

500 t 级液氧煤油补燃发动机起动过程仿真研究

李程, 杨永强, 徐浩海, 刘站国
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 500 t 级液氧煤油补燃发动机是我国首台采用双推力室方案、自身分级起动方式的重型液体火箭发动机。结合重型发动机特点建立了描述发动机起动过程的数学模型, 通过数值仿真分析了影响发动机起动特性的主要因素, 确定了发动机的起动方案。研究表明: 液氧主阀和发生器燃料阀打开时差应确保发生器点火在氧头腔充满后进行; 流量调节器的转初级起始时间应早于推力室建压时间; 燃料节流阀转大流量应在发动机起动受控段进行。

关键词: 液氧煤油发动机; 双推力室; 补燃循环; 起动; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 06-0001-07

Numerical simulation of start-up process for 500 t thrust LOX/kerosene staged combustion cycle rocket engine

LI Cheng, YANG Yong-qiang, XU Hao-hai, LIU Zhan-guo
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: 500 t thrust LOX/kerosene staged combustion cycle engine is the first liquid propellant rocket engine with dual-thrust chamber system in China. The mathematical model of describing the start-up process of engine was developed based on the characteristics of the heavy-duty engine. The sensitive parameters affecting start-up characteristic of engine were analyzed by means of numerical simulation, so a reasonable start-up scheme of the engine was determined. The research results reveal that the gas generator (GG) should not ignite before the mixing head cavity of the GG has been filled with liquid oxygen, the ignition of the combustion chamber (CC) should lag behind the rise of the temperature of the GG, and the throttle valve should be released to the main passage after start-up of the engine is under control.

Keywords: LOX/kerosene rocket engine; dual-thrust chamber; staged combustion cycle; start-up; numerical simulation

收稿日期: 2014-08-13; 修回日期: 2014-08-29

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2012JY02)

作者简介: 李程 (1987—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机系统仿真

0 引言

进入二十一世纪以来,我国航天事业取得了巨大成就。随着我国载人航天和绕月飞行的成功,载人登月、深空探测、发射大型空间站已成为中国航天未来发展的重大目标,研制重型运载火箭的大推力液体火箭发动机势在必行^[1]。

500 t级液氧煤油补燃发动机将作为我国重型、大型运载火箭助推级和一子级动力装置使用,重型发动机采用双推力室方案、自身起动方式。与此同时,为提高火箭发射可靠性,要求发动机先起动到初级工况,完成故障检测后转入额定工况。这在我国液体火箭发动机工程研制中尚属首次。

起动过程是液体火箭发动机最重要的瞬态过程之一,因此在发动机研制过程中开展起动过程仿真研究占有重要的地位。欧空局的液氢液氧膨胀循环发动机 VINCI^[2]和俄罗斯的液氧煤油补燃循环发动机 RD-191^[3]在研制初期便开展了瞬态过程的仿真研究,这成为发动机首次试车获得成功的重要因素。

本文以某重型液氧煤油补燃火箭发动机为研究对象,建立了发动机的起动数学模型,并通过数值仿真,深入研究了影响发动机起动特性的主要因素,为制定合理的起动时序和控制方案提供参考。

1 发动机系统

图1为500 t级液氧煤油发动机的系统简图。重型发动机为泵压式富氧发生器补燃循环双推力室发动机,推进剂组元为液氧和煤油。发动机采用双点火导管方案,燃气发生器和推力室均为化学点火且互不影响,便于起动时序的选择和控制。为提高火箭发射可靠性,发动机设置初级工况用于故障诊断,完成故障检测后转入额定工况。发动机系统由推力室、燃气发生器、涡轮、氧化剂泵、燃料泵(包括燃料一级泵和燃料二级泵)、氧化剂预压泵、燃料预压泵、流量调节器、燃料节流阀、流体管路等组成。

