

文章编号: 1000-8055(2009)05-1096-05

二次流与叶顶间隙损失的数值研究

石宝龙¹, 岂兴明², 矫津毅², 杨荣如³

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150009;

2. 中国舰船研究设计中心, 武汉 430064;

3. 海军驻江南集团军代表室, 上海 200028)

摘 要: 叶顶间隙二次流在高压涡轮总损失中占据了较大比重. 针对某型航空发动机的结构特点, 研究了涡轮叶顶间隙结构对性能影响的机理. 计算结果和实验数据吻合的较好. 流场细节分析表明: 在叶顶间隙流通面积相同情况下, 台阶型、渐缩型间隙优于直线型, 凸/凹型间隙效率最低; 渐缩型间隙在叶片前半轴弦受到上通道涡的抑制, 减少了叶顶间隙泄漏涡的强度和范围; 凸型间隙在叶片前缘引起了流动分离, 凹型间隙存在一高速区, 增加了二次流损失.

关 键 词: 叶顶间隙; 航空发动机; 高压涡轮; 二次流; 数值分析

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical analysis of the secondary flow and tip clearance leakage loss

SHI Bao-long¹, QI Xing-ming², JIAO Jin-yi², YANG Rong-yu³

(1. College of Power and Energy Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150009, China;

2. China Ship Development and Design Center, Wuhan 430064, China;

3. Navy Military Preventives of Jiangnan Group Limited, Shanghai 200028, China)

Abstract: The secondary flow loss plays a main part in the total loss of high pressure turbine's (HPT). Based on the structure of one type aero-engine, this paper is focused on mechanic of the tip clearance structure, which influences the turbine characteristics. Numerical results agree well with the experiment data. The detailed information of the flow fields shows that, with the same tip clearance flow area, the step and shrink tip clearance shape perform better than line tip clearance shape, while the groove and bulge shape is worse relatively. Suppressed by the up passage vortex at upstream side of blade, the intensity and scale of the tip clearance leakage vortex is decreased. There are flow separations at the front blade of bulge tip clearance. The high speed area of groove tip clearance increases the secondary flow loss dramatically.

Key words: tip clearance; aero-engine; high pressure turbine; secondary flow; numerical analysis

三维叶栅中的损失主要包括: 叶型损失、端部损失以及二次流损失. 而其中的二次流又与叶型和端部区域的流动密切相关, 在损失总量中往往占有很大的比重. 这是由于随着工况的变化叶顶

间隙引起的泄漏涡将会影响到约 30% 叶高范围内的流场. 因此航空发动机的高压涡轮叶顶间隙成为影响二次流的主要因素之一倍受关注. 为了提高现代航空发动机的经济性和可靠性, 先进的

收稿日期: 2008-09-27; 修订日期: 2008-12-11

作者简介: 石宝龙(1978-), 男, 山西大同人, 博士生, 主要从事气体动力学研究.

涡轮叶顶间隙控制技术可以显著地提高发动机效率,降低燃油消耗率(SFC)和排气温度(EGT)^[1].

国内外很多的研究机构在叶顶间隙这一领域已经开展了 50 多年的研究.其中,Denten^[2]通过对悬臂式叶栅泄漏流的研究提出了厚涡轮叶片的流动形式,当叶片厚度与间隙值之比大于等于 4 时,由叶片压力面进入间隙的流体在顶部区域产生分离,并在顶部区完全掺混,重新再附;对此,Heyes 等^[3]认为这一比值应该为 6;Moore 等^[4]对低速涡轮叶片顶部流动的试验结果证实上述的现象.Wiseman^[5]的研究表明高压涡轮叶顶间隙每增加 0.025 mm, SFC 将会增加大约 0.1% 和 EGT 将会增加 1 °C.军用发动机的 SFC 和 EGT 受涡轮叶顶间隙的影响更为显著,这是因为相对于大型商用飞机发动机而言军用发动机的转速和涡轮前温度都要高一些.为了进行涡轮叶顶间隙的基础研究必须建立完善的试验台^[6],但是这样一套试验系统需要大量资金和人力资源的支持,而进行基于部件的数值模拟仿真就可以大大地降低开销和节省时间.文献[7]对高压导叶的流场结构和损失进行了研究,文献[8]研究了环形叶栅中二次流和损失,文献[9]进行了叶顶间隙对涡轮性能影响的数值分析,文献[10]对大间隙涡轮叶栅的流场进行了试验和数值研究.文献[11]考虑了低雷诺数对涡轮内部流场的影响,而某型航空发动机在使用过程中,频繁出现涡轮效率异常下降的现象.经过分析发现,这是由于涡轮叶顶间隙变化而引起的.

