

壁面凹腔强化 H_2 超声速燃烧的数值模拟*

陈 方, 陈立红, 张新宇

(中国科学院 力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 为了分析凹腔火焰稳定器强化 H_2 超声速燃烧的流动特性, 运用数值模拟方法研究了凹腔对超声速燃烧室性能的作用规律。结果表明: 凹腔的火焰稳定机制主要在于富含自由基的高温回流区, 燃烧室结构设计采用凹腔火焰稳定器能够起到稳定燃烧和增强混合的作用; 与直通道燃烧室相比, 凹腔燃烧室尽管总压损失较大, 但可以获得较好的混合和燃烧性能。

关键词: 氢; 超音速燃烧; 凹腔; 燃烧性能; 数值仿真

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2006) 06-0563-05

Numerical study on H_2 supersonic combustion in scram jet combustor with cavity

CHEN Fang CHEN Lihong ZHANG Xin-yu

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

Abstract The numerical simulation was developed to investigate the reactive flow characteristics for hydrogen supersonic combustion with recessed cavity. It is noted that the hot recirculation zone full of radicals in cavity is the paramount mechanism for stable flame holding. It shows that the cavity flame-holders can provide flame stabilization and mixing enhancement in supersonic combustors and the cavity-based combustor shows better performance in mixing and combustion compared with the no-cavity case.

Key words Hydrogen; Supersonic combustion; Concave body; Combustion performance; Numerical simulation

1 引 言

超燃冲压发动机主要由进气道、燃烧室和尾喷管组成, 如图 1 所示: 进气道吸入高超声速来流, 通过斜激波系对其减速增压; 减速增压后的气流仍以超声速进入燃烧室, 与燃料混合、燃烧、释热, 使气体的温度和焓值增高; 燃烧后的高温高压燃气, 经尾喷管膨胀排出, 产生所需的推力。

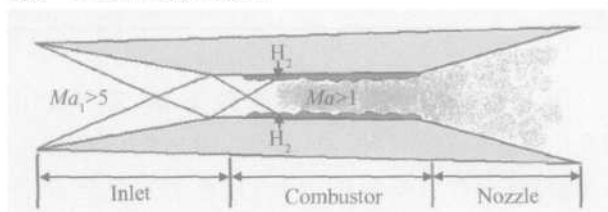


Fig 1 Schematic of sidewall-compression scram jet

由于气流在燃烧室内停留时间短 (一般为毫秒级), 因此需要采用有效的方法, 在减小总压损失的同时, 最大限度实现燃料与来流的混合和稳定燃烧。具体方法有燃料壁面垂直喷射、斜向喷射和后台阶下游喷射等^[1]。近年来, 壁面凹腔作为超声速燃烧室的火焰稳定器^[2]已经得到了广泛的关注。大量的理论分析和实验研究表明, 凹腔火焰稳定器将具有很大的潜力提高超声速燃烧室的性能^[3~5]。但是, 关于凹腔结构对燃烧室性能的影响还没有详细的分析, 特别是很少涉及到横向射流和凹腔之间的相互作用, 因此本文采用数值模拟方法分析了凹腔火焰稳定器强化 H_2 超声速燃烧的流动特性。

2 燃烧室模型与数值模拟方法

如图 2 所示, 超声速燃烧室是一个矩形截面的自

* 收稿日期: 2005-10-14 修订日期: 2006-01-19。

作者简介: 陈 方 (1977—), 男, 硕士, 研究领域为超声速燃烧。

由通道,在底壁垂直于流向设置燃料喷孔,以氢气为燃料,具有热值高、反应快的特点。来流模拟烧氢补氧推进风洞的条件^[6],进入燃烧室气流马赫数 $Ma = 2.5$ 总压 $p_1 = 1.1 \text{ MPa}$ 总温 $T_1 = 1930 \text{ K}$, 气流成分的质量分数为 $\alpha_{O_2} = 26\%$, $\alpha_{H_2O} = 21\%$, $\alpha_{N_2} = 53\%$ 。喷孔处, H_2 以声速垂直喷射,静温 $T = 250 \text{ K}$ 。燃烧室模型进口截面为 $50 \text{ mm} \times 70 \text{ mm}$,总长 544 mm ,具有 3° 的扩张角。上下壁面各均匀分布 5 个直径 1 mm 的燃料喷孔,间距 $\delta = 14 \text{ mm}$,凹腔前缘角点位于喷孔下游 5 mm ,凹腔前缘深度 $D_u = 12 \text{ mm}$,尾缘后掠角 $\theta = 45^\circ$,凹腔长度 $L = 94 \text{ mm}$,即长深比 $L/D_u = 7.8$ 。