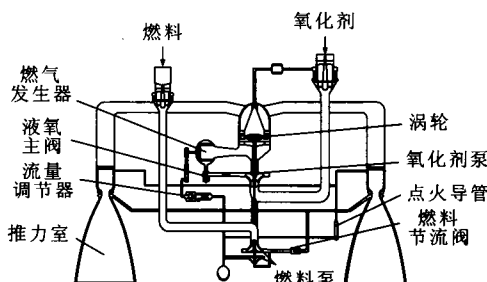


图1 500 t级液氧煤油补燃发动机系统简图

Fig. 1 System schematic of 500 t thrust
LOX/kerosene rocket engine

2 发动机起动过程简介

重型发动机限于结构特点,要求燃气发生器、推力室点火柔和,起动过程平稳。起动时通过高压气瓶挤压起动箱,高压煤油挤破两根点火导管,点火剂分别充填至发生器燃料阀前和充填推力室点火路。随后打开氧主阀,氧化剂在贮箱压力下充填发生器氧头腔。经过一段时间后打开发生器燃料阀,点火剂在吹除气体乳化作用下进入发生器,与先前进入的氧化剂燃烧产生富氧燃气驱动涡轮。为保证发生器点火柔和,流量调节器需设置合适的起动流量。发生器点火后涡轮泵转速迅速爬升,流量调节器开始转初级,煤油迅速充填推力室燃料主阀后腔道,由于推力室压力较低,大量煤油进入推力室与富氧燃气进行补燃,推力室迅速建压。为保证推力室点火柔性和控制推力室的建压过程,燃料节流阀需设置小流量状态严格控制进入推力室的燃料流量。发动机起动受控后燃料节流阀开始转至大流量状态。初级工作状态稳定后,流量调节器开始转主级,转入主级工作状态后,发动机进入主级工况。

3 发动机起动动力学模型

3.1 液体管路模型

研究发动机起动过程的低频动力学特性,流体管路的数学模型可以采用集中参数法进行描述,分开考虑流体的粘性、惯性和压缩性。具体形式如下:

$$R \frac{dq_m}{dt} = p_i - p_e - \frac{1}{\rho} \xi q_m |q_m| \quad (1)$$

$$\frac{V}{a^2} \frac{dp}{dt} = q_{mi} - q_{me} \quad (2)$$

式中: q_m 为液体质量流量; p_i 和 p_e 分别为管路进口、出口压力; V 为管路体积; a 为流体音速; R 为管路惯性流阻。

3.2 涡轮泵组件模型

补燃循环发动机主涡轮通常采用低压比的反力式涡轮,氧主泵和燃料泵为具有高转速、高扬程特点的离心泵。采用稳态关系式描述涡轮泵的起动特性^[4-5]。

涡轮功率:

$$p_t = q_{mt} \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_{it}}{p_{et}} \right)^{\frac{1-k}{k}} \right] \eta_t \quad (3)$$

式中: q_{mt} , η_t , p_{it} 和 p_{et} 分别为通过涡轮的质量流量、涡轮的效率以及涡轮的入口压力和出口压力; k 为燃气的绝热指数; T 为涡轮入口的燃气温度。

涡轮泵的功率平衡方程:

$$2\pi \cdot J \frac{dn}{dt} = M_t - \sum M_{pi} \quad (4)$$

式中: J 为涡轮泵转动惯量; n 为涡轮泵转速。

3.3 热力组件模型

热力组件包括发动机燃气发生器、推力室和燃气导管,可统一建模^[6]。该模型忽略了推进剂的雾化、掺混、燃烧等复杂的物理化学及流动过程,采用等效“时滞”进行描述;同时,假设热力组件内的压力、温度等参数均匀分布^[7]。热力组件内组分的质量积累:

$$\frac{dm_{lf}}{dt} = q_{mlfi} - q_{mlfe} - \frac{m_{lf}}{\tau_f} \quad (5)$$

$$\frac{dm_{lo}}{dt} = q_{mloi} - q_{mloe} - \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (6)$$

$$\frac{dm_g}{dt} = q_{mgi} - q_{mge} + \frac{m_{lf}}{\tau_f} + \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (7)$$

式中: m_{lf} , m_{lo} 和 m_g 分别为热力组件中积存的液体燃料、液体氧化剂和燃气的质量; q_{mlfi} , q_{mloi} 和 q_{mgi} 分别为流入热力组件的燃料、氧化剂和燃气的质量流量; q_{mlfe} , q_{mloe} 和 q_{mge} 分别为流出热力组件的燃料、氧化剂和燃气的质量流量; τ_o 和 τ_f 分别为氧化剂和燃料的转化时间。