本文使用 NUMECA 数值分析软件,针对具体型号航空发动机的结构特点,建立了数值模型,分析了高压涡轮流场的二次流以及损失分布.并对比分析了叶顶间隙结构对流场的影响,研究了叶顶间隙结构对涡轮性能影响的机理.

1 计算方法

数值计算采用 Euranus 求解相对坐标系下的三维雷诺平均 N-S 方程,Spalart-Allmaras 一方程湍流模型,Jameson 的有限体积中心差分格式和显式四阶 Runge-Kutta 法时间推进,辅以多重网格法、局部时间步长和残差光顺手段等加速收敛.叶型数据为某型发动机的原始图纸数据.使用 Unigraphics (UG) 建立物理模型,再利用 IGES 文件格式导入 IGG(NUMECA 软件的网格划分模块)下生成数值模型.计算网格如图 1 所示,主流路用贴体 HOI 型网格,叶顶间隙分成两个部分,

下层采用蝶型网格和 I 型网格的结合,上层采用 H 型网格,中间用完全非匹配连接,计算所采用的网格节点为:静叶 33 × 41 × 185,动叶 31 × 41 × 197,动叶间隙 17 × 9 × 65. 本文共计算了 72 个案例,每个案例的叶顶间隙值都不同,这就要求分别建立 72 套不同的计算网格.所以具体的网格节点数将会略有不同.

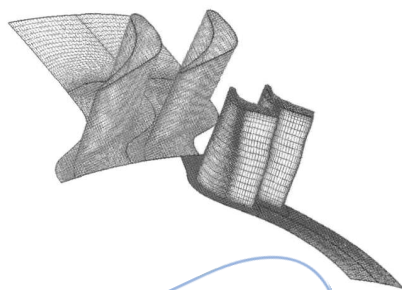


图 1 考虑涡轮动叶间隙的计算网格

Fig. 1 Grid of turbine tip clearance

进口边界条件为平均分布的总温、总压,出口给定轮毂处的静压,其余压力按简单径向平衡给定;轮毂和叶片给定固壁绝热转速条件,主通道两侧为周期性边界,机匣为绝热、固壁、无滑移条件,其余各个网格块间的搭接处均为连接条件.

2 计算结果与分析

首先将计算结果与试验数据进行对比,来验证算例的有效性.如图 2 所示,计算结果和试验结果的误差在 2% 左右.在 100% N_2 转速下高压涡轮效率随落压比上升而升高,而发动机在巡航状态基本保持在 100% N_2 转速下.因此,以后各工况的选择都是在 100% N_2 转速下.而在 80% N_2 转速下,涡轮效率随落压比的变化比较大.以上数

