

文章编号:1000-8055(2008)11-2062-06

燃气发生器结构对燃烧性能的影响

李 庆, 李清廉, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为了确定最佳的燃气发生器结构, 对不同结构的燃气发生器进行了对比试验, 考察了喷嘴尺寸、燃烧室长度、燃烧室构型等因素对燃气发生器燃烧性能的影响. 研究表明: 在一定范围内增大喷嘴尺寸, 燃烧性能基本不受影响, 但却可以缩短燃气发生器的点火延迟时间, 并且增大流量调节范围; 增加燃烧室长度可以明显的提高燃烧效率; 燃烧室的构型对燃烧性能有很大影响, 收缩-扩张型着火段影响了燃烧过程, 降低了燃烧效率, 燃气发生器设计不宜采用这种构型.

关 键 词: 点火延迟; 着火时间; 特征长度; 燃烧室构型; 燃烧效率

中图分类号: V434.22

文献标识码: A

Effect of structure of gas generator on combustion performance

LI Qing, LI Qing-lian, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Hot tests were conducted and experimental data was analyzed in order to select an optimal structure for gas generator. The combustion performance was analyzed and the size of injectors, the characteristic chamber length and the geometric characteristic of combustor was examined. The results suggest that: In a certain extent enlarging the size of injectors does not affect the combustion efficiency, at the same time the ignition delay is shorten and the boundary of adjustment of mass flow rate is expanded; Increase of characteristic chamber length benefits combustion efficiency; Geometric characteristic of combustor also has a great impact on combustion efficiency. The flame segment of converge-diverge shape influences the combustion process, and then decreases the combustion efficiency. The combustor with converge-diverge shape is not recommended during the design of gas generator.

Key words: ignition delay; flame spread time; characteristic chamber length; geometric characteristic of combustor; combustion efficiency

燃气发生器是一种利用火箭发动机的工作原理, 通过氧化剂和燃料按照设计要求的混合比组织燃烧, 获得一定压强、温度、流量和马赫数等参数要求的燃气, 以实现特定的目的的装置. 各个国家通过冷试、热试和仿真计算等研究手段, 改进燃气发生器结构设计, 降低燃气发生器费用, 确定燃

气发生器的稳定工作范围, 使燃气发生器技术得到了快速的发展. 美国加州 Aerojet 公司的 Mah^[1] 对使用自燃推进剂的 N_2O_4 / 肼 50 的燃气发生器的工作范围进行了研究, 对于宽范围的混合比、推进剂总流量、燃烧室压力等工况进行了试验. 韩国汉城 Konkuk 大学的 Sun Tak Kwon

收稿日期: 2007-11-13; 修订日期: 2008-03-10

作者简介: 李庆 (1982 -), 男, 新疆富蕴人, 博士生, 主要从事高超声速推进技术的研究. Email: nudtliqing@gmail.com

等人^[2]对燃气发生器中喷嘴结构及绕流环位置等性能影响因素进行了优化分析,并通过冷试及热试手段进行试验研究.法国 SNECMA 公司的 Fournet^[3]等人对“Vulcain2+”发动机氢氧燃气发生器的喷注器及燃烧室结构进行了改进设计,并且通过数值仿真和热试试验研究验证了改进方案设计的正确性.在国内,董晓艳等^[4]对液体火箭发动机上的燃气发生器身部进行了多学科设计优化,减轻了燃气发生器的质量,改善了原有设计,提高了设计水平;毛成立等^[5]对管道式冲压发动机的燃气发生器的变喉面、非堵塞喷管、固定流量三种流量调节方案的原理进行了比较分析,为流量调节方案的选择提供了一定的理论依据.曹再勇等^[6]对用于闭式循环高压补燃液氧/煤油发动机的富氧燃气发生器的三维燃烧流场进行了数值模拟,表明二次喷注可以有效的降低燃气温度但却破坏了燃气温度分布的均匀性,扰流环的存在则可以加速燃气掺混,改善燃气温度的均匀性;冯喜平^[7]在博士论文中对燃气发生器流动和燃烧过程进行了三维数值模拟,研究了燃气发生器的速度场,温度场和组分浓度场沿轴向的分布;苗森等^[8]对燃气轮机燃气发生器进行了地面台架试车试验,为改进部件性能和燃气发生器与动力涡轮配套的整机试车提供试验数据.本文对四种结构方案的燃气发生器进行了试验,并对热试结果进行了分析比较,研究了不同结构对燃气发生器性能的影响,为今后燃气发生器结构改进提供了依据.