燃气作功能力:

$$\tau_g \frac{dRT}{dt} = RT(K_g, p) - a \Delta RT - RT \quad (8)$$

式中: $RT(K_g, p)$ 为对应于混合比 K_g 和压力 p 时的理论 RT 值; a 为逻辑损失系数。

3.4 发生器燃料头腔乳化吹除模型

发动机起动时,为防止氧蒸汽窜腔和提高燃料的雾化质量,发生器燃料头腔需用惰性气体进行吹除。发生器燃料头腔模型为半经验模型。

发生器燃料头腔出口气体的质量流量:

$$q_{mhge} = \frac{(\mu F)_g A(k) q(\lambda_1) p_{hf}}{\sqrt{R_{pu} T_{pu}}} (1 - \bar{V}^m) \quad (9)$$

式中: λ_1 为混合头部气体速度系数; m 为充填锋面形状系数, $m \gg 1$ 时充填锋面为平面; $(\mu F)_g$ 为头腔出口气体的有效流通面积。

对于均相模型,根据马尔基涅利公式,两相流压降、气体单独流过时的压降与液体单独流过时的压降存在如下关系:

$$(\Delta p_{hfg})^{\frac{1}{n}} = (\Delta p_g)^{\frac{1}{n}} + (\Delta p_l)^{\frac{1}{n}} \quad (10)$$

式中: Δp_g 为气体单独流过时的压降; Δp_l 为液体单独流过时的压降。

$$q_{mhfe} = q_{mhfe}^* + K_y q_{mhge} \bar{V}^m \quad (11)$$

式中: q_{mhfe}^* 为头腔压力作用下的燃料流量; K_y 为吹除气体携带系数。

3.5 燃料节流阀模型

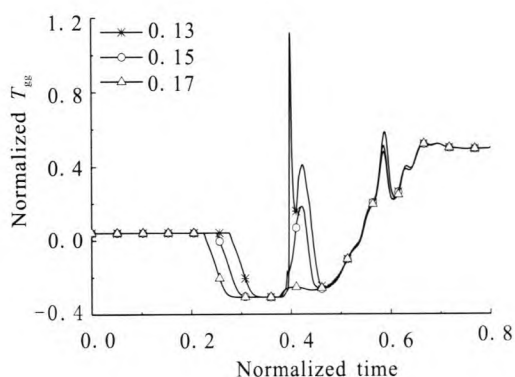
推力室燃料路设置燃料节流阀的目的是为控制推力室的建压过程和调节混合比。燃料节流阀可以为不同的方案和结构形式:对于中、小推力

的液氧煤油发动机,该阀通常为气控活塞式结构,特点为响应动作时间短;对于大推力的液氧煤油发动机,该阀通常为电液压驱动式结构,特点为便于控制燃料节流阀的转大流量过程。

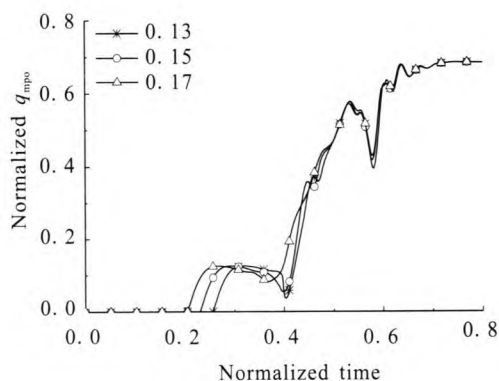
虽然燃料节流阀可以有不同的方案和结构,但是可以用统一的流量特性进行描述:

$$\Delta p_j = \xi_j q_{mj}^2 \quad (12)$$

式中: ξ_j 和 q_{mj} 分别为燃料节流阀的静态流阻系数和流量。



(a) 燃气发生器温度



(b) 氧泵流量

图2 氧主阀和发生器燃料阀不同打开时差对发动机起动特性的影响

Fig. 2 Effect of different time lag between oxidant valve and fuel valve of GG on characteristics of engine start

4.1 氧主阀与发生器燃料阀打开时差

为防止发生器点火温度峰过高,采用富氧点火方案。起动过程中先打开氧主阀,再打开发生器燃料阀。两阀的打开时差直接影响发生器的点火温度。

图2为氧主阀和发生器燃料阀不同打开时差时发生器的温度和氧泵流量。由图2可知,时差短,发生器内积存的氧化剂质量少,点火温度峰高,此时涡轮泵起旋幅度较低,对应氧主泵后压力较低,发生器点火时可能出现氧化剂断流或倒流现象,伴随着燃气和燃料窜入喷嘴内腔产生爆燃,损坏头腔。时差长,发生器内积存的氧化剂质量较多,发生器的点火温度峰就低,且燃气湿度较大,意味着燃气的作功能力较差,涡轮功率在起动初期增长缓慢,也可能导致发动机参数出现波动。

