

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2016.10.006

拉瓦尔喷管小推力测量系统数值计算研究^{*}

陆永华¹, 魏文权¹, 邵飞翔², 孙玉玺³

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016; 2. 凯迈(洛阳)气源有限公司, 河南 洛阳 471003;
3. 中车青岛四方机车车辆股份有限公司, 山东 青岛 266111)

摘要:针对卫星姿态调节舱体上喷管的测力面位置问题,使用 Fluent 流体计算软件,采用有限体积法,根据挡板位置和入口总压,对拉瓦尔喷管及其延伸流场进行了仿真,对挡板对喷管及其延伸流场的影响进行了分析。对 3 种出口直径分别为 $\phi 5.1$ 、 $\phi 3.6$ 、 $\phi 2.3$ 的拉瓦尔喷管进行了数值计算,其推力大小均在 10 N 以内。研究结果表明,当挡板固定不动时,喷管 I、II、III 的进出口压强比分别超过 10、12、15 时,挡板对喷管出口压强产生影响;当入口总压不变时,每类喷管都有相应挡板适合放置的位置区域,且不尽相同。

关键词:拉瓦尔喷管;小推力;挡板;压强比;数值计算

中图分类号:TH823

文献标志码:A

文章编号:1001-4551(2016)10-1188-05

Numerical calculation for the small thrust measurement system of Laval nozzle

LU Yong-hua¹, WEI Wen-quan¹, SHAO Fei-xiang², SUN Yu-xi³

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. CAMA LUOYANG GAS SUPPLY CO., LTD, Luoyang 471003, China;
3. CRRC QINGDAO SIFANG CO., LTD, Qingdao 266111, China)

Abstract: Aiming at the load surface location problem of the nozzle which was in the satellite attitude adjustment capsule, the fluid calculation software Fluent was used to simulate the Laval nozzle and its extensional flow field by adopting finite volume method, according to the baffle position and inlet total pressure. Furthermore, the effect of the baffle on the nozzle and its extensional flow field were analyzed. Three kinds of Laval nozzles of which outlet diameters were respectively $\phi 5.1$, $\phi 3.6$ and $\phi 2.3$ were employed to make numerical calculation, and the size of their thrust were all within 10 N. The results indicate when the baffle is fixed, the baffle makes an influence on the outlet pressure of nozzles if nozzle I, II, III of inlet and outlet pressure ratios respectively exceed 10, 12 and 15. When the inlet total pressure is constant, each type of nozzle has its corresponding location area of suitable placing the baffle, which is not the same with each other.

Key words: Laval nozzle; small thrust; baffle; the pressure ratio; numerical calculation

0 引 言

喷管是航空发动机的一个十分重要的部件,一方面它通过把燃气的可用热能转变为动能而产生推力,另一方面,它对发动机反压起着控制作用,从而控制发动机的工况^[1]。另外,为了控制飞行器的飞行方向和姿态,还可以利用喷管实现推力矢量控制^[2]。

拉瓦尔喷管是一种典型的超声速喷管,通过改变管道的横截面来实现气流流速的控制,可以使气流从亚声速加速至超声速。对于喷管推力的测量,传统的方法是通过动量天平测量进出口动量差,然后换算成推力。而本研究的被测对象,涉及多个喷管,装入卫星姿态调节舱体后,无法进行动量测量,只能通过测量尾流的推力来进行测量。因此,需要在喷管外某处加挡板,分析挡板对喷管及其延伸流场的影响。对于喷管

收稿日期:2016-05-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51575277)

作者简介:陆永华(1977-),男,江苏南通人,博士,教授,主要从事智能检测与控制、机器人、传感器方面的研究。E-mail:nuaa_lyh@nuaa.edu.cn

流场特性的研究,目前主要以计算流体力学(CFD)方法作为气动分析手段^[3-5]。国内外相关文献主要对喷管内流场以及自由射流流场进行数值计算,研究喷管内流场的变化规律,研究了在不同工况下喷管内的流动状态及喷管外的激波结构^[6-9],而对喷管外存在阻碍物的流场特性研究较少。