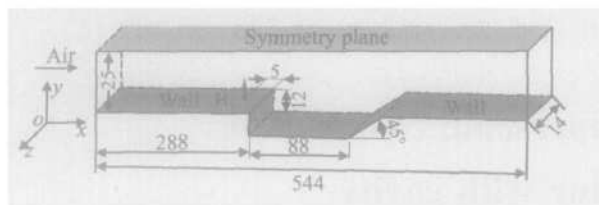


Fig 2 Baseline combustor geometry

数值模拟采用 UNIC-CFD 软件求解凹腔强化 H_2 超声速燃烧的流动问题^[7],该软件基于有限体积法,采用三维多组份化学非平衡 Navier-Stokes 守恒方程组,使用曲线坐标系建立物面贴体网格,各基本控制方程的通用形式为

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial t} (\rho q) = - \frac{\partial}{\partial \xi} (\rho U_i q) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\mu_{eff} G_{ij} \frac{\partial q}{\partial \xi} \right] + S_q$$

q 是通用变量,当 $q = 1, u, v, w, h, k, \varepsilon$ 和 α_i 时分别对应连续方程,动量方程,能量方程,湍流模型和组分方程。考虑可压缩性对自由剪切层和边界层流动的作用,采用可压缩修正的 $k-\varepsilon$ 湍流模型。其中, J 是从笛卡儿坐标系 (x, y, z) 转换到计算坐标系 (ξ, η, ζ) 的 Jacobian 矩阵行列式; U_i 是速度逆变矩阵; G_{ij} 是对流项逆变矩阵; S_q 是源项; 它们的表达式分别为

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta)}{\partial(x, y, z)}, U_i = \frac{u_i}{J} \frac{\partial \xi}{\partial x_j}, G_{ij} = \frac{1}{J} \frac{\partial \xi}{\partial x_k} \frac{\partial \xi}{\partial x_l}$$

$$S_q = \frac{1}{J} \left[\frac{Dp}{Dt} + \phi + Q_b, \rho[P_r - (1 + M^2)\varepsilon], \rho \frac{\varepsilon}{k}, C_1 + C_3 \frac{P_r}{\varepsilon} p_r - C_2 \phi, \bar{\omega}_n \right]^T$$

对流项采用三阶迎风 TVD 格式,粘性项及源项采用二阶中心差分格式;采用隐式时间推进法求解稳态流场。为了缩短计算周期,针对单个喷孔附近的单元区域进行计算,忽略侧壁的影响,取对称面为对称边界

条件。主流道网格数为 $300 \times 51 \times 17$,凹腔网格数为 $100 \times 25 \times 17$,近壁网格 0.1 mm ,图 3 是凹腔附近计算网格。来流条件固定,远场边界和出口边界外推,对称边界满足零梯度条件,壁面采用绝热无滑移条件。

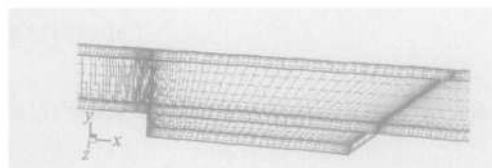


Fig 3 Computational grid system around cavity

3 H_2 垂直射流与空气的混合

通过调整 H_2 喷射压力 P_{jet} , 喷孔直径 d 和喷孔间距 δ 获取不同当量比 Φ , 表 1 是具体参数,其中动压比 $J = (\rho u^2)_{jet} / (\rho u^2)_0$ 。这里分别用畸变系数和混合效率评价 H_2 和空气的混合性能。对于多喷孔设计,下游混合区水平方向的均匀程度,可以用畸变系数 σ 来衡量。畸变系数定义为在 H_2 最大质量分数 α_{max} 的水平面上,最大质量分数和最小质量分数 α_{min} 之差与最大质量分数的比值,即 $\sigma = (\alpha_{max} - \alpha_{min}) / \alpha_{max}$ 。喷孔下游任意轴向位置 x/D_u 的混合效率 η_m 定义为如果 H_2 与空气混合即能完全反应,完全反应所产生的反应量,即

$$\eta_m = \frac{\int_R \rho u dA}{\int \rho u dA}, \alpha_R = \begin{cases} \alpha & \alpha < \alpha_s \\ \alpha_s \cdot \frac{1-\alpha}{1-\alpha_s} & \alpha > \alpha_s \end{cases} \quad (1)$$