4.2 流量调节器特性参数

4.2.1 起动流量

由于发动机采用自身起动方案,氧主阀打开后,氧化剂的供应依赖于氧贮箱和液柱的压力,供应能力有限。因此,需要选取合适的起动流量满足发生器点火要求^[9]。

图3为流量调节器不同起动流量(分别占额定流量的7%、11%和16%)对发动机起动过程的影响。由图3可知,当起动流量减小时,发生器点火温度峰降低,主涡轮转速随起动流量的减小爬升速率趋于缓慢,推力室建压后转速、温度等参数波动增大。当起动流量增大时,发生器的点火温度峰高。对于采用自身起动的液氧煤油发动机,必须确保发生器压力平稳地增高,如果起动流量过大,发生器点火后发生器压力迅速上升,达到甚至超过发生器氧头腔压力,将导致氧

化剂出现断流甚至倒流现象,伴随燃料窜入喷嘴内腔产生爆燃,破坏喷注器等组件结构,导致起动失败。

4.2.2 转初级起始时间

发动机起动时,流量调节器的转初级起始时间是一个非常重要的控制参数。发生器点火成功

后,涡轮泵转速迅速爬升,进入发生器的氧化剂迅速增加,由于补燃循环发动机起动过程中流量调节器设置了起动流量,导致发生器内组元的混合比升高,发生器温度较低。为了保证推力室建压时涡轮有足够的输出功率,需对流量调节器进行转级。

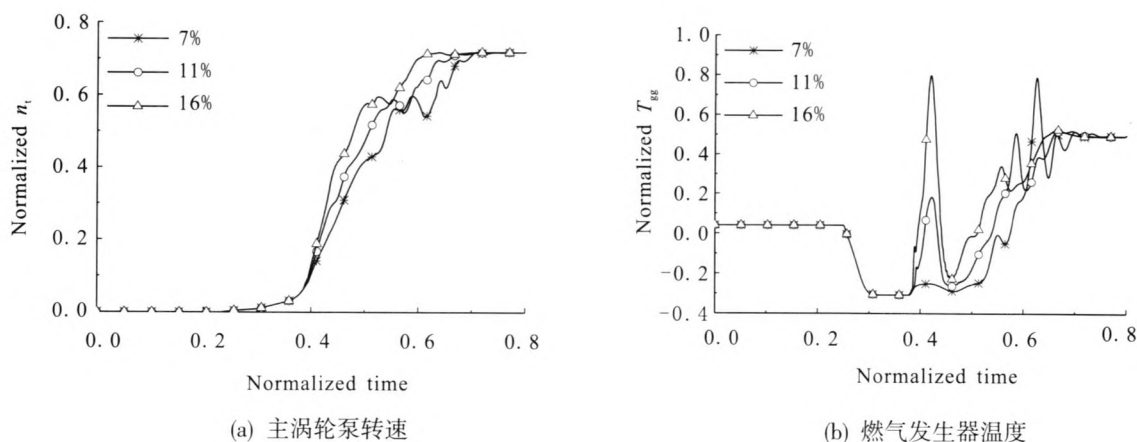


图3 流量调节器起动流量对发动机起动特性的影响

Fig. 3 Effect of initial fuel mass flow rate of flow regulator on characteristics of engine start