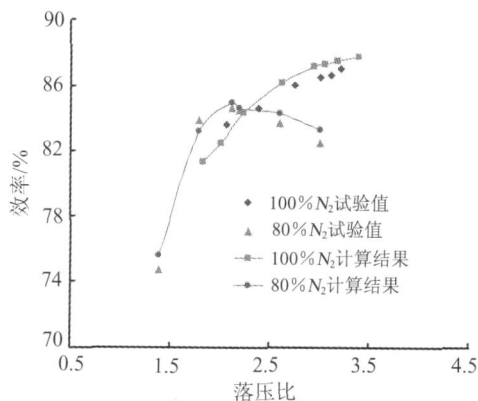


图 2 试验值与计算结果的对比

Fig. 2 Contrast of numerical results and experiment

据说明本文算例的计算结果比较准确、和实验数据吻合较好。

本文先对各种间隙形态对涡轮性能的影响做了定性的分析。共对某型发动机涡轮进行了 6 种间隙结构的数值模拟,包括 3 种均匀间隙和 3 种非均匀间隙结构(如图 3 所示)前缘到尾缘线性变化的间隙有渐扩和减缩型,非线性变化的间隙形态为凸/凹型和台阶型。从图 4 不难看出,在流通面积相等情况下:阶梯型间隙形态的效率最高,凹型间隙最低;渐缩型强于直线型和渐扩型间隙;在低负荷工况下的效率,直线型和渐扩型间隙比较接近,在高负荷下,直线型的效率比渐扩型高;凹型和凸型间隙的效果最差。其中,直线型间隙的计算结果与实验值误差很小,其它间隙形态的计算结果与实验值的变化趋势相同,最大误差在 2 % 以内。因此,本文算例结果是有效的。接下来,针对上述叶顶间隙形态对涡轮二次流和损失的影响展开研究,分析各种间隙形态的特点和流场细节。本文针对上述 6 种间隙结构分别进行了 12 个不同间隙值的仿真计算,间隙值选取的依据是:叶顶间隙值占叶高的比例控制在 0~3.2 % 的范围内。

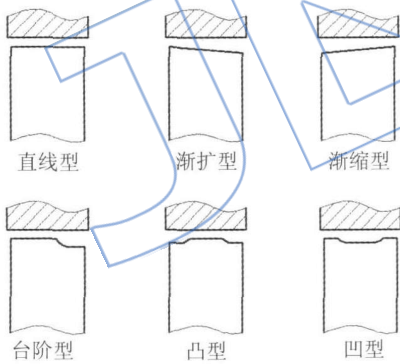


图 3 几种典型的间隙形态
Fig. 3 Typical turbine tip clearance shapes

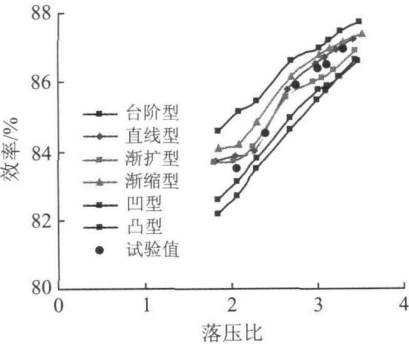


图 4 间隙形态对涡轮效率的影响
Fig. 4 Isentropic efficiency of different tip clearance shapes

图 5 分别给出台阶型和直线型叶顶间隙值约占叶高的比例为 0.5 %,在中间截面叶顶区域相对总压损失系数分布(图中左侧为吸力面,右侧为压力面)。在间隙中流体质点由压力面流向吸力面承受两种驱动力:①来流速度决定的惯性力;②压力面至吸力面的压差。台阶型间隙在前缘的间隙较小,射流效应强。同时,由于叶片前部压差较大,致使叶顶间隙泄露流的速度大,这将使间隙流更集中在端壁区域。图(a)为平台型间隙的总压损失系数分布,清楚地显示了叶顶泄漏涡的位置和强度。在端壁区域,气流的速度比较大,间隙流的作用增强,而间隙流动的方向与上通道涡的方向相反,进一步挤压和削弱上通道涡,叶顶的泄漏涡更偏向压力面。图(b)为直线型间隙结构的轴向中间截面总压损失系数分布。由于间隙较台阶型大,叶顶泄漏流的强度明显增强。由于泄漏流更接近主流的中心区域,高损失分布区域进一步扩大,最高总压损失系数从 0.613 增加到 0.665。

