

基于等效理论的 RQL 燃烧室掺混特性研究

于 亮, 袁书生

(海军航空工程学院, 山东, 烟台 264001)

摘 要: 采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对 RQL (rich-burn/quick-quench/lean-burn) 燃烧室内气流的掺混过程进行了数值模拟, 运用等效思想, 通过对混合流场内部温度、近壁区温度以及出口温度的分析, 讨论不同掺混角度和掺混射流速度对 RQL 燃烧室混合特性的影响, 进而了解 RQL 燃烧室工作时热流流场的结构状况。研究结果表明, 不同的掺混气流入射角度和速度, 对 RQL 燃烧室内气流掺混的高温区位置、壁面温度以及出口温度分布的影响明显。

关键词: RQL 燃烧室; 湍流流场; RNG $k-\varepsilon$ 模型; 温度等效; 数值模拟

中图分类号: V434⁺.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0019-05

Simulation study of mixing characteristics of RQL combustor based on equivalent theory

YU Liang, YUAN Shu-sheng

(Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: RNG $k-\varepsilon$ turbulent model was applied to the numerical simulation of turbulent mixing processes in a RQL (rich-burn/quick-quench/lean-burn) gas turbine combustor. The influence of different mixing angle and mixing jet velocity on mixing characteristics of RQL combustor is discussed based on the concept of equivalent isothermal flow, and according to the analysis results of internal temperature of mixing flow field, temperature distribution near wall region and temperature at outlet. SIMPLE algorithm was used to solve the finite difference equations. The calculations are in agreement with experimental data. The research results indicate that it is obvious that the mixing incident angle and velocity affect the high-temperature mixing flow zone location inside the RQL combustor, the temperature on wall surface and the temperature distribution at the outlet.

Keywords: RQL combustor; turbulence flow field; RNG $k-\varepsilon$ model; temperature equivalent; numerical simulation

收稿日期: 2012-10-31; 修回日期: 2013-03-13

作者简介: 于亮 (1982—), 男, 博士研究生, 研究领域为航空发动机推进剂性能

0 引言

随着计算方法和计算机技术的快速发展,数值分析方法在航空发动机设计与研制中的运用日益广泛。数值模拟航空发动机燃烧室的热流场,往往需要巨大的计算量方可满足研究需要。前人研究表明,在燃烧室研究中,采用温度等效方法对冷态流场进行数值模拟获得的研究结果是能够推广到热燃烧室流场中的^[1-4]。所谓等效理论,即在对冷态流场分析研究的基础上,了解燃烧室工作时内部流场的特性分布。

RQL 燃烧室的设计是基于温度场控制整个燃烧过程的思想,富燃发生在燃烧室当量比在 1.3 以上的初燃区,额外空气在中间级快速混合区域以掺混的方式进入燃烧室,燃料与氧快速混合后,进入贫燃区燃烧^[5]。对于一个成功的 RQL 燃烧过程,其快速混合步是至关重要的,这一区域的研究重点是对射流与横流相互作用过程的了解。在等效理论的背景下,本文将 RQL 燃烧室的快速混合过程作为研究对象,采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对其进行模拟,分析计算结果,进而了解 RQL 燃烧室工作时热流流场的结构状况。

1 RQL 燃烧室结构及模拟工况

文献 [6] 对 RQL 燃烧室模型进行了实验研究,图 1 给出了其 RQL 燃烧室的结构示意图,其主要结构即为富油燃烧区、快速淬熄区和贫油燃烧区三部分。

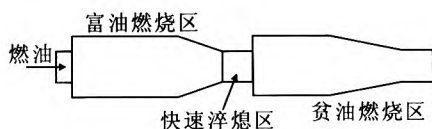


图 1 RQL 模型燃烧室结构图

Fig. 1 Structure of RQL model combustor

本文建立了一个三维多喷口 RQL 模型燃烧室,如图 2 所示。模型燃烧室全长 204 mm,高

52 mm,头部设有四组主流喷嘴,每组喷嘴由 8 个直径 2.5 mm 的喷口构成,上下两侧各有交错两列(分别为 8 个和 9 个)直径 6.14 mm 的掺混孔。燃烧室工作时,主气流由头部 32 个喷口进入燃烧室,先经过长 32 mm 的富燃区,然后进入长度为 56 mm 的混合区,混合区上下两侧喷口最小间距 41 mm,最后到达长度为 30 mm 的贫燃区,出口处高度收缩为 40 mm。