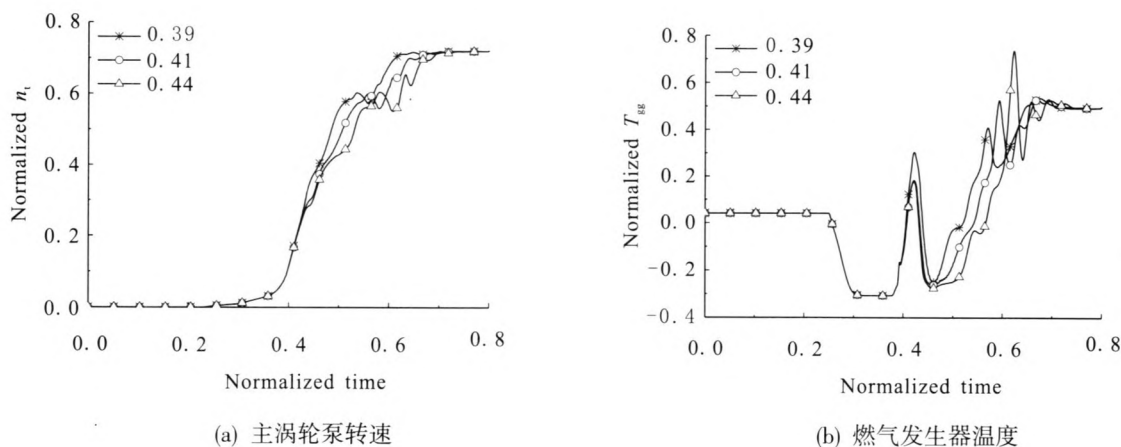


图4 流量调节器转初级起始时间对发动机起动特性的影响

Fig. 4 Effect of conversion time of flow regulator on characteristics of engine start

图4给出了流量调节器转初级起始时间对起动特性的影响。由图4可知,流量调节器的转初级起始时间决定着发生器温度开始上升的时间。当流量调节器的转初级起始时间提前时,造成发生器点火温度峰升高,点火冲击增大。当流量调

节器转初级起始时间延迟时,涡轮泵转速爬升速率变慢,发生器温度开始上升时间有所滞后,可能导致发生器温度上升时间晚于推力室建压时间,推力室建压后涡轮泵剩余功率不足,导致发动机参数出现大幅度的波动。

4.3 燃料节流阀特性参数

4.3.1 燃料节流阀小流量状态流阻

在发动机起动不受控段, 推力室建压过程异常迅猛。发动机起动时, 为了控制建压幅度和速率, 需通过燃料节流阀设置小流量来控制进入推力室的燃料流量, 确保推力室点火柔和、发动机起动平稳^[10]。

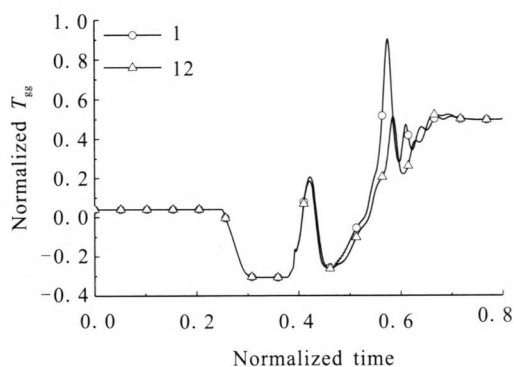
图5为燃料节流阀不设小流量状态和设置小流量状态为12倍额定流阻时对发动机起动过程的影响。由图5可知, 当燃料节流阀不设小流量时, 由于推力室点火时进入推力室的燃料流量大, 室压爬升迅速, 对涡轮压比影响较大, 导致涡轮输出功率迅速减小。推力室建压后, 发生器

温度、氧化剂流量和燃料流量等参数波动加剧。

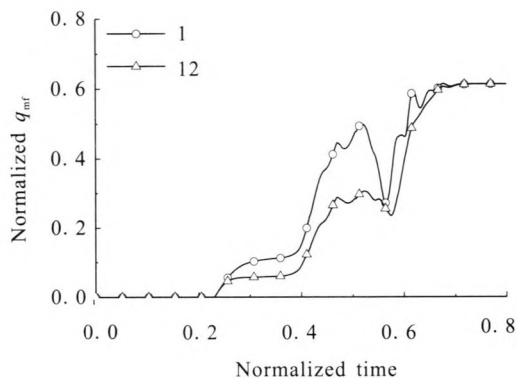
分析可知, 对于燃料节流阀小流量状态流阻: 一方面应保证不因流阻过大而出现涡轮泵飞转现象; 另一方面不因流阻过小出现严重的涡轮泵剩余功率不足现象, 影响发动机的正常起动。

4.3.2 燃料节流阀转大流量起始时间

如前所述, 发动机起动初期节流阀为小流量状态, 目的是为了控制建压速率, 从而控制涡轮泵的剩余功率。当发动机受控后, 可以通过液压伺服机构改变燃料节流阀的流通面积, 燃料节流阀逐渐转至主通道状态, 进入推力室的燃料流量也随着增加。