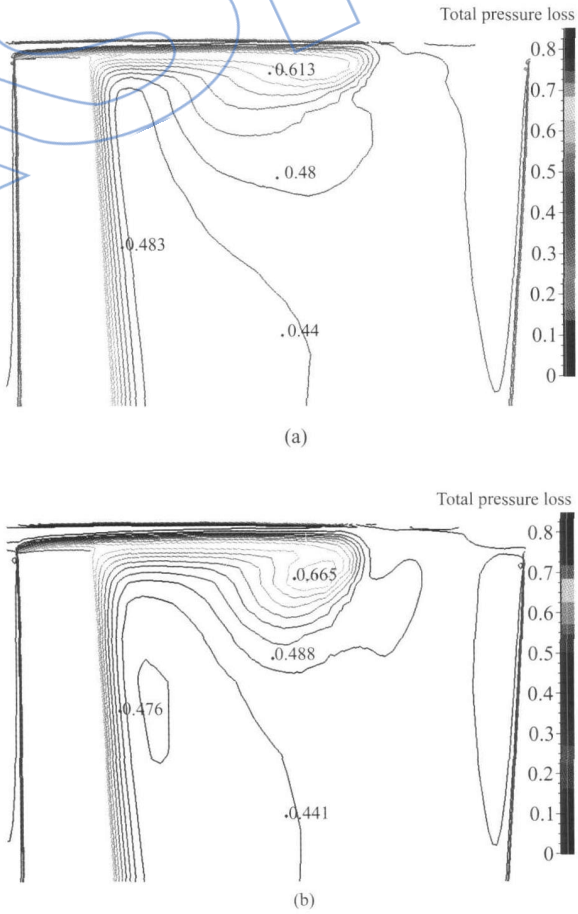


图 5 中间截面相对总压损失系数分布
Fig. 5 total pressure loss coefficient at middle intersection

图 6 为离前缘不同距离处与轴线垂直面泄漏涡和上通道涡的发展情况。由图 6(a) 可见,在 50 % 弦长处泄漏涡强度还不大。这是由于叶栅通道大部分区域的通道二次涡较强,而且上通道涡的方向与叶顶泄露涡的方向相反。部分上通道涡的气流进入叶顶间隙区域内,上通道涡阻碍了泄漏涡的发展。图 6 每一个标号(a)~(e)都有两个图,左侧的为渐扩型间隙对应轴向截面的相对速度分布;右侧为渐缩型间隙形态。图 6 中展示了泄漏流在叶栅通道中的发展及其和通道二次流的相互作用。沿轴向从距离前缘 50 % 的截面(a)到叶栅出口截面(e),通过对比渐扩型和渐缩型间隙的流场可以发现:渐缩型间隙的叶顶泄漏涡沿轴向的发展,没有渐扩型间隙的泄漏涡强度大。在间隙涡沿轴向的发展过程初期,叶栅的上通道涡对叶顶间隙泄漏涡的发展起到一定抑制作用。外环壁面附近的上通道涡方向和泄漏涡方向相反,渐缩型间隙在前半个叶栅的叶顶流通面积大于渐扩型间隙,更多的上通道涡流体可以进入叶顶区域,抑制了叶顶间隙泄露流,如图 6(a) 所示。从而减少了渐缩型间隙在前半个叶栅的泄露流强度,抑制了泄漏涡的发展,减少了通道的二次流损失。无论从强度上还是影响区域的大小来看,渐缩型间隙的泄漏涡都没有渐扩型间隙强。但是在出口截面处,渐扩型和渐缩型间隙的叶顶间隙涡十分接近。但是从泄漏涡沿轴向的发展来看,渐缩型间隙造成的二次流损失要小于渐扩型间隙型。

如图 7 所示,落压比均为 3.5 的凸型、凹型叶顶间隙形态在 95 % 叶高处相对马赫数等值线。凸型叶顶的结构特点是,在轴向上叶顶间隙形态有一个突变,叶顶间隙突然减小,容易引起气体的流动分离。泄漏流在前缘处的流动分离是上游流体在叶片前缘的叶顶驻点处交汇时,由于几何边界的突转形成的。从图(a)中可以看出,凸型叶顶间隙在叶片前缘附近,前缘泄漏流诱发了吸力面流动分离,甚至造成了流道的堵塞,增加了流动损失;来自压力面、吸力面和叶顶间隙的泄漏三部分流体相互作用,顶部泄漏流动引起了吸力面附近的气体分离,向下游的流动过程中与主流气体将形成较大的流动损失。凹型间隙形态的特点是,在叶片轴向中间区域的间隙值较两端大,相应的泄漏流强度也大。再加上涡轮叶片主要负荷区域的压力面和吸力面压差也较大,从而造成更多的气体从该处泄漏到吸力面。图(b)为凹型间隙的速度分布,从叶片轴向的中部开始,吸力面存在一个