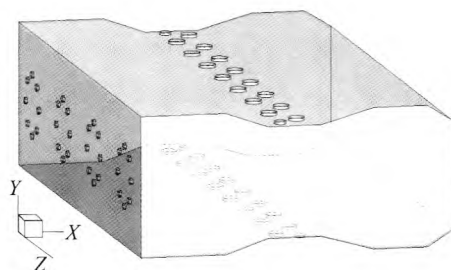


图 2 RQL 模型燃烧室结构图

Fig. 2 Structure of RQL model combustor

燃烧室数值模拟的工况为:流场介质为理想空气,主流入口速度设为 18.5 m/s,温度 350 K;掺混气流温度 300 K,速度分别选取 62.579 m/s 和 32.6 m/s,入射方向与主流方向的夹角 α 分别为 30°, 60° 和 90°。

2 数值模型

2.1 RNG $k-\varepsilon$ 模型

RNG $k-\varepsilon$ 模型是基于重整化群理论,把湍流视为受随机力驱动的多尺度输运过程,通过频谱分析消去其中的小尺度涡并将其影响归并到涡粘性中,从而得到所需尺度的输运方程^[7-8]。在高雷诺数时,RNG 模型的湍流动能 k 及其耗散率 ε 的输运方程形式为:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + \rho \varepsilon$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{C_{\varepsilon 1}}{k} \varepsilon - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$

其中

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t;$$

$$\text{湍流涡粘系数 } \mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon};$$

$$\text{湍动能产生项 } G_k = 2\mu_t \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij};$$

$$\text{时均应变率 } \bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right);$$

$$C_{\varepsilon 1}^* = C_{\varepsilon 1}^* - \frac{\eta(1-\eta/\eta_0)}{1+\beta\eta};$$

$$\eta = (2\bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{1/2} \frac{k}{\varepsilon}$$

式中: $C_{\varepsilon 1}=1.42$; $C_{\varepsilon 2}=1.68$; $C_{\varepsilon 3}=0.0845$; $\alpha_k=\alpha_\varepsilon=1.39$; $\eta_0=4.377$; $\beta=0.015$ 。

由于该模型在一定程度上考虑了湍流的各向异性效应,间接改善了对 ε 模拟,增强了对较复杂湍流流动的预测能力。研究表明,与标准 $k-\varepsilon$ 模型相比,RNG $k-\varepsilon$ 模型更适用于模拟实际的湍流流动^[9-11]。

2.2 网格划分及初边条件

考虑到模型燃烧室结构较为复杂,采用非结构分区法对其进行网格划分,并对喷口及掺混入口区域进行局部加密。

初边条件设置:主流喷口和上下掺混入口均设为速度入口,参数值根据工况进行设置;假设出流条件服从充分发展流动,即所有流动变量的扩散通量在出口边界的法向等于零,因此出口边界设为自由出口;壁面设为绝热无滑移固体壁面。

3 结果分析与讨论

为了与实验数据进行比较,在燃烧室中选取了3个具有代表性的纵向平面: $z=0$, -12.75 和 -25.5 mm。前2个平面的数据主要是用于与实验数据进行对比,重点对 $z=-25.5$ mm平面的数据进行分析。以掺混角度 30° , $z=-12.75$ mm平面 $y=0.015$ m和 -0.015 m两条测量线处温度的计算数据(CASE_1, CASE_2)为例,与文献[6]实验数据(CASE_3, CASE_4)进行对比,如图3所示,观察发现,本研究设计的计算模型与实验数据具有近乎相同的分布趋势,而且数值范围与实验值吻合较好,可以满足研究需要。