式中 α_R 为可发生完全反应的 H_2 质量分数, H_2 化学计量质量分数 $\alpha_s = 0.0317$ 。

Table 1 Combustor specification

Name	Φ	P_{jet}/MPa	d/mm	J	δ/mm
Case 1	0.1	0.6	1	0.79	14
Case 2	0.2	1.2	1	1.57	14
Case 3	0.2	0.6	1	0.79	7
Case 4	0.4	1.2	1	1.57	7
Case 5	0.4	0.6	2	0.79	14

图 4 是畸变系数 σ 和混合效率 η_m 随当量比 Φ 的变化趋势。在凹腔段内 ($x/D_u = 0 \sim 8.3$) 畸变系数迅速衰减、混合效率急剧上升,直至燃烧室尾部逐渐趋于平缓,说明凹腔对于燃烧室内流场的混合有明显的促进作用,可以在较短的燃烧室长度内获得较均匀的流场,而且一旦发生化学反应,能提供更多的热量。而 H_2 喷孔间距 $\delta = 7 \text{ mm}$ 与 14 mm 相比:畸变系

数衰减趋势更快, 大约在 $x/D_u = 10$ 时已经达到较小的数值, 说明当喷孔较密时, 相邻喷孔下游的浓度场分布更加均匀。

4 驻留时间分析模型

根据火焰稳定理论, 当可燃混气在某个区域满足点火条件, 而且驻留时间 τ_i 大于当地的混气点火延迟时间 τ_i 则发生自动着火现象, 有利于稳定燃烧。由于凹腔对主流的卷吸作用, 主流与凹腔内部气流发生持续的质量交换, 将凹腔内部 H_2 的质量流量 m_i 称为“凹腔流”, 则“凹腔流”将随时间不断衰减。Davis^[8]提出采用“凹腔流”的衰减时间表征驻留时间 τ_i , 反映主流与“凹腔流”质量交换率的大小, 因此有

$$\frac{dm_i}{dt} = -\frac{m_i}{\tau_i} \Rightarrow \tau_i = -\frac{dt}{d \ln(m_i)} \approx \frac{t_2 - t_1}{\ln(m_{i1}/m_{i2})} \quad (2)$$

通过公式 (2) 即可计算“凹腔流”驻留时间, 首先求解燃烧室流场的稳定解作为初始流场, 此时停止喷入新的燃料, 计算“凹腔流”的瞬态解, 监控“凹腔流”随时间的衰减过程。根据 Huber 提出的经验公式 (3)^[9], 压力单位 MPa 温度单位 K。 H_2 点火延迟时间为 0.31 ms。

$$\tau_i = \frac{8.0 \times 10^8 e^{\frac{9600}{T}}}{p} \quad (3)$$

图 5 是“凹腔流”质量流量随时间的变化规律, 可以发现: “凹腔流”的质量流量随时间呈对数规律衰减, 计算结果与驻留时间分析模型 (2) 非常吻合。在凹腔长深比 $L/D_u = 7.8$ 的条件下, 凹腔驻留时间 τ_i 与当量比 Φ 和动压比 J 无关, 大约是 0.5 ms 大于 H_2 点火延迟时间 τ_i 能够满足自点火条件。当喷孔间距 $\delta = 7$ mm 时, 驻留时间较大, 主要是由于射流对凹腔的扰动相对较弱, 剪切层更加深入凹腔, 凹腔与主流之间的质量交换率有所增加。

5 燃烧室性能分析

在 H_2 空气化学反应系统中, 一般包括 H_2 , O_2 ,

N_2 , O , H , OH , HO_2 , H_2O , H_2O_2 等成分。由于燃烧室的温度远小于 N_2 开始热分解的温度 4 000 K, H_2 - 空气化学反应模型仅局限为 H_2 - O_2 之间的化学反应过程, 采用 9 组分 23 方程 Rogers & Chinitz 基元反应模型^[10]。

这里针对喷孔间距 $\delta = 7$ mm, 当量比 $\Phi = 0.4$ 的凹腔燃烧室和直通道燃烧室结构, 分别定义燃烧效率 η_c 和总压损失 η_{loss} 作为衡量壁面凹腔强化 H_2 超声速燃烧性能的主要参数。