鉴于此,本研究采用 CFD 方法,使用 Fluent 软件分析挡板对喷管及其延伸流场的影响,为喷管推力的测量提供理论依据。

1 计算模型及计算方法

1.1 几何模型及气动相关参数

本研究的研究对象为轴对称拉瓦尔喷管,被测对象如图 1 所示。



图 1 被测对象

某型拉瓦尔喷管的结构示意图如图 2 所示。

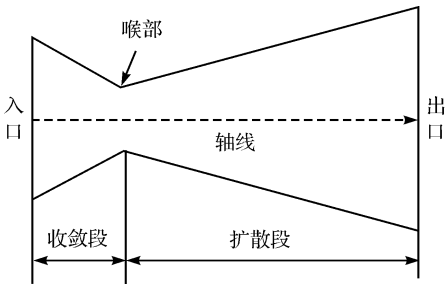


图 2 喷管结构示意图

用以计算的喷管的几何尺寸如表 1 所示。

表 1 喷管的几何尺寸

喷管 编号	入口直 径/mm	喉部直 径/mm	出口直 径/mm	收敛段长 度/mm	扩散段长 度/mm
I	2.6	1.5	5.1	1.03	6.76
II	2.6	1.0	3.6	1.45	4.82
III	2.6	0.6	2.3	1.81	3.21

喷管外所用挡板的长 26 mm,厚度为 4 mm。喷管管壁及挡板表面在建模时进行无厚度壁面简化,喷管工作的出口背压 $P_b = 101\ 325\ \text{Pa}$,管外总温 $T = 300\ \text{K}$ 。首先,使挡板固定,设定挡板距喷管出口 8 mm,通过改

变入口总压 P_0 的大小,计算得出喷管及其延伸流场的分布。然后,本研究在此基础上,根据实验环境条件,选择合适的入口总压,改变挡板与喷管出口的距离,其他条件保持不变,计算得出喷管及其延伸流场的分布。

1.2 算法与湍流模型

本研究采用有限体积法求解 N-S 方程,离散格式为二阶迎风格式,计算中求解器采用耦合隐式格式,基于定常绝热流动,算法采用 Simple 求解,流体物性为理想气体。湍流模型采用二方程的 Realizable k- ε 模型,Realizable k- ε 模型中引入了湍流粘性公式以及用于计算耗散率的传输方程,对雷诺应力进行了数学约束,确保湍流的连续性,还保证了计算结果与湍流的物理特性一致。

N-S 方程是基于连续介质流体质量、动量及能量守恒定律而建立的,其控制方程组描述如下:

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \tag{1}$$

动量方程:

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

能量方程:

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho E u_i) = - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\tau_{ij} u_j) \tag{3}$$

式(1 ~ 3)中: ρ —密度, u_i —速度矢量的分量, p —静压, τ_{ij} —粘性应力张量, E —单位质量的总能量, q_i —热通量。

为了使方程组封闭,还需要增加如下理想气体状态方程:

$$p = \rho RT \tag{4}$$

Realizable k- ε 模型中湍动能方程及湍流耗散率方程表达式如下^[10]:

湍流脉动动能方程(k 方程):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_t \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \tag{5}$$

湍流动能耗散率方程(ε 方程):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\varepsilon \mu_t \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\varepsilon}} + \rho C_{1\varepsilon} S_\varepsilon \tag{6}$$

式中: G_k —平均速度梯度导致的湍动能,且:

$$G_k = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left[\mu_t \left(\frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \right] \tag{7}$$

式中: G_b —受浮力影响产生的湍动能, Y_M —可压缩湍

流脉动膨胀对总的耗散率的影响。

湍流粘性系数表达式为:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (8)$$

式中: $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$ — 常数, $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$ 。