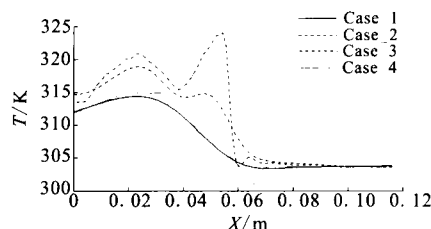
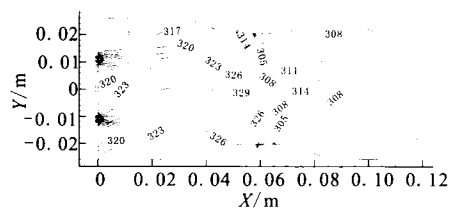


图3 不同位置温度计算结果与实验数据比较

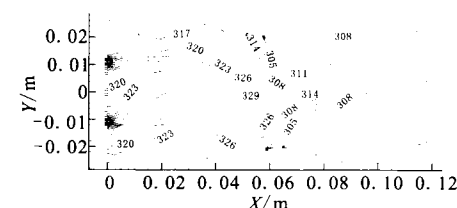
Fig. 3 Comparison between calculated temperature values at different position and measured data

3.1 内流场温度分布

图4~图6分别给出了不同掺混流入射角度(30° , 60° 和 90°) RQL温度等值线图,所取位置均为 $Z=-25.5$ mm纵向截面。



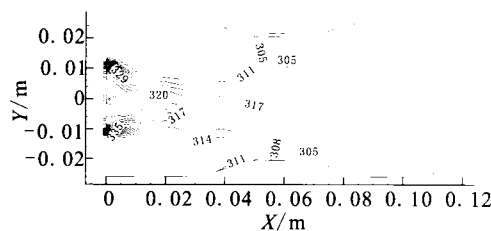
(a) $U=62.579$ m/s



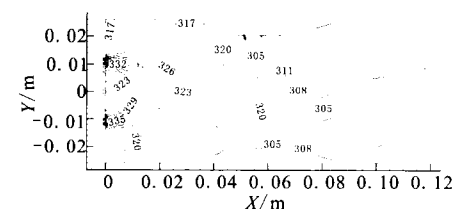
(b) $U=32.6$ m/s

图4 RQL燃烧室内温度等值线图($\alpha=30^\circ$)

Fig. 4 Contours of temperature in RQL combustor ($\alpha=30^\circ$)



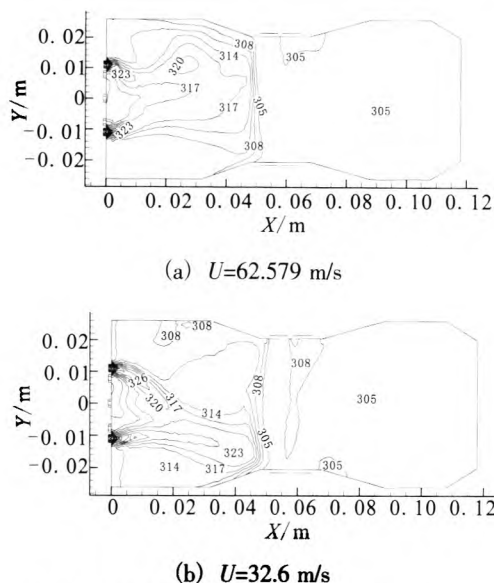
(a) $U=62.579$ m/s



(b) $U=32.6$ m/s

图5 RQL燃烧室内温度等值线图($\alpha=60^\circ$)

Fig. 5 Contours of temperature in RQL combustor ($\alpha=60^\circ$)

图6 RQL燃烧室内温度等值线图 ($\alpha=90^\circ$)Fig. 6 Contours of temperature in RQL combustor ($\alpha=90^\circ$)