$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{H_2, in} - \dot{m}_{H_2, x}}{\dot{m}_{H_2, in}} \quad (4)$$

$$\eta_{loss} = 1 - \frac{\int p_i \rho_i dA}{\int p_{ref} \rho_i dA} \quad (5)$$

图 6 分别给出了直通道燃烧室和凹腔燃烧室的流场分布。可以发现: H_2 横向射流上游诱发弓形激波, 形成一个明显的高温区, 易于点火。射流阻挡超声速来流, 迫使流线偏转, 附面层增厚。在直通道燃烧室中, 射流下游附近回流区发生剧烈燃烧, 压力和温度上升, 回流区的体积增大, 流线发生了明显偏转。在凹腔燃烧室中, 凹腔呈现典型的“开腔”形态, 形成了一个充满凹腔的回流区, 剪切层跨越整个凹腔, 直至凹腔尾缘再附着于壁面。凹腔内发生剧烈的燃烧, 气流受热膨胀, 流线向主流通道方向突起。凹腔尾部燃烧反应开始缓和, 流线逐渐平伏。OH 基常用于标示火焰面的位置, 确定燃烧区域的大小。在直通道燃烧室中, OH 基主要发生在射流下游回流区和附面层边缘。在凹腔燃烧室中, 凹腔的混合作用使大量的 OH 基进入凹腔, 促进化学反应的进行。 H_2O 含量较高的区域, 温度较高, 其分布形态近似于温度分布形态。在凹腔燃烧室中, 凹腔内温度和 OH 基含量较高, 并且伴随大量的 H_2O 生成, 表明凹腔已经成为一个富有自由基的高温区, 有利于稳定火焰和强化燃烧。

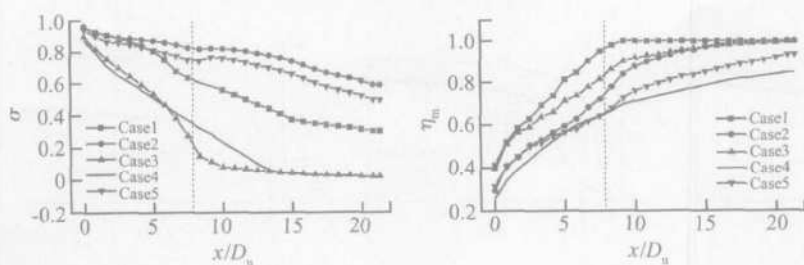


Fig. 4 Distortion coefficients σ and mixing efficiency η_m

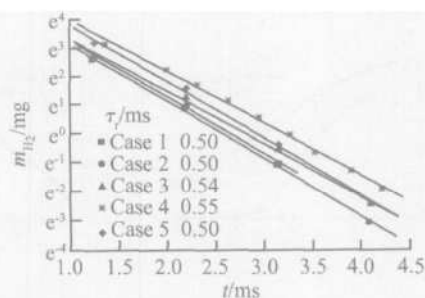


Fig. 5 Integrated cavity H_2 mass decay rates

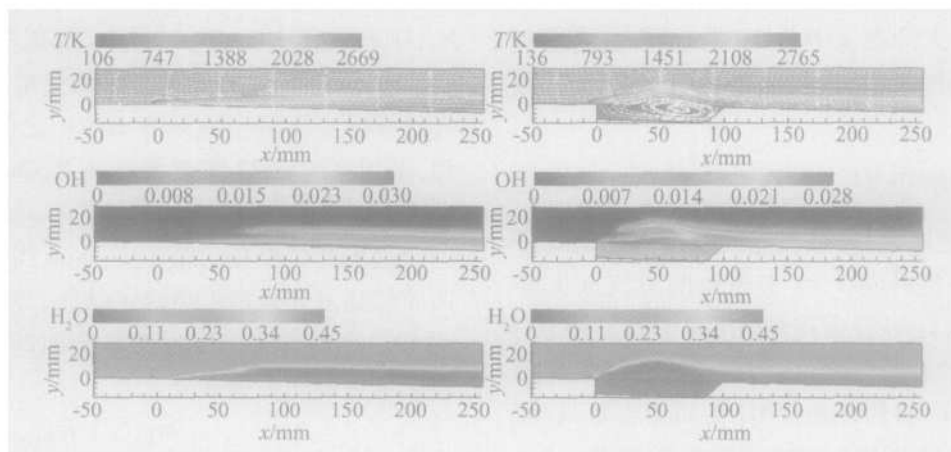


Fig 6 Computational results ($z=0$) for the cases without/ with cavity

图 7 分别给出了直通道燃烧室和凹腔燃烧室的壁面压力沿程分布。可以发现: H_2 燃烧释热使射流下游压力上升, 达到峰值后由于扩张段的膨胀作用压力开始下降, 直至燃烧室出口。在直通道燃烧室 $x/D_u = 13$ 处压力峰值达到 140 kPa。在凹腔燃烧室 $x/D_u = 8$ 处压力峰值达到 225 kPa 并且在凹腔段出现一个 190 kPa 左右的高压平台, 说明凹腔内释放了大量的热量, 对增强混合和维持燃烧有促进作用。计算结果总体上反映了燃烧室的流动特性, 与壁面压力测量值对比有较好的一致性。其中, 在直通道燃烧室中吻合较好, 但在凹腔燃烧室 $x/D_u = 11$ 处测量到的压力峰值达到 242 kPa 峰值位置和大小都与计算结果存在一定的差异, 这可能是由于实验时燃烧室入口气流不均匀使凹腔尾缘激波较强所造成的。

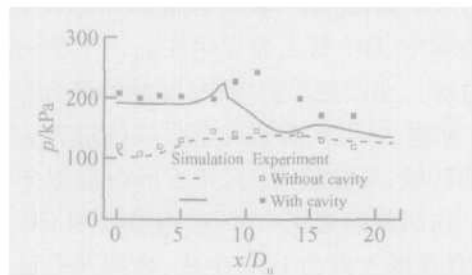


Fig 7 p/p_0 distributions of sidewall centerline

图 8 分别给出了畸变系数 σ , 混合效率 η_m , 燃烧效率 η_c 和总压损失 η_{loss} 的沿程分布。从畸变系数 σ 来看: 在凹腔燃烧室中, 喷孔下游 H_2 质量分数迅速下降, 而且数值很小, 说明在下游已获得较均匀的浓度场。从混合效率 η_m 来看: 在凹腔燃烧室中, 从凹腔尾部开始混合效率较高, 上升的趋势明显较快, 主要是由于尾缘激波诱发剪切层发展的强化混合作用。从燃烧效率 η_c 来看: 在凹腔燃烧室中, 前部燃烧效率明显较高, 整个燃烧室流道内燃烧效率都非常高, 大约在 80% 左右, 而直通道燃烧室的燃烧效率仅为 60% 左右, 充分体现了凹腔的强化燃烧作用。从总压损失 η_{loss} 来看: 在凹腔燃烧室中, 特别是凹腔前部, 由于凹腔的突扩作用以及燃烧释热, 总压损失相对比较大。

6 结 论

通过应用数值模拟的手段分析了凹腔火焰稳定器强化 H_2 超声速燃烧的流动特性, 研究了凹腔对超声速燃烧室性能的作用规律, 得到以下主要结论:

(1) 凹腔的火焰稳定机制主要在于凹腔内可以建立一个高温、低速回流的反应区, 完成燃料与空气之间持续的质量交换, 增加了燃料的驻留时间, 有利

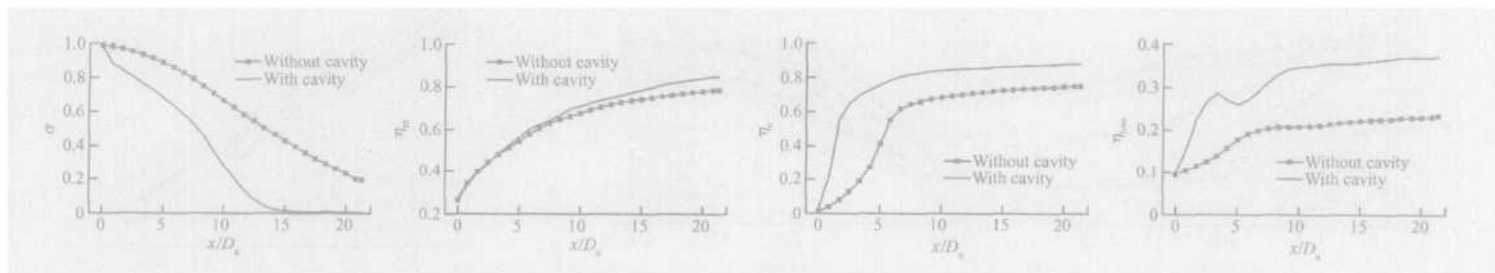


Fig 8 Combustor performance for the cases without/ with cavity

于维持稳定的燃烧。

(2) 在五种凹腔燃烧室结构中, 当 H_2 横向射流压力 $p_{jet} = 0.6 \text{ MPa}$ 喷孔直径 $d = 1 \text{ mm}$ 和喷孔间距 $\delta = 7 \text{ mm}$ 时具有更好的混合性能。

(3) 在研究条件下的“凹腔流”驻留时间 τ_r 分析表明长深比 $L/D_u = 7.8$ 凹腔满足自点火条件;

(4) 与直通道燃烧室相比, 凹腔燃烧室尽管总压损失较大, 但表现出较好的混合和燃烧性能。

参考文献:

- [1] Adela B Y, Ronald K H. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scram jets An overview [J]. *J. of Propulsion and Power*, 2001, 17 (4).
- [2] Roudakov A S, Schiklmann Y, Semenov V, et al. Flight testing an axisymmetric scram jet-russian recent advances [R]. *IAF Paper*, S. 4 485, 1993
- [3] Vinogradov V, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [J]. *J. of Propulsion and Power*, 1995, 11 (4).
- [4] Orweth P, Mathur A, Vinogradov V, et al. Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene com-

bustion in a Mach 3-5 channel with a single injector [R]. *AAIA* 96-3245

- [5] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flame-holding configurations for kerosene combustion in a mach 1.8 air flow [J]. *J. of Propulsion and Power*, 1998 14 (4).
- [6] ZHANG X in-yu, et al. Development of a facility for model scram jet testing [R]. *AAIA* 2001-1857.
- [7] 陈方, 张新宇. 壁面凹腔强化 H_2 超声速燃烧的数值模拟 [C]. 中国力学学术大会 2005 (CCTAM 2005).
- [8] Davis D L, Browersox R D W. Computational fluid dynamics analysis of cavity flame holders for scram jets [R]. *AAIA* 97-3270
- [9] Huber P, Schexnayder C, McClinton C. Criteria for self ignition of supersonic hydrogen-air mixtures [R]. *NASA Technical Paper*, 1979, 1457.
- [10] Rogers R C, Chinitz W. Using a global hydrogen-air combustion model in turbulent reacting flow calculations [J]. *AAIA J.*, 1983, 21 (4).

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 558 页)

(3) 免疫聚类的特征提取方法在有效降低描述问题所需特征数目的同时, 提高了分类正确率。

免疫聚类分析中参数的选取比较困难, 一般是根据经验和试验效果来确定, 因此今后需要研究其参数的优选方法。由于人工免疫原理本身还处于研究和发展阶段, 随着研究的不断深入, 免疫聚类算法的性能会不断提高。免疫系统的许多其它机制, 如免疫网络、免疫学习等对故障诊断方法的研究会有启发作用, 免疫系统的许多机制的综合应用, 可望开发出更高效、更实用的故障诊断方法。

参考文献:

- [1] 孙即祥. 现代模式识别 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2001
- [2] De Castro L N, Von Zuben F J. The clonal selection algorithm with engineering applications [C]. *Workshop Proceedings of the GECCO*, 2000
- [3] Dasgupta D, Forrest S. Artificial immune systems in industrial applications [C]. *Proceeding of IPMM International Conference, Albuquerque NM*, 1999
- [4] 胡伟, 张振鹏. 免疫算法在火箭发动机静态特性研究

中的应用 [J]. 推进技术, 2005, 26 (3). (HU Wei ZHANG Zhen-peng Application of immunity strategy for the study of the static characteristics of a rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26 (3).)

- [5] De Castro Fernando J. An evolutionary immune network for data clustering [C]. *In: Proc IEEE SBRN*, 2000-11.
- [6] De Castro L N, Von Zuben F J. Clonal selection algorithm with engineering applications [C]. *Proc GECCO'00 Las Vegas Nevada, USA*, 2000
- [7] 孙斌, 张津, 张绍基. 涡扇发动机气路故障定量诊断的 BP 网络研究 [J]. 推进技术, 1999, 20 (4). (SUN Bin ZHANG Jin ZHANG Shao-ji Fault quantitative diagnosis of turbofan gas path component by BPN [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20 (4).)
- [8] Bezdek J C, Pal N R. Some new index of cluster validity [J]. *IEEE Trans SMC*, 1998, 28 (3).
- [9] Hsu Ch W, Lin Ch J. A comparison of methods for multi-class support vector machines [J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2002, 13 (3).

(编辑: 刘 蓓 威)