1 试验方案

1.1 试验对象

试验采用的燃气发生器,主要由喷注器、着火段、燃烧室、喷管四部分构成.首先设计了基准燃气发生器,其四部分构成代号分别为 A_0 , B_0 , C_0 , D_0 , 如图 1 所示.随后对 A_0 , B_0 , C_0 分别进行了改进设计形成 A_1 , B_1 , C_1 . 最终得到四种不同型号的燃气发生器.四种燃气发生器的结构比较如表 1 所示.燃气发生器的喷注器采用离心式喷嘴(图 2)喷注燃料,氧气则从离心式喷嘴与喷注器基体的环缝中喷出.对原喷注器 A_0 进行改进,加大喷嘴内径和环缝节流处流通面积形成 A_1 ,是为了扩大喷注器流量调节范围;将直筒型着火段 B_0 改为收缩扩张型着火段 B_1 (见图 3),是为了在着火段 B_1 的扩张段形成回流区,起到稳定火焰,提高燃烧性能的目的;将原燃烧室 C_0 加长为 C_1 ,是为了增加推进在燃烧室内的停留时间,提高燃烧效率.

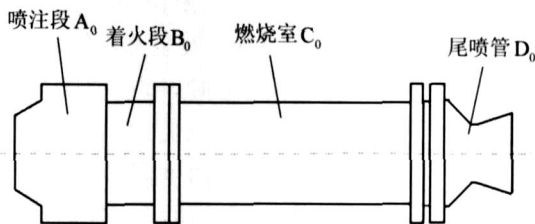


图 1 燃气发生器结构示意图
Fig.1 Schematic diagram of gas generator

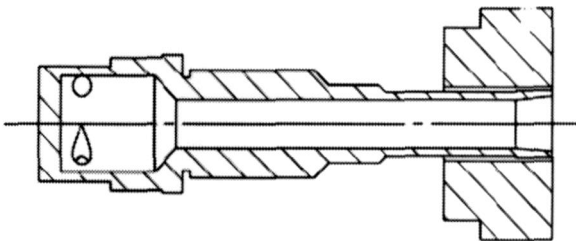


图 2 喷嘴结构示意图
Fig.2 Schematic diagram of Injector

表 1 燃气发生器结构比较
Table 1 Structure comparison of gas generator

型号	构成	特点
I	$A_0 + B_0 + C_0 + D_0$	基准型
II	$A_1 + B_0 + C_0 + D_0$	喷嘴尺寸加大
III	$A_0 + B_0 + C_1 + D_0$	燃烧室加长
IV	$A_0 + B_1 + C_0 + D_0$	改变着火段构型(图 3)

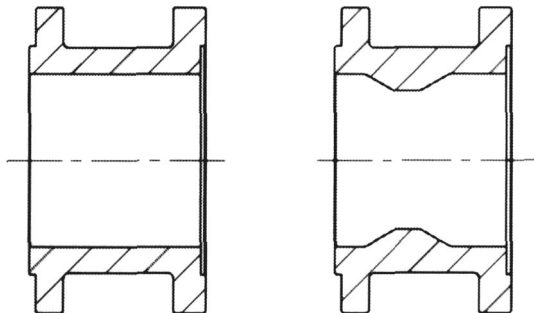


图 3 着火段 B_0 和 B_1 构型比较
Fig.3 Comparison of flame holder B_0 and B_1

1.2 试验装置

试验采用挤压式供应方案,热试系统如图 4 所示.供应系统包括氧气供应系统,燃料供应系统.试验采用的燃料为特制醇类燃料.氧气供应管路中安装声速喷嘴,当声速喷嘴喉部静压与上游入口总压之比小于临界压力比,气流在喉部达到

当地声速,通过的流量只与上游压力有关而与下游压力无关.燃料供应管路中安装文氏管,当液体流经文氏管喉部时发生气蚀时,通过的流量只与上游压力有关而与下游压力无关.声速喷嘴和文氏管作为气体管路和液体管路的限流部件,它们都工作在临界状态,可以准确控制氧气及燃料的流量,从而保证二者以设计的混合比完成燃烧过程.