从以上3图中可以看到, RQL冷态流场温度分布可分为高温、掺混和低温3个区域: 高温区位于富燃区段, 掺混孔进入的冷却气流只有小部分流向该区域, 导致富燃区温度较高, 这与热态流场特点相仿; 掺混区位于猝熄段, 高温气流进入该区域后, 遇到了从上下侧面进入的冷却流, 经过掺混作用后, 混合流进入低温区, 即贫燃区。通过分析发现, 冷态流场的温度分布很好地反映了热态流场中的温度变化和分布特点, 也充分证明了等效理论在该问题研究中的可行性。

从以上3图中可以看到, 在RQL燃烧室不同掺混角度工况下的温度分布中, 随着掺混流速的增大, 对温度场的冷却效果都会变得更加明显。而同一掺混流速下, 不同的入射角度对内流场温度分布也不同, 但总体趋势一致。仅以掺混速度 $U=32.6$ m/s 燃烧室内温度分布为例: 随着掺混角度 α 的增大, 掺混流对流场具有明显的冷却效果, 表现为燃烧室内局部高温区缩小, 温度梯度降低, 燃烧室下游温度分布得到改善。另外, 燃烧室不同掺混入射速度工况下的温度分布随着掺混角度的改变, 变化趋势基本一致。以掺混角度 $\alpha=60^\circ$ 时温度分布为例: 随着掺混速度, 即掺混通量的升高, 掺混气流对流场内的混合作用增大, 燃烧室下游出口温度分布也随之改善。

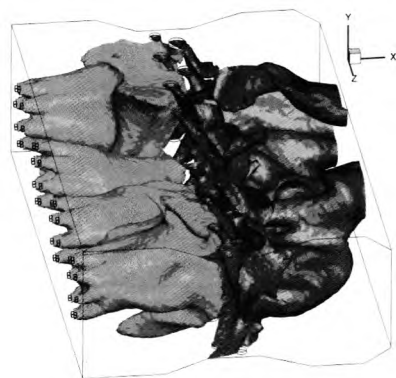


图7 燃烧室内流场温度分布

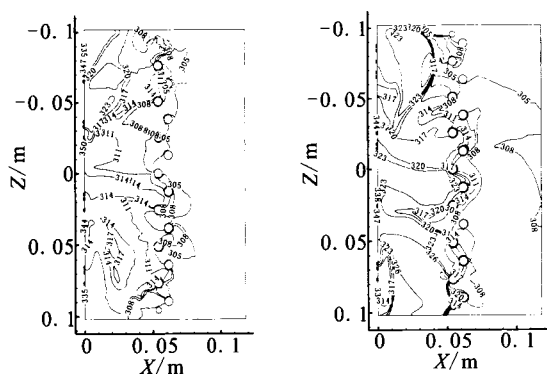
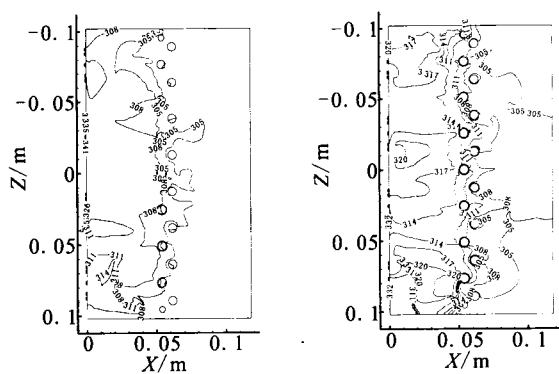
Fig. 7 Distribution of flow field temperature in RQL combustor

为从全局了解 RQL 燃烧内部温度场的掺混状态, 选取主流速度 32.6 m/s, 掺混角度 $\alpha=30^\circ$ 工况的燃烧室内温度场的分布进行分析, 如图7所示。图7中给出了两组立体等温面图, 分别为 324 K 和 306 K。可以看出流场的掺混主要发生在快速淬熄区, 在掺混前, 主流的温度传递主体不受掺混气流的影响, 进入贫油燃烧区后, 温度分布的主导变为掺混气流。