湍动能 k 与耗散率 ε 的湍流普朗特数分别为 $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ 。

1.3 网格划分与边界条件

网格生成是 CFD 仿真的关键问题,它基于对计算对象物理特性以及数学函数性质两个方面的理解,本研究根据拉瓦尔喷管的圆周对称性及其实际流场特点,进行二维几何建模,采用分区结构化网格^[11-13],近壁面处利用自适应技术进行加密。喷管 I 含挡板的计算域的网格划分与边界条件如图 3 所示,网格单元为四边形单元,网格总数为 8 100。

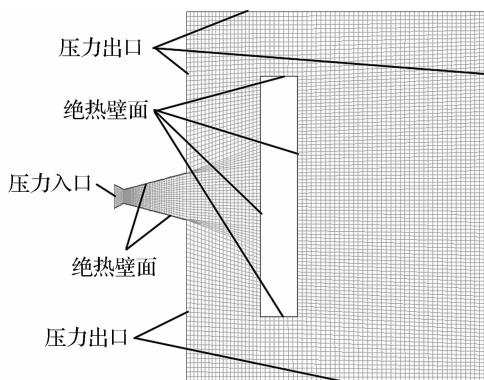


图 3 网格划分与边界条件

计算域的入口为压力入口边界条件,出口为压力出口边界条件,管壁和挡板表面作无厚度绝热壁面处理,均为无滑移边界条件。出口边界条件为实验室中的大气环境,近壁面采用标准壁面函数法进行处理^[14-15]。为了便于比较,无挡板的计算域中,除不含挡板外,网格划分与边界条件均与含挡板的计算域相同。数值模拟中,采用相同的计算域和网格划分,边界条件的类型也相同。本研究分两种情况进行计算:第一种情况,挡板固定,改变入口总压,并与相应的无挡板计算域进行比较;第二种情况,入口总压不变,改变挡板与喷管出口的距离。

2 结果与讨论

2.1 固定挡板对喷管流场的影响

本研究保持入口总温和出口背压不变,挡板固定在喷管尾流 8 mm 处,压强比(即入口总压与出口背压的比值)分别设置为 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 12, 15, 20, 25, 30, 35, 40, 据此设置入口总压的大小。本研究所涉及的喷管出口压强及挡板中心区压强均指静压。喷管 I、II、III 的出口压强均值与压强比的关系曲线如图(4~7)所示。

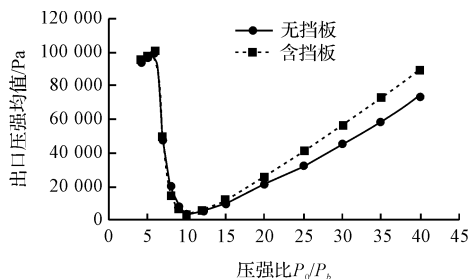


图 4 喷管 I 的出口压强均值与压强比的关系曲线

从图 4 可以看出,当压强比接近 10 时,在喷管 I 出口截面处会出现斜激波,此时喷管出口气流压强达到最低值,且远低于背压。当压强比不超过 10 时,正激波出现在喷管扩散段内,此时挡板对喷管出口压强几乎没有影响,且喷管出口压强随着压强比的增大而减小;当压强比超过 10 时,无论是否含挡板,喷管出口压强随着压强比的增加而增大,且随着压强比的增大,挡板对喷管出口压强的影响越来越明显,相同压强比下含挡板时喷管出口压强比无挡板时大。压强比 10 就是喷管出口压强的转折点,也是挡板对喷管出口压强有影响的起点。