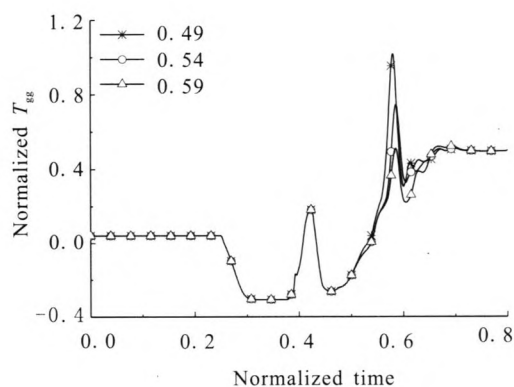
(a) 燃气发生器温度



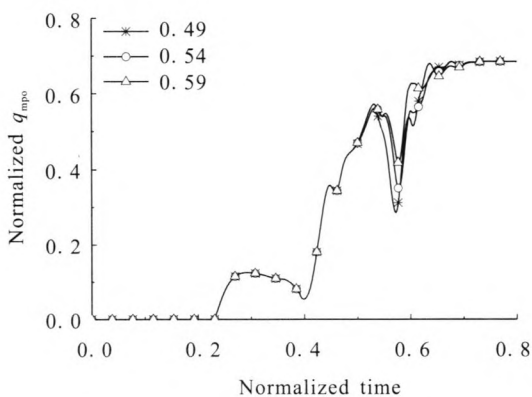
(b) 燃料一级泵流量

图5 燃料节流阀流阻对发动机起动特性的影响

Fig. 5 Effect of flow resistance of fuel throttle valve on characteristics of engine start



(a) 燃气发生器温度



(b) 氧泵流量

图6 燃料节流阀转大流量起始时间对发动机起动特性的影响

Fig. 6 Effect of conversion time of fuel throttle valve on characteristics of engine start

图6所示为燃料节流阀不同时间转大流量对起动特性的影响。由图6可知,当燃料节流阀的转大流量时间提前,推力室建压后,涡轮泵转速、氧化剂流量下降幅度更大,发生器的温度峰也明显增大,发动机参数波动加剧。两方面原因导致上述现象:一方面燃料节流阀提前转大流量将引起推力室建压速率和幅值增大,导致涡轮压比和流量急剧减小;另一方面燃料流量的增加,使燃料泵消耗的功率增大。由此引起涡轮泵剩余功率不足现象更加严重,导致起动参数出现较大的波动。当燃料节流阀在发动机受控后转大流量时对涡轮功率影响较小。因此,发动机参数波动较小。

5 结论

500 t级液氧煤油补燃发动机采用自身起动方式,起动过程需设置合理的调节控制元件和阀门打开时序,确保发生器和推力室点火柔和、发动机起动平稳。结合发动机的工作特点,建立了描述发动机起动过程的数学模型,深入研究了影响重型发动机起动特性的主要因素,确定了发动机的起动程序。根据仿真计算和结果分析,得出以下结论:

1) 氧主阀和发生器燃料阀的打开时差应确保发生器点火在氧头腔充满后进行。

2) 流量调节器的转初级起始时间应早于推力室开始建压的时间,确保推力室建压时涡轮泵有足够的剩余功率。

3) 发动机起动时,燃料节流阀应设置小流量状态,节流阀转大流量应在发动机受控后进行,避免参数出现较大波动。

参考文献:

- [1] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 1-6.
- [2] DURTESTE Stephane. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine, AIAA 2007-5531 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [3] BELYAEV E N, CHVANOV V K, CHERVAKOV V V. The outflow of a two-phase gas-liquid mixture from the mixing head of a gas generator when starting a liquid-propellant rocket engine[J]. High Temperature, 2005, 43 (3): 446-451.
- [4] 徐浩海. 液氧煤油补燃发动机起动过程研究[D]. 西安: 中国航天科技集团公司六院十一所, 2003.
- [5] 张小平. 补燃循环发动机起动过程仿真研究 [J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 18-21.
- [6] 杨永强, 刘红军, 徐浩海, 等. 补燃循环发动机强迫起动研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 14-18.
- [7] 陈宏玉, 刘红军. 补燃循环发动机推力调节过程建模与仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 18-24.
- [8] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [9] 徐浩海, 刘站国. 补燃循环发动机起动过程涡轮功率控制[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 10-14.
- [10] 张小平, 丁丰年. 富氧补燃循环发动机启动过程[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 82-85.

(编辑: 王建喜)