3.2 近壁区温度分布

图8和图9分别给出了掺混流入射角度与主流夹角为 30° 和 60° 时模型燃烧室近壁区温度分布。可以看出, 在同一掺混角度下, 不同的掺混流入射速度对近壁区温度分布影响很大, 以 $\alpha=60^\circ$ 为例, $U=62.579$ m/s 对壁面的冷却效果明显优于 $U=32.6$ m/s, 后者最大温度 320 K, 而前者仅为 311 K, 在掺混口附近后者的温度梯度更大, 而且掺混口下游方向, 前者的低温区更为明显。然后, 采用与分析燃烧室内温度场相似的分析方法, 综合分析图8和图9发现, 燃烧室各掺混角度工况下的近壁区温度分布, 随着掺混掺混流速度的改变, 变化规律基本一致。随着掺混角度 α 的增大, 掺混气体对燃烧室壁面的冷却效果明显提高, 燃烧室壁面局部高温区变小。

另外, 燃烧室不同掺混入射速度工况下的上下壁面温度分布随着掺混角度的改变, 变化规律基本一致。随着掺混速度, 即掺混通量的增加, 掺混气流对燃烧室壁面的冷却效果明显提高。

(a) $U=62.579$ m/s(b) $U=32.6$ m/s图 8 RQL 燃烧室近壁区流场温度分布 ($\alpha=30^\circ$)Fig. 8 Distribution of flow field temperature in near-wall region of RQL combustor ($\alpha=30^\circ$)(a) $U=62.579$ m/s(b) $U=32.6$ m/s图 9 RQL 燃烧室近壁区流场温度分布 ($\alpha=60^\circ$)Fig. 9 Distribution of flow field temperature in near-wall region of RQL combustor ($\alpha=60^\circ$)

3.3 出口温度分布

RQL 燃烧室的出口流场分析以掺混射流速度 32.6 m/s, 掺混角度 $\alpha=30^\circ$ 工况为例, 图 10 给出了该工况下, 燃烧室出口截面温度分布等值线图。

从图 10 可得出出口温度最大值仅为 309.5 K, 可以证明在该工况下, 掺混流对主流的冷却效果较好。但是温度分布并不均匀, 出口左侧的温度均值明显大于右侧, 这有可能导致涡轮等部件受损, 而且高温位置聚集在出口左边缘, 将会影响壁面的寿命。

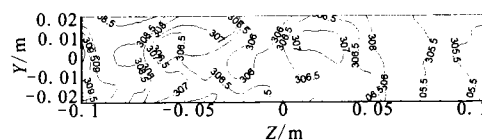


图 10 出口截面温度等值线图

Fig. 10 Contours of temperature at outlet section

4 结论

本文采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对 RQL 模型燃烧室内温度混合流场进行了数值模拟。通过对模拟结果的分析, 验证了温度等效理论在研究该问题中的可行性, 并在此基础上得出对 RQL 燃烧室研究有一定借鉴作用的结论: 一是通过分析发现, 掺混流的入射速度是影响温度分布的重要因素之一, 速度越大对热流场的冷却效果越好; 二是掺混孔的几何设计角度对内流场及近壁区温度流场的分布均有显著影响, 掺混方向与主流方向夹角越大, 对热流场的作用越大; 三是本文设计的模型 RQL 燃烧室出口温度场的温度范围控制得较好, 但温度分布不均匀, 对壁面及涡轮等装置会造成不利影响。

此外, 提高掺混冷却气流的冷却效果有助于降低 NO_x 的排放量^[12], 但是随着主燃区火焰温度下降, 燃烧效率降低, 会引起 CO 和 HC 增加, 因此还需权衡 CO, UHC 与 NO_x 之间的关系。

参考文献:

- [1] DOERR T, HENNECKE D K. The mixing process in the reacting zone of the Rich-Lean-Combustion concept[C]// Proceeding of the 81st Symp of the Propulsion and Energetics Panel. Fiuggi, Italy: AGARD, 1993: 54-60.
- [2] KALOGIROU D I, PAPAILIOU D D. Turbulent heat transfer processes in a multiple jet confined cross flow configuration [C]// Proceeding of 55 Eurotherm Seminar on Heat Transfer in Single Flows. Greece: ESHTSF, 1997: 1-9.
- [3] HEITOR M V. Velocity and scalar measurements in model and real gas turbine combustors [J]. Instrumentation for Combustion and Flow in engines, 1989, 154: 38-44.