高速区。这个高速区是由于气体从凹型间隙中部泄漏流的强度和范围均比两端大而造成的,凹型间隙的吸力面流动分离现象比凸型间隙结构更加严重,引起的损失也就更大。

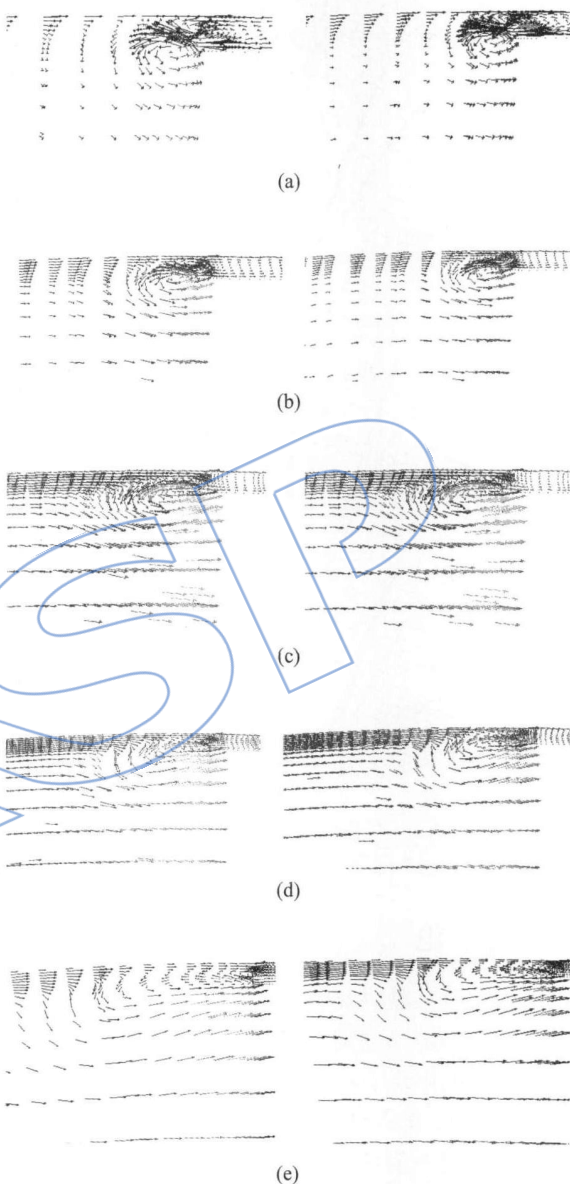


图 6 上通道涡和泄漏涡

Fig. 6 Up flow passage vortex and tip clearance leakage vortex

通过大量数值仿真的结果分析发现:凹/凸型间隙结构的效果都没有线性的间隙结构好。本文算例凹/凸型间隙结构效率总体偏低的一个原因是:仅仅改变了叶片顶部的型面变化,而没有和机匣处理相结合。在涡轮叶片的顶部篦齿与机匣安装的篦齿封严,可减少叶顶泄漏流体的强度和二次流损失。如果没有机匣处理的配合,单独改变叶片顶部结构,效果没有前者好。

