智勇, 李惠敏. 试验转速对大流量高转速轴流泵性能的影响[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 5-9.
- [12] ZHANG Nan, WANG Wei-bin, SUN Ji-guo. Demonstration of a 600 kN class LOX/Methane rocket engine [R]. 63rd International Astronautical Congress. Naples, Italy: IAC, 2012: 111-121.
- [13] 鲁钟琪. 两相流与沸腾传热[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [14] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [15] 陈二锋, 厉彦忠, 程向华. 液体火箭发动机自然循环预冷回路的数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 228-234.
- [16] SABBICK Hagen-D, KRULLE Gerd. Numerical simulations of transients in feed systems of cryogenic rocket engines, AIAA- 95-2967[R]. USA: AIAA, 1995.
- [17] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.

(编辑: 王建喜)

(上接第 6 页)

另外, 实验过程中, 活塞运动尤其是制动过程中产生的作用力导致的压缩管振动对火焰流场显示产生一定的影响。实验中, 管道振动和单滴燃料自燃几乎“同步”进行, 自燃是在活塞和压缩管末端撞击同时开始的, 而此前时刻的实验段温度和压力的准确测量非常重要。重活塞技术用于燃料超临界特性研究, 尚需发展精确快速的温度、压力和成份, 尤其是发光成份的测量技术。

参考文献:

- [1] SAVERY C W. Experimental study of the vapouration of droplet in a heated air at high pressure[M]. USA: University of Wisconsin-Madison, 1969.
- [2] KODATA T, HIROYASU H. Combustion of a fuel droplet in supercritical gaseous environments[J]. Symposium (International) on Combustion, 1981, 18(1): 275-282.
- [3] CHEHROUDI B, COHN R, TALLEY D, et al. Raman scattering measurements in the initial region of sub- and supercritical jets, AIAA 2000-3392[R]. US: AIAA, 2000.
- [4] 张蒙正, 张志涛, 李鳌, 等. 高频燃烧不稳定性单喷注器燃烧室模拟实验的研究[J]. 实验技术与管理, 2008, 25(3): 28-32.
- [5] 张蒙正, 徐胜利. 单滴燃料超临界特性实验研究的新方法[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 7-12.
- [6] YANG V. Modeling of supercritical vaporization, mixing and combustion processes in liquid fueled propulsion system [J]. Proceeding of Combustion Institute, 2000 (28): 925-942.
- [7] BRZUSTOWSKI T A, NATARAJAN R. Combustion of aniline droplets at high pressure[J]. The Canadian Journal of Chemical Engineering, 1966, 44(4): 194-201.
- [8] NATARAJAN R, BRZUSTOWSKI T A. Some new observations on combustion of hydrocarbon droplets at elevated pressures[J]. Combustion Science and Technology, 1970 (2): 259-269.

(编辑: 马 杰)