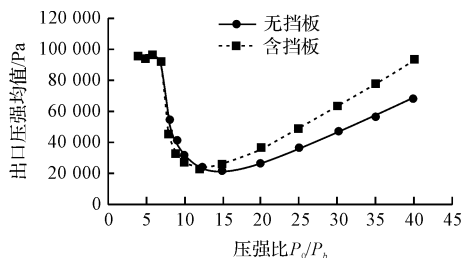


图 5 喷管 II 的出口压强均值与压强比的关系曲线

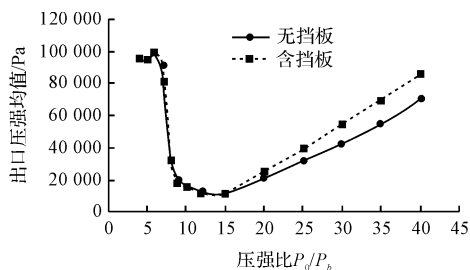


图 6 喷管 III 的出口压强均值与压强比的关系曲线

同样的,从图 5、图 6 可以看出,喷管 II 的出口压强转折点为压强比 12,喷管 III 的出口压强转折点为压强比 15,其挡板对喷管出口压强的影响特性与喷管 I 类似。当压强比低于转折点时,挡板对喷管出口压强几乎没有影响;当压强比超过转折点时,随着压强比的增大,挡板对喷管出口压强的影响越来越明显,相同压强比下含挡板时喷管出口压强比无挡板时大。

挡板中心区压强与压强比的关系曲线如图 7 所示。

从图 7 可以看出,当喷管外有挡板时,挡板表面中心区的压强会随着压强比的增大而增大。当压强比相

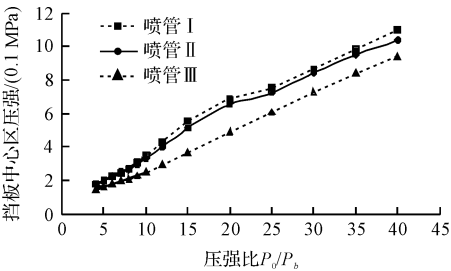


图 7 挡板中心区压强与压强比的关系曲线

同时,不同喷管外的挡板中心区压强不同,喷管 I 最大,喷管 II 次之,喷管 III 最小。这与喷管的尺寸有关,由于 3 种喷管的入口直径相同,由表 1 可知,影响挡板中心区压强的主要因素是出口直径和扩散段长度。

2.2 移动挡板对喷管流场的影响

由上述可知,只有当压强比超过转折点时,挡板对喷管出口压强才有影响,故本研究使入口总压为 3.5 MPa,出口背压仍为 101 325 Pa,其他条件保持不变。挡板与喷管出口的距离分别取 2 mm,4 mm,6 mm,8 mm,10 mm,12 mm,14 mm,16 mm,分别对 3 种喷管进行数值计算。喷管 I、II、III 的沿程压力分布如图(8~10)所示。