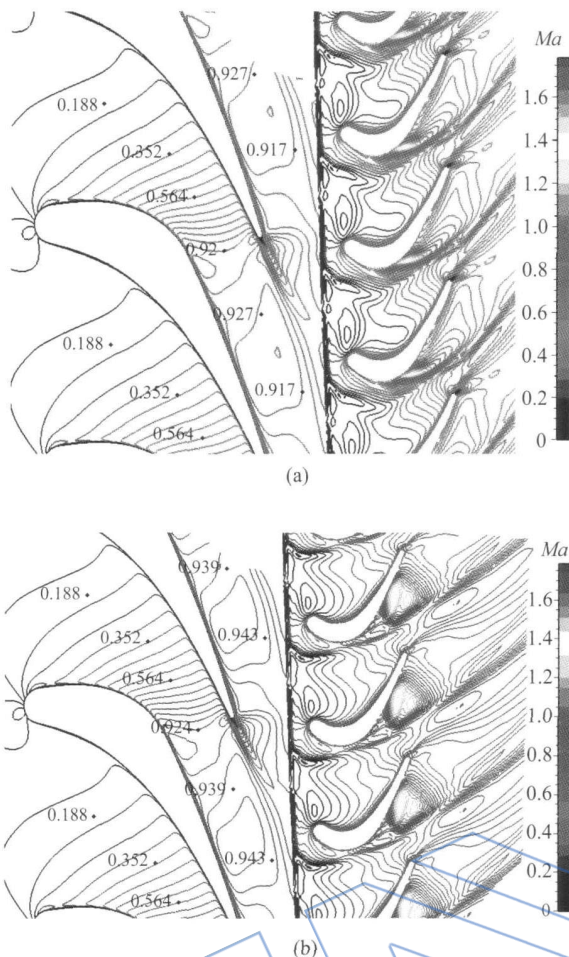


图7 涡轮级相对马赫数等值线

Fig.7 Relative Mach distribution

3 结 论

本文对某型高压涡轮进行了三维流场仿真,研究叶顶间隙形态对涡轮性能影响的机理,针对不同叶顶间隙形态的泄漏涡和二次流损失分布等进行了分析.仿真结果与实验数据吻合的较好.通过对不同间隙值的数值计算,获得了更详细的流场细节.对泄露流的基本结构以及泄露流和主流相互作用的机理有了更深入的认识,至少通过本文算例的研究,可以得出一些结论:

1) 在叶顶间隙流通面积相同情况下,台阶型、渐缩型间隙优于直线型,凸/凹型间隙效率最低(针对某型高压涡轮);

2) 渐缩型间隙在叶片前半轴弦受到上通道涡的抑制,减少了叶顶间隙泄漏涡的强度和范围;

3) 凸型间隙在叶片前缘引起了流动分离,凹型间隙存在一高速区,增加了二次流损失.

参考文献:

- [1] Lattime S, Steinetz B. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions [R]. AIAA2002-3790.
- [2] Denten J D. Loss mechanisms in turbomachines [R]. ASME93-GT-435, 1993.
- [3] Heyes F J G, Hodson H P. Measurement and prediction of tip clearance flow in linear turbine cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 643-651.
- [4] Moore J, Tilton J S. Tip clearance flow in linear turbine cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 110(1): 18-26.
- [5] Wiseman M W, Guo T. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines [C]// Proceedings of the American Control Conference. Arlington, V. A. :[s. n.], June 25-27, 2001.
- [6] Lattime S B, Steinetz B M, Robbie M G. Test rig for evaluating active turbine blade tip clearance control concepts [R]. AIAA-2003-4700.
- [7] 吴猛,王松涛,王仲奇,等. 涡轮高压导叶的流场结构及损失分析 [J]. 推进技术, 2001, 22(3): 239-242.
WU Meng, WANG Songtao, WANG Zhongqi, et al. The flow structure and loss analysis of high pressure turbine blade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2001, 22(3): 239-242. (in Chinese)
- [8] 王正明,贾希诚. 环形叶栅中二次流与损失的数值模拟 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20(4): 444-447.
WANG Zhengming, JIA Xicheng. Numerical simulation of secondary flow and losses in an annular cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(4): 444-447. (in Chinese)
- [9] 王会社,杨科,赵庆军,等. 动叶顶部间隙对 1+1/2 对转涡轮性能的影响 [J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 399-401.
WANG Huishe, YANG Ke, ZHAO Qingjun. Influence of rotor tip clearance on performance of vaneless counter-rotating turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 399-401. (in Chinese)
- [10] 黄洪雁,杨庆海,韩万金,等. 大间隙涡轮叶栅流场结构的研究 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 392-398.
HUANG Hongyan, YANG Qinghai, HAN Wanjin, et al. Study of flow structures within turbine cascade with large tip clearance [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(4): 392-398. (in Chinese)
- [11] 杨琳,冯涛,邹正平,等. 低雷诺数涡轮内部流场分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(11): 1194-1197.
YANG Lin, FENG Tao, ZOU Zhengping, et al. Analysis of turbine flow field under low Reynolds number condition [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(11): 1194-1197. (in Chinese)