(下转第 28 页)

从图6和图7可见, Type A结构中燃气通过密封齿后, 静压逐渐下降, 下降幅度稍有减小; 而 Type B, D结构中燃气流过第一齿后, 静压急剧下降, 随后在第二齿腔得到恢复, 流经第三齿后再稍有下降。这说明, Type A结构每个齿的节流能力相差不大, 而 Type B, D结构第一齿的节流能力最大, 综合结果导致泄漏通道的流阻系数较大, 因此泄漏流量减小。

4 结论

动叶顶部相对间隙对涡轮效率的影响很大, 采取措施在动叶顶部形成迷宫密封能够有效减小泄漏量, 提高涡轮效率。

动叶顶部结构型式不同对涡轮流场及性能有一定影响。在泄漏通道面积相同并保证围带厚度的前提下, 动叶顶部围带壳体迷宫结构泄漏损失最小, 原因是该结构使燃气在通过第一个迷宫齿前再次折转, 形成的漩涡使有效流通面积减小、流阻增大。

参考文献:

- [1] 张国舟, 俞南嘉, 魏沫. 液体火箭发动机反力式涡轮动叶进口攻角的研究[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 383-386.
- [2] 庄毓南, 张国舟, 刘中祥, 等. 液体火箭发动机高效率反力式涡轮的设计[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(6): 696-699.
- [3] 祖国君, 张远君. 影响液体火箭发动机涡轮效率的某些因素分析[J]. 推进技术, 1992 (6): 38-43.
- [4] 李斌, 王晓锋, 陈本森, 等. 大叶顶间隙高效率火箭发动机涡轮设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 695-698.
- [5] ОВСЯННИКОВ Б В, БОРОВСКИЙ Б И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей[M]. МОСКВА, МАШИНОСТРОЕНИЕ: [s.n.], 1986.
- [6] HELMERS L, KLINGMANN J. Unshrouded rotor tip clearance effects in expander cycle turbines [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2002: 111-121.

(编辑: 张永秀)

(上接第23页)

- [4] JONES W P, WHITELOW J H. Modeling and measurements in turbulent combustion [C]// 20th Symposium(Intl) on Combustion. [S.l.]: Elsevier Inc., 1985, 20(1): 233-249.
- [5] 徐旭常, 周力行. 燃烧技术手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [6] KALOGIROU I D, BAKROZIS A G. Turbulent mixing process in a swirling -multiple jet confined crossflow configuration[R/OL]. [1999-09-10]. [http:// www.oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord](http://www.oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord).
- [7] 郭尚群, 赵坚行. RNG $k-\varepsilon$ 模型数值模拟油雾燃烧流场[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 807-812.
- [8] 陈庆光, 徐忠, 张永建. RNG $k-\varepsilon$ 模式在工程紊流数值计算中的应用[J]. 力学季刊, 2003, 24(1): 88-95.
- [9] 胡好生, 蔡文祥, 赵坚行. 燃烧室冷态流场的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 704-708.
- [10] ADEL M, MICHAEL B. A new air blast nozzle for advanced gas turbine gas turbine combustors, ASME 2000-GT-0117[R]. [S.l.]: ASME, 2000.
- [11] KESSLER B N, THEISEN P. Flow field mixing characteristics of an aero-engine combustor, Part II: Numerical simulations, AIAA 2002-3708 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [12] 岑可法, 姚强. 高等燃烧学[M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2002.

(编辑: 张永秀)