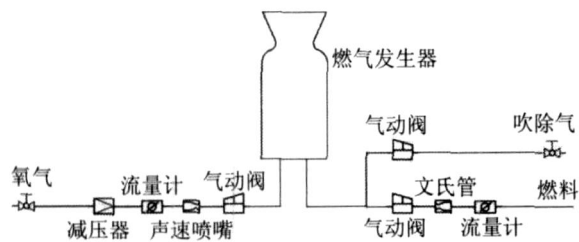


图 4 燃气发生器热试系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of gas generator hot test system

试验测量参数主要包括氧气及燃料流量,供应系统压力(包括各储箱压力及管路压力)、燃气发生器各部位压力(包括集气腔、集液腔、身部及喉部)、及燃烧室温度.主要测量设备如下:

供应系统压力和燃气发生器各部位压力采用压阻式压力变送器,频率响应大于 20 kHz,测量精度为 0.5 %FS;

燃气发生器燃烧室温度测量采用镍铬镍硅热电偶,测量精度为 1.5 %FS;

氧气及燃料流量测量采用涡轮流量变送器,测量精度为 1.0 %FS.同时还可以使用经过标定的声速喷嘴和文氏管对流量进行校准.

2 试验结果及分析

2.1 试验结果

图 5 为燃气发生器热试试验的典型曲线.由图 5 可见,在燃气发生器试验时,声速喷嘴和文氏管的入口压力比较平稳,不受下游压力(即氧气喷前压力和燃料喷前压力)波动的影响,因此在试验过程中,氧气和燃料的流量都保持不变.图中显示,氧气和燃料的充填过程较为迅速,喷前压力在阀门开启后很短的时间内就稳定下来了;燃气发生器燃烧室压力在起动过程中迅速上升,在点火后很快达到稳定状态,此时燃烧室压力比较平稳,没有出现大的波动.由以上分析可见,试验中的推进剂供应管路及采用的燃气发生器都具有较好的动态响应特性.在四种燃气发生器试验过程中,保

证氧气管路的声速喷嘴和燃料管路的文氏管中都工作在临界状态下,同时保持二者的上游压力在每次试验中都基本相同,这样就可以保证每次试验的氧气和燃料流量都基本相同.燃气发生器热试试验结果如表 2 所示.

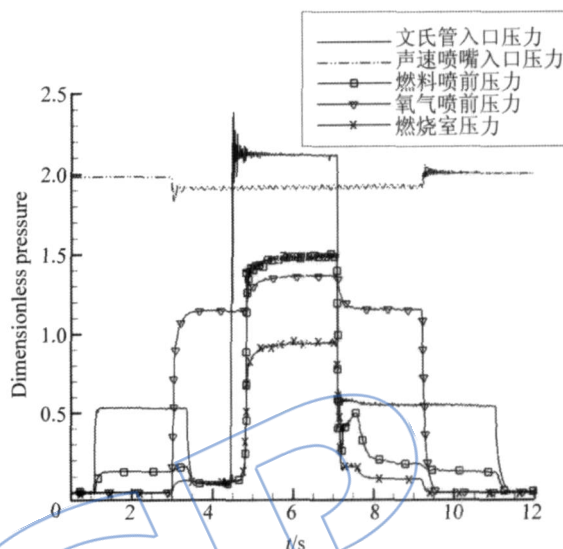


图 5 燃气发生器热试试验典型曲线

Fig. 5 Typical hot test curve of gas generator

为了研究燃气发生器的点火性能,定义两个参数:点火延迟 t_i 和着火时间 t_s .其中点火延迟定义为火炬点火器开始工作到燃气发生器燃烧室室压开始上升的间隔.着火时间定义为燃烧室室压开始上升到燃烧室室压达到稳态压力值的 95 % 之间的间隔,如图 6 所示.各次试验的点火延迟及着火时间对比如表 3 所示.