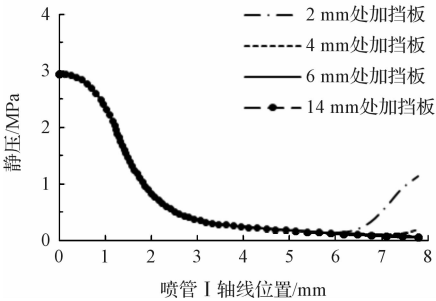


图 8 喷管 I 的沿程压力分布

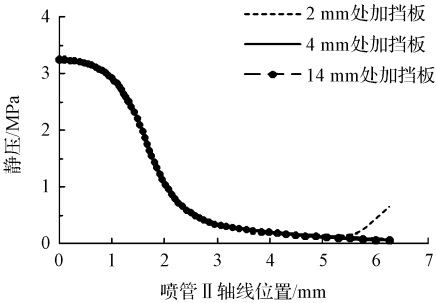


图 9 喷管 II 的沿程压力分布

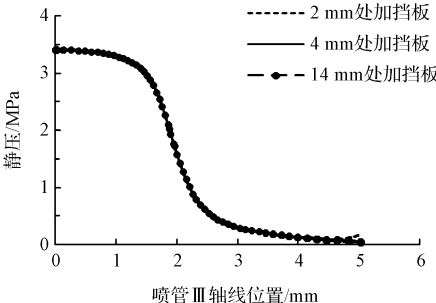


图 10 喷管 III 的沿程压力分布

计算结果表明,在挡板表面中心附近会形成高压区,如果挡板离喷管出口太近,会对喷管内流场及出口压强产生影响。从图(8~10)可以看出,挡板主要影响喷管扩散段出口附近的流场,而对喷管内其他区域流场没有影响。对于喷管 I,当在喷管尾流 2 mm 处加挡板时,对出口压强影响较大;当在喷管尾流 4 mm 处加挡板时,对出口压强影响较小;当在喷管尾流 6 mm 以上处加挡板时,对出口压强几乎没有影响。对于喷管 II,当在喷管尾流 2 mm 处加挡板时,对出口压强影响较大;当在喷管尾流 4 mm 以上处加挡板时,对出口压强几乎没有影响。对于喷管 III,当在喷管尾流 2 mm 处加挡板时,对出口压强影响较小;当在喷管尾流 4 mm 以上处加挡板时,对出口压强几乎没有影响。这说明在喷管 I 尾流 6 mm 以内及喷管 II、喷管 III 4 mm 以内不能加挡板,否则会影响到喷管扩散段出口附近的流场,从而影响喷管的推力性能。

喷管 I、II、III 压强与挡板位置的关系曲线如图(11~13)所示。

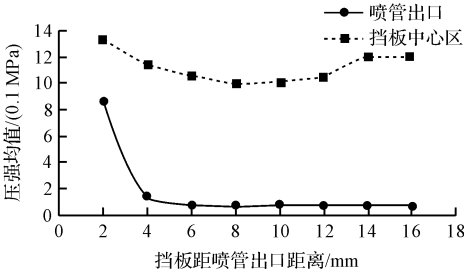


图 11 喷管 I 压强与挡板位置的关系曲线

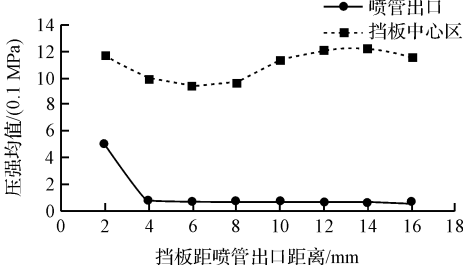


图 12 喷管 II 压强与挡板位置的关系曲线

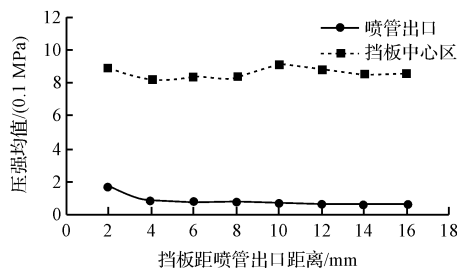


图 13 喷管 III 压强与挡板位置的关系曲线

从图 11~13 可以看出,挡板中心区压强比喷管出口大十几倍,随着挡板距喷管出口距离的增加,挡板中心区压强先减小后增大,中间有一段较稳定的区域。对于喷管 I,在 6 mm~12 mm 处加挡板,挡板中心区

压强变化较小且对喷管出口压强无影响,说明喷管流场较稳定,是挡板适合放置的位置区域。同理,对于喷管Ⅱ,喷管尾流 5 mm~8 mm 是挡板适合放置的位置区域;对于喷管Ⅲ,喷管尾流 4 mm~8 mm 是挡板适合放置的位置区域。

2.3 喷管推力试验

本研究对不同尺寸的喷管进行数值计算发现,挡板在距喷口一定的距离范围内,受到的冲击力较稳定。测量系统测量喷管推力的流程为:首先,在上位机上将测量软件系统初始化,设置信号的采样频率;其次,打开需要接收信号的通道,然后打开相应通道的气阀,使喷管向相应测力挡板喷气,测力挡板接受喷管尾流的冲击力,压力传感器将这个冲击力转化为电信号,经电压放大器放大后,通过数据采集卡将模拟信号转换为数字信号;最后,测量软件根据推力与电压之间的关系,计算出推力值。在喷管推力试验中,挡板是可以移动的,通过改变挡板与喷口的距离,从而得到不同位置上的测力大小。

