

宽范围变流量空气/液氧/酒精燃烧加热器试验

熊 剑, 肖 虹, 李小平, 吕发正
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:为了突破空气/液氧/酒精三组元宽范围变流量燃烧加热器可靠点火和稳定燃烧等关键技术,采用一种经过优化的直流喷嘴来组织燃烧,研制了宽范围变流量燃烧加热器并进行了点火试验,研究了其在 10 倍流量变化范围内的点火特性和燃烧性能。试验结果表明该燃烧加热器在 10 倍多的流量变化范围内实现了高效稳定燃烧,其中设计点的燃烧效率达到 97%。加热器采用新型组织燃烧方式实现了宽范围变工况和低喷注压力下的可靠点火和稳定燃烧,其中加热器点火成功率 100%,稳定工作过程中室压波动小于 1%。加热器采用等离子点火火焰先进入燃烧室,随后氧化剂、燃料依次进入燃烧室的点火程序合理。

关键词:空气/液氧/酒精;宽范围变流量;点火;燃烧;燃烧加热器

中图分类号:V434.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)03-0056-06

Experimental study on air/LOX/alcohol combustion heater with variable flow rate in large range

XIONG Jian, XIAO Hong, LI Xiaoping, LYU Fazheng
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to break through the key technologies of reliable ignition and stable combustion of air/LOX/alcohol three-component combustion heater with variable flow rate in large range, such a combustion heater was developed by using an optimized orifice atomizer to organize combustion and hot firing tests were carried out. The ignition and combustion characteristics of three working conditions were studied. The experimental results show that the heater achieves high efficiency and stable combustion within the range of more than 10 times flow rate, and the combustion efficiency reaches 97% at the design point. A new organizational combustion mode was adopted to realize reliable ignition and stable combustion under wide-range of variable operating conditions and low injection pressure. The heater ignition is 100% successful, and the chamber pressure fluctuation is less than 1% during stable operation. It is reasonable for the ignition procedure of the heater to use plasma ignition flame to enter the combustion chamber first, followed by oxidant and fuel successively.

Keywords: air/LOX/alcohol; wide-range variable flow; ignition; combustion; combustion heater

收稿日期:2019-06-13;修回日期:2019-11-06

基金项目:国家自然科学基金(11702205)

作者简介:熊剑(1985—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机推力室设计和冲压发动机地面试验

0 引言

冲压发动机研制过程中需进行大量的地面直连试验以研究其点火起动和燃烧性能^[1-2]。发动机在直连试验时需要地面试验台为其提供高温来流空气,试验台常用的空气加热方式有燃烧加热、电弧加热、蓄热加热、激波加热等^[3-7]。其中燃烧加热是直接向空气流中喷注燃料进行燃烧以提高模拟空气流温度的一种加热方式,这种方式具有使用维护方便、试验准备周期短、运行成本较低以及可以长时间工作的优点,被广泛应用于国内外的冲压发动机试验台或高超声速高温风洞中。

为了实现发动机在大空域宽速域飞行包线范围内多个状态点的试验,试验系统燃烧加热装置需要为发动机提供流量和温度能够宽范围调节的模拟热空气,并保证空气中氧气组分的含量与环境大气一致^[8]。为了模拟宽范围可调的来流热空气,日本的超燃冲压发动机自由射流试验台(RJTF)的空气加热器采用蓄热加热和燃烧加热两级组合加热方式^[9],美国阿诺德工程发展中心(AEDC)APTU 风洞的空气加热器采用更换喷油装置等部分组件的办法^[10-13],国内部分科研院所采用多台空气加热器组合的方式。这些方式虽然实现了空气流量和温度的宽范围变化,但在一定程度上增加了试验装置的复杂性以及维护难度。可见宽范围可调的空气加热器是冲压发动机试验系统具备宽范围试验能力的关键设备,目前有关宽范围可调的空气加热器详细的技术方案及试验研究结果未见文献报道。

为了实现试验系统长时间运行,减小供应系统规模,燃烧空气加热器常使用液体推进剂组合(如液氧/酒精,液氧/煤油等),而液体燃料的雾化主要是通过喷嘴来实现。喷嘴的形式多种多样,其中直流喷嘴和离心式喷嘴应用最为广泛。这两种喷嘴均属于压力雾化式喷嘴,其流量变化范围较大时,喷嘴压降会变得很高,这就限制了单台加热器的流量调节范围^[14]。为了实现流量大范围调节而研制的双路离心式喷嘴在低工况下由于介质压降低雾化效果仍然较差,使得燃烧性能恶化,影响来流品质。为了解决来流空气温度和流量大范围调节以及加热器低工况下燃烧不完全的问题,本文采用一种经过优化的直流喷嘴来组织燃烧,研制了宽范围

变流量燃烧加热器,并对其进行了试验研究以获得该加热器的点火和燃烧特性。

1 燃烧加热器

本文研究的宽范围变流量燃烧加热器为空气/液氧/酒精三组元富氧燃烧加热器,采用等离子点火器进行点火。为了获得燃烧加热器宽范围变流量工作特性,通过调节总流量使其流量变化范围达到 10 倍。加热器工作参数范围如表 1 所示。

表 1 燃烧加热器工作参数范围

Tab. 1 Range of working parameters of combustion heater

参数	工作参数范围
燃烧室压力/MPa	0.18 ~ 1.90
总流量/(kg · s ⁻¹)	0.49 ~ 4.93
空气流量/(kg · s ⁻¹)	0.29 ~ 2.90
液氧流量/(kg · s ⁻¹)	0.15 ~ 1.51
酒精流量/(kg · s ⁻¹)	0.05 ~ 0.52

2 试验系统

燃烧加热器试验系统包括空气供应系统、燃料供应系统、液氧供应系统、氮气供应系统、冷却水供应系统、数据采集系统、控制系统以及等离子点火系统等,试验系统原理简图如图 1 所示。燃烧加热器在试验台上水平安装固定,如图 2 所示。其中空气和氮气均采用高压储罐储存、落压式供应,采用经过标校的音速孔板保证流量,试验过程中通过测量音速孔板入口压力和温度计算供应流量。酒精和液氧采用氮气挤压方式供应,通过控制储箱压力保证流量,试验过程中采用涡轮流量计测量流量。冷却水采用落压式供应,通过保证入口压力满足加热器冷却要求。数据采集系统用来采集各路介质沿程供应压力、流量及温度,以及加热器室压等。控制系统主要实现加热器的时序控制,保证各路介质按预定时序供应和切断以及加热器的起动和关机。等离子点火系统主要包括气体供应系统、电源系统和测控系统,用来实现加热器的重复可靠点火。

试验主要测量参数包括:介质流量(液氧和酒精)、供应系统压力(各贮箱箱压及管路压力)、加热器各部位压力(各集液腔压力、集气腔压力及燃烧

室室压)及温度(液氧贮箱及管路温度、加热器液氧集液腔温度、音速孔板前温度)。主要测量手段和设备包括:①压力采用压电式压力变送器进行测量,精度等级 0.25 级;②液氧路温度采用低温热电偶进行测量,精度 $\pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 或 $\pm 1.5\%$,其他路温度采用常温热电偶进行测量,精度 $\pm 2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 或 $\pm 0.75\%$;③流量采用涡轮流量计进行测量,精度等级 0.5 级。

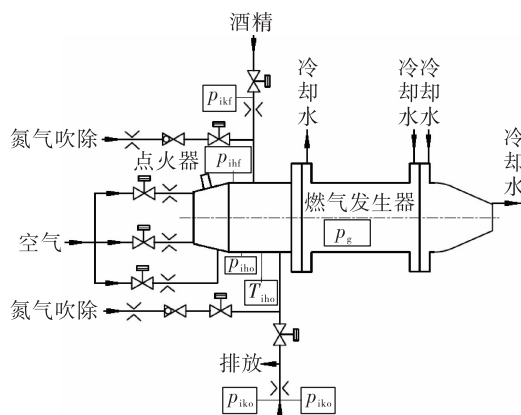


图 1 试验系统原理简图

Fig. 1 Schematic diagram of test system



图 2 加热器安装结构图

Fig. 2 Installation structure chart of heater

3 点火时序分析

燃烧加热器的点火起动过程是一个非稳态、参数大范围急剧变化的过程,在这个过程中燃料与氧化剂在很短的时间内喷射进入燃烧室,经过雾化、蒸发、混合和燃烧等一系列极为复杂的物理化学变化,燃烧加热器工作过程参数如流量、温度和压力等发生大幅度的变化^[15],并且包括热冲击、压强及加速度等在内的各种载荷作用在加热器上,使加热器处于一种高温、高压和强冲击的恶劣工作环境,因此起动过程最为关键。

该燃烧加热器为空气/液氧/酒精三组元燃烧器,需要合理设置 3 种介质进入燃烧室的先后顺序^[16]。考虑到该加热器大部分空气位于边区,对点火影响较小,因此在液氧和酒精进入燃烧室之前,空气先进入燃烧室并且保持压力稳定。对于液氧和酒精,一般先进入燃烧室的介质为沸点较低的介质,这样设置主要是考虑到沸点较低的介质更容易汽化,从而减少燃烧室内的介质积存量。因此,液氧/酒精介质组合中可采用沸点较低的液氧先进入燃烧室的方案^[17]。

关机过程要求燃烧加热器内的火焰尽可能快地熄灭,同时保证推进剂不在燃烧室内大量积存^[18]。由于燃烧加热器为富氧加热器,在关机过程中如先关闭液氧阀,再关闭燃料阀,存在富氧程度降低的过程,热流密度和燃烧室温度会升高,而且后关闭燃料阀,还会造成液体燃料在燃烧室内的大量积存。如果先关闭燃料阀,再关闭液氧阀,由于加热器燃料流量小,在燃料阀门关闭后,燃料流量迅速减小,燃烧室内混合比偏向更富氧状态,导致火焰无法稳定,加热器迅速熄火,并且这样不会造成燃料的积存,更有利于加热器重复使用。综合比较采用富氧关机模式,即先关闭燃料阀,再关闭液氧阀更合理。另外在关机过程中还采取了吹除措施,目的是将加热器集液腔和系统管路内残留的介质吹除干净,防止介质积存,影响重复起动。

4 热试结果及分析

4.1 热试参数

共进行了 3 次点火热试,分别对应设计工况、高工况和低工况,覆盖了加热器工作参数范围。表 2 给出了加热器热试验参数范围,可以看出加热器总流量变化范围为 0.487 ~ 4.981 kg/s,达到了 10.2 倍。

表 2 燃烧加热器热试参数范围

Tab. 2 Range of firing test parameters of combustion heater

参数	试验参数范围
室压/MPa	0.172 ~ 1.969
总流量/(kg · s ⁻¹)	0.487 ~ 4.981
酒精流量/(kg · s ⁻¹)	0.048 ~ 0.528
液氧流量/(kg · s ⁻¹)	0.149 ~ 1.599
空气流量/(kg · s ⁻¹)	0.290 ~ 2.854

4.2 燃烧过程分析

图3给出了3种工况热试燃烧室压力曲线(图中 \bar{p}_g 为无量纲化的燃烧室压力)和设计工况试车录像。以设计工况为例,由图3可以看出空气首先进入并在燃烧室内建立约0.2倍压力直至稳定,酒精和液氧在3.0 s左右开始建压,对应燃烧室压力开始上升,至3.44 s左右燃烧室压力突然升高,此时加热器点火成功,约0.32 s后加热器进入稳定工作段。在稳定工作过程中燃烧室压力平稳,波动小于1%。由试车录像也可以看出在加热器稳定工作段内燃烧火焰饱满、稳定,无摆动断火现象。关机过程中酒精和液氧阀门依次关闭,火焰开始熄灭,对应燃烧室压力开始下降。随后吹除气体阀门打开,吹除气体进入将系统及加热器头腔内大量介质吹至燃烧室,此时燃烧室内温度较高,吹出的介质在燃烧室内形成二次燃烧,但持续时间较短约0.3 s,此过程对应燃烧室压力在5.7~6.0 s先上升后下降,随后火焰熄灭燃烧室压力降至0.2倍压力。为了防止液体介质在加热器内积存,空气持续工作一段时间后再关闭。

高、低工况稳定工作过程室压曲线光滑,波动小于1%(见图3)。

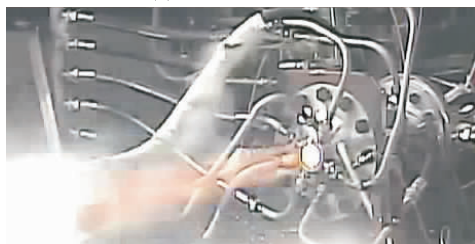
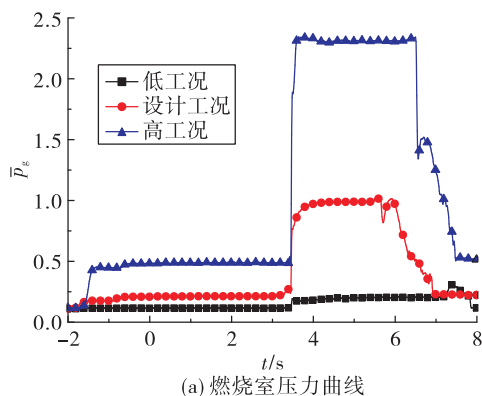


图3 热试燃烧室压力曲线和设计工况试车录像
Fig.3 Firing test combustion chamber pressure curve and video at the design point

4.3 流量特性分析

图4给出了加热器流量特性曲线。可以看出热试液氧和酒精流量变化范围分别为10.7倍和11倍,对应压降变化范围为9倍和14倍,可见采用经过优化的直流喷嘴使得液体介质喷注流量和压降近似呈线性变化的趋势,这对改变液体介质流量特性、实现加热器宽范围变流量工作具有重要意义。另一方面采用经过优化的直流喷嘴能够显著改善液体介质的雾化效果,在高工况下液氧和酒精喷注压降均较高(0.5 MPa以上),在此压降下直接采用直流喷嘴工作,液氧和酒精也能够实现一定程度的雾化,但雾化效果稍差,由加热器喷注器冷态试验情况可知采用经过优化的直流喷嘴在此压降下可以实现较好的雾化效果;在低工况下,液氧和酒精喷注压降均低于0.1 MPa,直接采用直流喷嘴进行工作,则喷嘴出口的介质呈现液柱射流状态,无法有效雾化,而经过优化的直流喷嘴通过其内部结构可以实现液氧和酒精的雾化,保证了加热器在低压降下的稳定工作,如图5所示。

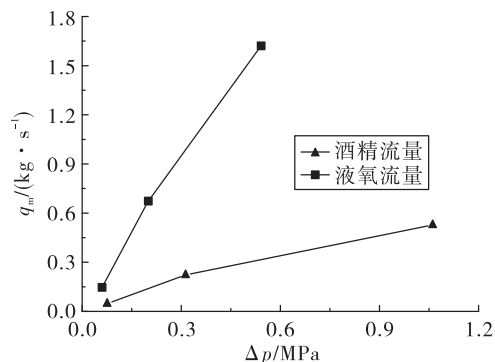


图4 加热器流量特性曲线
Fig.4 Flow characteristic curve of heater

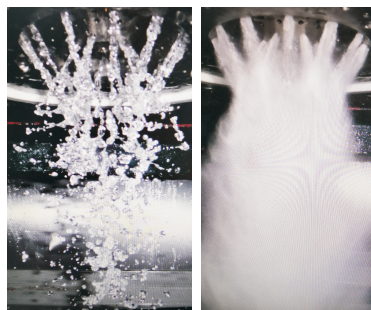


图5 直流喷嘴和优化后的喷嘴雾化效果对比
Fig.5 Comparison of atomization effect between simple orifice atomizer and optimized nozzle

4.4 点火特性分析

为了研究燃烧加热器的起动性能,通常采用点火延迟时间和着火时间^[5,19]来评价。点火延迟时间定义为2种组元进入燃烧加热器燃烧室到压力开始急剧上升为止的时间间隔。点火延迟越短,说明加热器点火越迅速,点火性能越好。着火时间定义为燃烧室压力开始急剧上升到燃烧室压力达到稳定压力值的95%之间的时间间隔,如图6所示(图中 \bar{p}_{ihf} , \bar{p}_{iho} 分别为无量纲化的燃料喷前压力和液氧喷前压力)。

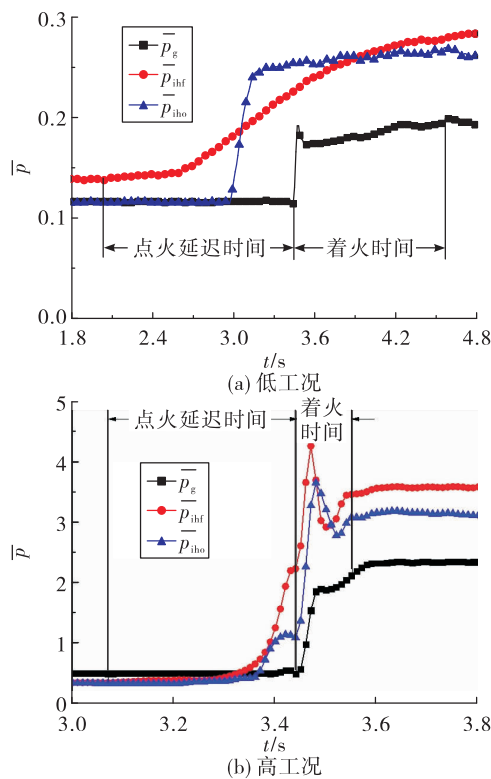


图6 燃烧加热器的起动性能曲线

Fig. 6 Starting performance curve of combustion heater

表3给出了3次试验点火延迟时间和着火时间。可以看出3种试验工况加热器的点火延迟时间和着火时间随着工况降低而延长。该燃烧加热器采用优化后的直流喷嘴进行工作,该喷嘴的特殊结构导致液氧和酒精喷射速度较直流喷嘴大幅提高,不利于加热器的点火起动,并且随着工况的降低,喷射速度增大对点火起动的影响更加明显。由热试曲线也可以看出低工况下2.02 s左右燃料喷前压力开始爬升,一直到3.44 s左右才点火成功,点

火延迟1.42 s,此时刻酒精喷前压力也达到稳态压力一半以上,液氧喷前压力几乎稳定,并且点火成功后,由于酒精流量小,爬升速度慢,导致加热器着火时间变长,约1.14 s。对于高工况,三路介质的流量均增大,使得点火前燃烧室内的压力增高,降低了喷嘴内介质的流速,另一方面液氧和酒精流量增加,经过喷嘴后速度增加幅度相对较小,有利于点火成功,表现为点火延迟约0.36 s,明显减少;由于液氧和酒精流量的增加使得充填变快,着火时间为0.11 s,显著变短。

表3 燃烧加热器的起动性能

Tab. 3 Starting performance of combustion heater

单位:s

时间	低工况	设计工况	高工况
点火延迟时间	1.42	0.64	0.36
着火时间	1.14	0.32	0.11

4.5 燃烧效率分析

燃烧效率是评估燃烧加热器燃烧性能的重要指标,是燃烧过程进行的完善程度的体现。影响燃烧加热器燃烧效率的因素很多,如燃烧室温度与压力、喷注形式、混合比和总流量等。本文的燃烧效率是指特征速度效率,其计算公式^[20]如下

$$\eta = \frac{C^*}{C_{th}^*} = \frac{p_c \cdot A_t}{q_m \cdot C_{th}^*}$$

式中: p_c 为加热器燃烧室室压; A_t 为喉部有效面积; q_m 为加热器总流量; C_{th}^* 为理论特征速度。

根据上述计算公式计算燃烧加热器低工况、设计工况、高工况的燃烧效率分别为:0.85, 0.97, 0.93,可以看出燃烧加热器在10.2倍的流量变化范围内实现了高效稳定燃烧,其中设计点燃烧效率达到97%,满足燃烧加热器工作参数大范围调节的需求。燃烧加热器在设计工况下的效率最高,低工况下效率较低。由试验参数可以看出设计工况混合比偏向恰当混合比,燃烧温度较高,有利于提高液滴蒸发速率和化学反应速率,使燃烧效率提高;低工况下加热器室压较低,混合比偏离恰当混合比较远,并且中心区空气流量相对液氧和酒精比例较大,降低了燃烧室的燃烧温度,引起化学反应速率变缓,燃烧效率降低。

5 结论

通过对宽范围变流量三组元燃烧加热器的试验研究,得到以下几点结论:

1)燃烧加热器在10倍多的流量变化范围内实现了高效燃烧,其中设计点燃燃烧效率达到了97%。

2)燃烧加热器采用经过优化的直流喷嘴结构组织燃烧实现了低喷注压降下的可靠点火和稳定燃烧,其中加热器点火成功率100%,稳定工作过程室压波动小于1%。

3)燃烧加热器采用等离子点火火焰先进入燃烧室,随后氧化剂、燃料依次进入燃烧室的点火程序合理。

参考文献:

- [1] MUSTAFA N S, ABDULLAH U. Investigation of combustion control in the vitiator of a connected pipe setup for ramjet applications[R]. AIAA 2006-814.
- [2] DUNSWORTH L C, REED G J. Ramjet engine testing and simulation techniques[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1979, 16(6): 382-388.
- [3] 钟梓鹏. 超燃用煤油燃烧加热器设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学, 2005.
- [4] 于守志. 飞航导弹动力装置试验技术[M]. 北京:中国宇航出版社, 1990.
- [5] 李小平, 肖虹, 吕发正. 三组元空气加热器的缩尺试验研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(1): 26-32.
LI X P, XIAO H, LYU F Z. Investigation on sub-scale test of a tri-propellant air heater[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(1): 26-32.
- [6] 赵芳, 任泽斌. 燃气发生器应用综述[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 1-8.
ZHAO F, REN Z B. Overview of application of combustion-gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(3): 1-8.
- [7] 杨样, 晏至辉, 蒲旭阳, 等. 新型液氧/空气/异丁烷燃烧加热器研制及流场校测[J]. 推进技术, 2017, 38(12): 2830-2835.
- [8] 黎明, 吴二平, 唐明. 高温高压蒸发型燃烧加热器的设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1443-1448.
- [9] 陈延辉. 日本的高超声速吸气式发动机试验设备及试验技术[J]. 飞航导弹, 2006(2): 41-48.
- [10] GARRARD D, SEELY J, ABEL L. An analysis of alternatives to provide a varying mach number test capability at APTU[R]. AIAA 2006-8044.
- [11] SMITH C, GARRARD D, JACKSON F. The future and way forward for the aerodynamic and propulsion test unit[R]. AIAA 2006-8049.
- [12] HOUSHANG B E. CFD simulations for imulations for AEDC combustion air heater (CAH) for APTU facility[R]. AIAA 2006-8046.
- [13] GARRARD D. Development of the combustion air heater ignition sequence at the aerodynamic and propulsion test unit[R]. AIAA 2009-7359.
- [14] 衡思江. 小型航空发动机气动雾化喷嘴雾化特性研究[D]. 北京:中国科学院, 2015.
- [15] 李清廉, 李庆, 王振国. 氧气/醇类燃气发生器启动过程试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 13-18.
LI Q L, LI Q, WANG Z G. Experimental research of the start-up process of gaseous oxygen/ethanol gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(1): 13-18.
- [16] 肖虹, 房喜荣, 刘上, 等. 液氧/异丁烷/空气加热器燃烧特性试验及稳定性研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集. 大连:中国航天第三专业信息网, 2017.
- [17] 马冬英, 卢钢, 张小平, 等. 液氧/甲烷燃气发生器试验研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 21-26.
MA D Y, LU G, ZHANG X P, et al. Research on hot tests of LOX/methane gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3): 21-26.
- [18] 黄玉辉, 王振国, 周进. 三组元发动机燃烧稳定性试验[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 71-73.
- [19] 李庆, 李清廉, 王振国. 燃气发生器结构对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2062-2067.
- [20] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社, 1993.