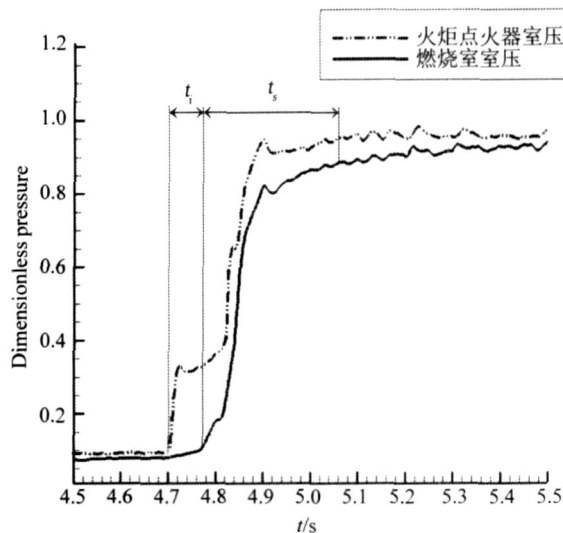


图 6 燃气发生器启动阶段典型曲线

Fig. 6 Typical test curve of gas generator during start-up

表 2 燃气发生器热试燃烧性能比较

Table 2 Comparison of hot test results

参 数	I型燃气发生器	II型燃气发生器	III型燃气发生器	IV型燃气发生器
氧气流量	0.229	0.227	0.231	0.231
燃料流量	0.732	0.737	0.730	0.726
氧气压降	0.404	0.353	0.367	0.491
燃料压降	0.538	0.227	0.456	0.537
燃烧室室压	0.943	0.940	1	0.80
流量调节范围	0.857~1.22	0.841~1.41	0.857~1.22	0.857~1.22
燃烧效率/ %	93.0	93.3	97.9	78.3

(注:为了便于比较,表中的流量和压力参数分别以设计状态氧气和燃料的理论总流量以及设计状态理论燃烧室压力值为参考进行了无量纲处理)

表 3 燃气发生器热试试验点火性能比较

Table 3 Comparison of hot test results

燃气发生器型号	点火延迟/ ms	着火时间/ ms
I	82	292
II	46	336
III	71	386
IV	63	234

2. 2 试验结果分析

2.2.1 喷注器影响

由试验结果可以看出, I型燃气发生器和 II型燃气发生器的喷注器具有基本相同的气液比 $\dot{m}_g/\dot{m}_l$ (其中 $\dot{m}_g$ 为单喷嘴的氧气流量, $\dot{m}_l$ 为单喷嘴的燃料流量),但 I型燃气发生器的氧气压降较大.由 Abrmovich 的简化理论^[9]可知, $\delta = d_1(1 - \sqrt{1 - \phi})$ (其中 δ 为液膜初始厚度, ϕ 为轴向速度系数, d_1 为喷嘴内径),得 $\delta_{01} = 0.60\text{ mm}$, $\delta_{02} = 0.78\text{ mm}$, I型燃气发生器具有较小的液膜初始厚度.吴晋湘^[10]在对 SMD 的相关研究中指出,对于气液同轴离心喷嘴,相同的轴向距离,相同的气液比,初始液膜厚度较大时, SMD 较大.因此,与 I型燃气发生器相比, II型燃气发生器具有较大的 SMD.除了 SMD 之外,液雾的尺寸分布亦即液滴群的尺寸均匀度亦是衡量喷嘴雾化质量的一个重要指标.对于有相同平均直径的液滴群,尺寸分布越均匀则完全燃烧所需的时间越短.两种喷嘴具有相同的气液比,相同的反压,则气体喷前压降越大,液滴尺寸分布越均匀.由吴晋湘^[10]提出的雾

化均匀指数经验公式可得, I型燃气发生器的液滴尺寸分布较为均匀.

由上面对 SMD 和液滴群的尺寸均匀度的估计可以看出, I型燃气发生器喷注器的雾化性能优于 II型燃气发生器的喷注器.比较表 3 中两种燃气发生器的着火时间, I型燃气发生器从着火到完全燃烧所需的时间较短,也可以得出类似的结论.但热试结果显示,两种喷注器的雾化性能差异并没有带来燃烧性能上的较大差异,二者的燃烧效率基本相同.

比较 I型燃气发生器和 II型燃气发生器的点火性能(表 3)可以看出, II型燃气发生器的点火延迟约为 I型燃气发生器的一半.这是因为 II型燃气发生器的离心式喷嘴内径和环缝节流处的流通面积较大,在流量相同的情况下, II型燃气发生器中推进剂进入燃烧室的初始速度较低,更有利于燃气发生器的点火.

由以上的分析可以看出,增大了喷嘴的尺寸之后,虽然 II型燃气发生器的雾化性能有所下降,但同时推进剂喷入燃烧室的速度也降低了,更有利于燃气发生器的点火;而且 II型燃气发生器具有更大的流量调节范围,尤其是其流量上限较 I型燃气发生器喷注器高出 19%.因此本次试验也就验证了喷注器改进的合理性.

2.2.2 燃烧室特征长度影响

与 I型燃气发生器相比, II型燃气发生器的燃烧室长度增加了 77.3%,由热试结果可以看出,燃烧效率增加了 4.9%.由于 I型燃气发生器和 IV型燃气发生器具有相同的推进剂流量和燃烧室横截面积,因此二者的流量密度相同.在流量密

度相同的情况下,Ⅱ型燃气发生器的燃烧室长度较长,推进剂在燃烧室内的停留时间较长,进一步促进了推进剂的混合、蒸发及化学反应过程,有利于推进剂的充分燃烧.比较两种燃气发生器的点火性能也可以发现,Ⅱ型燃气发生器的着火时间较长,表明推进剂在燃烧室中燃烧放热比较充分.

I型燃气发生器和Ⅱ型燃气发生器燃烧室长度的差别,最终归结于特征长度的差别.二者特征长度比较如表 4.

表 4 I型燃气发生器和Ⅱ型燃气发生器特征长度比较
Table 4 Comparison of characteristic chamber length of gas generator I and II

参 数	I型燃气发生器	Ⅱ型燃气发生器
特征长度/ m	1.86	3.11
燃烧效率/ %	93.0	97.9

保证较长的停留时间的一个方法,就是增加燃烧室的特征长度.燃烧室特征长度越长,燃气在燃烧室停留时间越长,越有利于推进剂的充分燃烧,获得较高的燃烧效率.但同时,特征长度的增加会引起燃烧室所需冷却面积增加,燃烧室重量增加等不利影响^[11].燃气发生器与火箭发动机工作原理相同,但特征长度取值却有所不同.表 5 给出了几种火箭发动机特征长度的取值范围.

表 5 普通火箭发动机特征长度取值^[12]
Table 5 Comparison of characteristic chamber length of rocket engine^[12]

推进剂	燃烧室特征长度/ m
二氟化氯/ 肼基燃料	0.76~0.89
液氯/ 肼	0.61~0.71
过氧化氢/ RP-1 煤油包括催化剂	1.52~1.78
硝酸/ 肼基燃料	0.76~0.89
四氧化二氮/ 肼基燃料	0.76~0.89
液氧/ 氮	0.76~1.01
液氧/ 液氢 气氢喷射	0.71~0.76
液氧/ 液氢 液氢喷射	0.76~1.02
液氧/ RP-1 煤油	1.02~1.27

由表 4 与表 5 对比可以看出,燃气发生器的特征长度的取值一般要大于普通火箭发动机的特征长度.燃气发生器的推进剂混合比偏离化学当量比,而且燃烧室温度较低,密流较大,这些特点

决定了燃气发生器燃烧室内工作条件恶劣,燃烧的组织十分困难,推进剂混合、蒸发、燃烧所需的时间比一般的火箭发动机要长.国内外的一些研究结果^[2,13]表明,在燃气发生器中安装扰流环可以增强燃烧室内的混合过程,使燃烧室出口燃气流场更加均匀,可以显著的减小燃烧室特征长度.因此可以推测,增加燃烧室特征长度主要促进了燃烧室内的混合过程,提高了燃烧效率.

2.2.3 燃烧室构型影响

由热试结果可以看出,Ⅳ型燃气发生器与 I型燃气发生器具有相同的推进剂流量,但Ⅳ型燃气发生器的燃烧室室压较低,燃烧效率也较低.

在火焰稳定段的收缩段及扩张段,燃气流量密度都较大,在着火段的最小截面,燃气流量密度增加了 56%,不容易组织燃烧;推进剂流量密度在扩张段结束之后才下降到与 I型燃气发生器燃烧室流量密度同样的水平.

同时,在着火段的等直段和收缩段,推进剂高速喷入,开始雾化过程.收缩段距离喷注面板较近,部分喷雾液滴在喷射过程中附着在壁面上.通过收缩段到达主燃烧室的液滴的数量有所减少;而附着在着火段壁面上的液滴蒸发后在壁面附近形成燃气层.由于层流层与周围环境的相互扩散作用较弱,此时壁面附近成为富燃区,局部燃烧效率较低.比较两种燃气发生器的点火性能也可以看出,在两种燃气发生器的雾化条件相同的情况下,Ⅳ型燃气发生器的着火时间较短,说明有相当部分推进剂并没有参加化学反应.

由上面的分析可以看出,着火段的收缩扩张结构导致燃气流量密度过大,不易组织燃烧;同时着火段距离喷注面板较近,部分喷雾液滴在喷射过程中附着在壁面上,参加化学反应的能力较弱.收缩扩张型着火段未能达到稳定火焰,增强燃烧的作用,反而降低了燃烧效率.

3 结 论

1) 在一定范围内增大喷嘴尺寸,会造成雾化性能的下降,但并不影响燃烧性能;喷嘴尺寸的增大扩大了燃气发生器的流量调节范围,同时也降低了推进剂喷入燃烧室的速度,大大缩短了点火延迟时间.

2) 燃烧室长度的增加可以明显提高燃烧效率,推进剂在燃烧室中燃烧放热较为充分,其原因可能是燃烧室特征长度的增加促进了混合过程;由于燃气发生器自身的一些特点,燃气发生器燃

烧室的特征长度一般要比普通火箭发动机的特征长度要长。

3) 喷注器附近的收缩-扩张型面结构增加了当地的流量密度,燃烧组织比较困难;同时收缩扩张的型面使部分液滴附着在壁面上,影响了燃烧过程。燃气发生器设计不宜采用这种构型。

参考文献:

- [1] Mah C S. Evaluating the operational limits of gas generator[R]. AIAA- 2001-3990.
- [2] Kwon S T, Lee C, Lee J W. Development of fuel rich gas generator for 10 tonf liquid rocket engine [R]. AIAA-2004-3363.
- [3] Fournet A, Lonchard J M, Thomas J L. Technological demonstration for low cost gas generator [R]. AIAA-2004-4006.
- [4] 童晓艳,蔡国飙,尘军,等. 燃气发生器身部多学科设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(10): 1250-1254. TONG Xiaoyan, CAI Guobiao, CHEN Jun, et al. Multi-disciplinary design optimization of gas-generator body[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1250-1254. (in Chinese)
- [5] 毛成立,李葆萱,李逢春,等. 燃气发生器流量调节方案的比较[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(4): 16-28. MAO Chengli, LI Baoxuan, LI Fengchun, et al. A comparison of projects of gas-generator flow regulation[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23(4): 16-28. (in Chinese)
- [6] 曹再勇,蔡体敏,谭永华. 富氧燃气发生器三维燃烧流场的数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(5): 557-561. CAO Zaiyong, CAI Timin, TAN Yonghua. Furnishing some theoretical basis for design of oxygen-rich gas generator[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 557-561. (in Chinese)
- [7] 冯喜平. 燃气发生器三维湍流和燃烧过程的数值模拟[D]. 西安:西北工业大学, 2000. FENG Xiping. The simulation of 3-D flow and combustion in gas generator[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000. (in Chinese)
- [8] 苗森,王文杰. 某燃气发生器地面台架试车性能分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 41-44. MIAO Miao, WANG Wenjie. Performance analysis for a gas generator test-run[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 41-44. (in Chinese)
- [9] 傅维标,卫景彬. 燃烧物理学基础[M]. 北京:机械工业出版社, 1981.
- [10] 吴晋湘. 不同反压下大流量气液同轴式喷嘴雾化特性及喷雾两相流场的试验和理论研究[D]. 长沙:国防科技大学, 1993.
- [11] 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.
- [12] 休泽耳 D-K. 液体推进剂火箭发动机设计 [M]. 北京:国防工业出版社, 1973.
- [13] 银仁亮,周进,张中光. 加扰流环双组元 LAE 的流场数值仿真[J]. 上海航天, 2004, 6: 24-27. YIN Renliang, ZHOU Jin, ZHANG Zhongguang. Studies on flowfield numerical simulation of bipropellant apogee liquid rocket engine with turbulent flow annulus[J]. Aerospace Shanghai, 2004, 6: 24-27. (in Chinese)