在实际测力试验中,气流喷射条件与移动挡板时的计算条件一致,使挡板距喷口分别为4 mm、6 mm、8 mm、10 mm,获得喷管Ⅰ、喷管Ⅱ、喷管Ⅲ在不同测力位置的测力值,如表 2 所示。

表 2 喷管不同测力位置的推力值

距离/mm	4	6	8	10
喷管Ⅰ测力值/N	8.629	8.916	9.042	9.195
喷管Ⅱ测力值/N	4.561	4.613	4.582	4.314
喷管Ⅲ测力值/N	1.597	1.584	1.576	1.403

从表 2 可以看出,喷管Ⅰ的测力值在 6 mm~10 mm处变化较小,喷管Ⅱ和喷管Ⅲ的测力值在 4 mm~8 mm处变化较小。喷管试验的测力值变化趋势与各类喷管经数值计算所确定的挡板的位置区域相符,在合适的位置区域选取测力值较大的位置作为喷管的测力面位置即可。

3 结束语

本研究根据挡板位置和入口总压,对 3 种不同尺寸的喷管及其延伸流场进行数值计算,并通过喷管推力试验验证了移动挡板对喷管流场影响的计算结果。

计算结果表明,不同尺寸喷管的出口压强转折点

不同,当实际压强比超过转折点时,需要考虑挡板对喷管流场的影响;对于不同尺寸的喷管,挡板适合放置的位置区域是不同的。其位置区域可作为相应喷管测力面位置应考虑的范围,为喷管推力测量装置的设计提供了理论依据。

参考文献(References):

[1] 湛华海. 航空发动机矢量喷管六分量测力系统研制[D]. 重庆:重庆大学机械工程学院,2008.

[2] 王 栋. 拉瓦尔喷管推偏特性的理论与实验研究[D]. 南京:南京理工大学机械工程学院,2012.

[3] 王 平,李昌平,陈柏松. 基于 CFD 数值模拟的拉瓦尔喷管流场分析[J]. 航空计算技术,2012,42(4):60-62.

[4] PANSAPORN S, SIROD S, PAWAT C, et al. An efficient approach for nozzle rocket thrust estimation[C]// International Conference on Computational Science and Engineering. Melbourne:[s. n],2012:17-21.

[5] 刘 锐,陈 雄,周长省,等. 不同膨胀状态下拉瓦尔喷管内耦合传热数值研究[J]. 固体火箭技术,2014,37(4):480-485.

[6] 于 勇,徐新文. 拉瓦尔喷管外发生激波反射工况详细分析[J]. 航空动力学报,2012,27(9):1988-1996.

[7] REDDY D,ZAMAN K. Computational study of effect of tabs on a jet in a cross flow[J]. Journal of Computers and Fluids,2006,35(7):712-723.

[8] 胡小芳,高文峰,刘 滔,等. 喷管内流体流动状况的理论分析和数值模拟[J]. 云南师范大学学报:自然科学版,2015,35(1):11-16.

[9] 王猛杰,额日其太,王 强,等. 激波矢量控制喷管落压比影响矢量性能及分离区控制数值模拟[J]. 航空动力学报,2015,30(3):526-536.

[10] 李国占. 发动机喷管推力矢量控制研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学能源科学与工程学院,2014.

[11] 李卫强,宋文艳,罗飞腾. 激波诱导控制推力矢量喷管实验及数值计算[J]. 航空动力学报,2012,27(7):1571-1578.

[12] 李 锋,马永利,王 凯,等. 矢量喷管伺服系统联合仿真与控制方案[J]. 兵工自动化,2014,33(9):10-14.

[13] 冯永保,李 荣. 仕润霖,等. 基于模糊 PID 的阀控喷管电液伺服实验系统仿真研究[J]. 液压气动与密封,2013,33(10):24-27.

[14] 朱忠荣,陶国庆,刘建峰,等. 最小流量调节阀内部流场及流量特性模拟研究[J]. 流体机械,2014,42(5):31-34.

[15] 李泽勇. 固冲发动机组合喷管流量调节及推力矢量技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学航天科学与工程学院,2007.

[编辑:李 辉]

本文引用格式: