

转子对高压涡轮叶尖间隙变化规律的影响*

贾丙辉^{1,2}, 张小栋^{1,2}, 任新宇^{1,2}

(1. 西北工业大学动力与能源学院 西安, 710072) (2. 深圳市传感器重点实验室 深圳, 518060)

摘要 基于涡轮叶尖间隙主动控制的需要,初步分析了涡轮叶尖间隙的变化机理,建立了机匣、叶片和转子的简化模型。在此基础上,分别仿真计算转速变化和发动机起动过程瞬态温度下转子的径向变化,讨论了转子在飞行器机动飞行情况下的振动幅值对叶尖间隙的影响。结果表明,转子振动幅值和径向位移对叶尖间隙变化有重要作用。

关键词 叶尖间隙; 高压涡轮; 仿真分析; 转子振动

中图分类号 V231.9; TH113

引言

近年来,现代飞机对高机动性能的要求不断提高,为了提高发动机的性能,就要尽可能地减小叶尖间隙,解决其对叶尖间隙的动态精密测量和在线监测的相关问题。叶尖间隙对压气机效率、涡轮效率、发动机功率和油耗影响极大,工作间隙的减小能大大降低排放和耗油率。根据工业经验估计,叶尖间隙每减小0.25mm可使排气温度降低10℃^[1],并且使涡轮效率增加1%^[2]。耗油率每下降1%,排气温度也会按一定比例下降。此外,飞机总的尾气排放及其产生的噪音也将明显降低,会对社会带来很大的经济和环境效益^[3]。

Lattime^[4]说明了在飞行轨迹内可能出现的状况以及它们对发动机间隙设计的影响。当前美国正致力于发展涡轮叶尖间隙的主动控制方面的研究,并与工业部门合作确定了叶尖间隙的瞬态变化大小^[5-6]。国内对叶尖间隙的分析主要是通过有限元数值计算的方法分析涡轮在温度变化及其离心作用下叶尖间隙的变化^[7-12],或者通过机匣结构设计改善叶尖间隙气体流动特性^[13],很少考虑转子不平衡振动等相关因素对间隙的影响。然而转子在发动机工作过程中的剧烈振动变化速度较快,振幅变化明显,是影响叶尖间隙变化的重要因素之一;因此,考虑转子不平衡振动因素更有利于对叶尖间隙整体全面的建模研究。笔者首先对叶尖间隙变化的最基本原理进行分析,研究叶尖间隙在温度和离心力作用下的

变化现象和变化规律;然后分析了转子动力特性对叶尖间隙变化的影响,为叶尖间隙的动态精密测量奠定基础。

1 叶尖间隙的变化机理分析与建模

1.1 叶尖间隙的变化机理

叶尖间隙变化的原因主要是发动机的静止或转动部件由于大量负载而发生的位移或变形,其负载主要是发动机负载和飞行负载。前者包括离心力、热应力、发动机内压和推力负载;后者包括惯性力(重力)、空气动力学力(外部环境压力)和陀螺负载。发动机负载可引起对称的和非对称的间隙改变,飞行负载引起非对称的间隙变化^[4]。图1所示为叶尖间隙的对称和非对称的示意图。

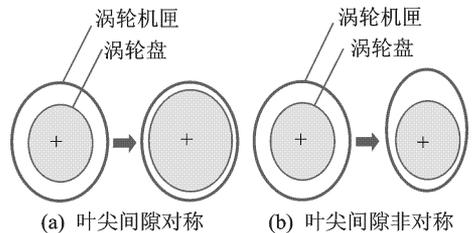


图1 对称叶尖间隙和非对称叶尖间隙示意图

最小间隙可能发生在起飞和重新启动过程中,在这种情况下,由于离心力和叶片的快速加热,转子组合体膨胀很快。与之同时,转子周围的机匣结构由于热效应膨胀的速度相对较慢,这就导致了间隙的

* 深圳市传感器技术重点实验室开放基金资助项目(编号:SST201008)

收稿日期:2010-06-20;修改稿收到日期:2010-10-10

迅速减小。最终,机匣的增长速率超过了转子组件的增长,间隙稍有增大。在这过程中为了避免摩擦,涡轮机设计时必须预留间隙。然而,这一额外的间隙导致非最佳间隙产生,并使得发动机在包括巡航状态在内的大部分正常工作状态下的燃油油耗增加。

1.2 叶尖间隙的动态模型

叶尖间隙的动态模型由机匣、叶片和涡轮盘三部分组成。由于其各自所处的工作环境不同,应分别分析计算其在温度和离心力作用下的径向形变。总的叶尖间隙的变化按式(1)进行计算

$$d(t) = r_{\text{case}}(t) - r_{\text{rotor}}(t) - r_{\text{blade}}(t) - a(t) \quad (1)$$

其中: $d(t)$ 、 $r_{\text{case}}(t)$ 、 $r_{\text{rotor}}(t)$ 、 $r_{\text{blade}}(t)$ 和 $a(t)$ 分别为叶尖间隙、外壳内径、转子外径、叶片长度以及转子振动幅值随时间变化的函数。

由式(1)可得间隙的变化

$$d(t) = r_{\text{case}} - (r_0 + u_{r1} + u_{r2}) - (l_0 + u_{b1} + u_{b2}) - a \quad (2)$$

其中: r_{case} 为机匣内半径; u_{r1} 为机匣在温度变化下的径向变化; r_0 为转子初始半径; u_{r1} 为热应力下的转子径向位移; u_{r2} 为转子在离心力作用下的径向位移变化; l_0 为叶片的初始长度; u_{b1} 为叶片在热应力作用下的径向位移; u_{b2} 为叶片在离心力作用下的径向位移; a 为转子振动幅值。

笔者主要讨论模型中参数随时间变化的性质。

1.2.1 机匣分析

如图2所示,机匣的几何形状是环形结构,其内表面涂有耐磨材料并起热障的作用。耐磨材料的内径与接近涡轮进口温度的涡轮燃气相接触,机匣的外表面与压气机排放气体相接触,压气机排放气体吹过外罩与密封外壳之间的空腔。为了方便计算,忽略了压气机排气温度与外罩温度之间的差值。

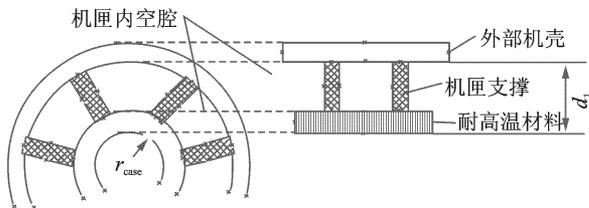


图2 机匣的简化模型

耐磨材料所起的作用主要是热障而不是结构构件。由于其传导性,耐磨层耗散大部分的涡轮热,这里为了简化计算,认为机匣内径是不变化的。

1.2.2 叶片分析

叶片是指暴露于高温燃气流中的叶片部分。在

3个基本部件中,叶片是主要部件,笔者将其作为转子的一部分来简化模型。由于涡轮叶片周围的温度是变化的,因此叶片的膨胀和收缩不同。由于叶片的厚度很薄,叶片材料的热梯度忽略不计,并假设叶片金属温度与表面温度相等。在此基础上,将叶片简化为一个厚度均匀的长方体,由此简化叶片的热应力分析,得到线性关系式^[14]为

$$u_{b1} = \alpha l_0 (T - T_{\text{ref}}) \quad (3)$$

其中: α 为叶片材料的热膨胀系数; l_0 为温度 T_{ref} 时的叶片长度。

离心力的大小与轴的角速度 $\omega(t)$ 、叶片质量 m 以及转动轴与叶片重心的距离 $l/2l(t) + r_0(t)$ 成比例关系。根据Kevin. J.^[14]得到的应力应变关系式,可得到变形量

$$u_{b2} = \frac{m}{A} \left(\frac{l(0.5l + r_0)\omega^2}{E} \right) \quad (4)$$

其中: ω 为角速度随时间变化的函数; E 为叶片金属的弹性模量; m 为叶片质量; A 为对整个叶片进行平均而得到的叶片横截面积。

1.2.3 转子分析

将转子模型中转子盘和叶根作为一个整体进行分析,参考文献^[14],将两部分模型简化为一个均匀厚度的圆盘,并且只考虑离心力和纯气体温度引起的形变。压气机放气通常用于清洗和冷却转子周围的空穴,叶根只有上部分暴露在高温核心流,热膨胀假定由压气机排气与转子盘之间产生的热交换决定,转子盘的边缘认为是绝热的且不与叶片热交换。图3为转子模型示意图^[14]。

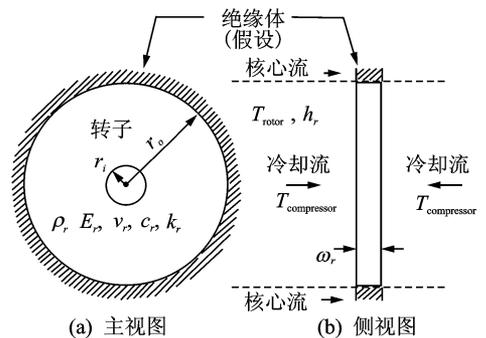


图3 转子模型示意图

热应力作用下的转子变形量的计算,与机匣外表面温度一样,对于转子,参考温度为压气机排放气体温度。为便于建立简化模型,转子的内部温度假定为是定值并与表面温度相等。此外,径向温度梯度现象产生的温度变化忽略不计,由于转子温度被认为是一常数,热应力的分析得以简化,可得到热应力下的转子近似形变

$$u_{r1} = \alpha_r r_0 (T - T_{ref}) \quad (5)$$

其中: α_r 为转子材料的热膨胀系数; r_0 为温度 T_{ref} 下的转子半径。

离心力作用下的转子径向变形量可估算^[14]为

$$u_{r2} = \frac{\rho_r \omega^2 r_0^3}{4E} (1 - \nu_r) \quad (6)$$

其中: r_0 为转子盘和叶根的初始半径长度, ν_r 为泊松比。

2 转子瞬态不平衡动力响应分析

叶尖间隙的变化除了受发动机负载的影响,同时也受飞行器飞行负载的影响。发动机转子在飞行器的飞行速度和飞行加速度变化时转子振幅的瞬态响应有明显的变化。文献[15]就飞行器内单盘Jeffcott转子的仿真研究表明,飞行中的速度改变、加速度改变等都会使飞行器中等速运行转子的振幅响应曲线出现明显的变化,当飞行器在垂直平面作正弦曲线飞行动作时,转子系统的响应明显受到飞行规律的影响。为此,笔者以单盘Jeffcott转子为对象,建立其瞬态运动方程如下

$$\begin{cases} m\ddot{r}_x + c\dot{r}_x + kr_x = ma_x \dot{\phi}^2 + ma_z \ddot{\phi} \\ m\ddot{r}_z + c\dot{r}_z + kr_z = ma_z \dot{\phi}^2 + ma_x \ddot{\phi} \end{cases} \quad (7)$$

在此基础上,进行转子不平衡对叶片间隙的影响分析。

3 仿真计算

图4为转子转速随时间的变化曲线。其中:0~30 s为起飞过程;30~100 s为巡航状态;100~110 s内,模拟发动机由15 000 r/min在10 s内减速到10 000 r/min,之后从130 s开始在5 s内加速到最高转速。

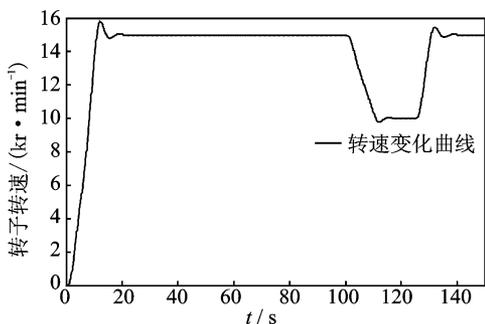


图4 发动机转速-时间变化曲线

发动机的转速从零加速到慢车的转速,称为发动机的起动过程。文献[16]给出了某型发动机起动过程变化曲线,如图5所示。在大约35 s时,发动机的

转速达到最大转速的65%,涡轮燃气温度达到最高温度的72%(最大涡轮温度为1 700 K),在短短35 s内涡轮进口温度从室温升到1 220 K。根据图5中温度上升的定性规律,假设转子和叶片温度上升成指数形式的滞后形式,图中左右坐标轴分别为发动机起动过程中涡轮转速与最大转速百分比及涡轮前温度变化与涡轮燃气最高温度百分比。两条温度曲线可以表示为

$$T_1 = T_0(1 - e^{-\omega_1 t}) \quad (8)$$

$$T_2 = T_c(1 - e^{-\omega_2 t}) \quad (9)$$

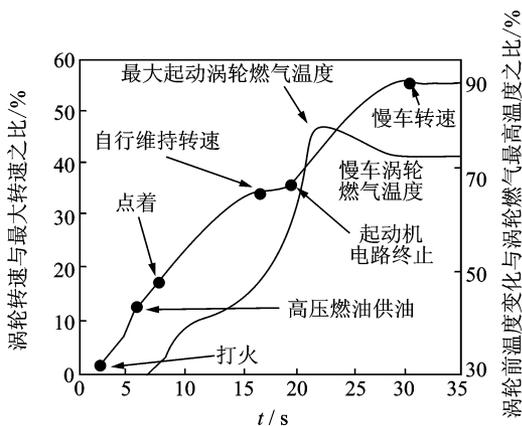


图5 发动机起动过程

发动机急速起动时 $T_0 = 1\ 300\ ^\circ\text{C}$, $T_c = 600\ ^\circ\text{C}$, 通过试算取 $\omega_1 = -0.2$ 。以上述两式的温度变化曲线近似代表发动机起动过程,所得结果呈指数曲线上升,如图6所示。

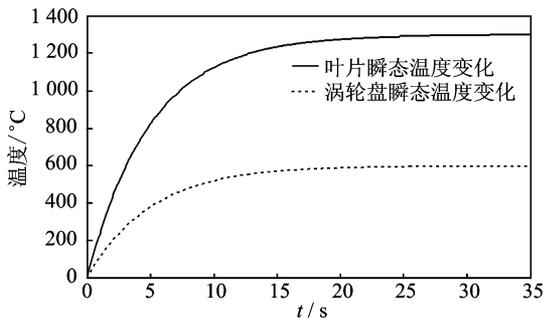


图6 发动机起动过程转子和涡轮盘瞬态温度的变化

3.1 转子和叶片离心力作用下的径向变化结果分析

如图7所示,由于高转速的离心力作用,转子盘和叶片径向位移随转速的不同发生明显的变化。

3.2 转子和叶片在发动机起动瞬态温度下的径向变化结果分析

如图8所示,由于转子的温度比叶片低很多,且温度变化比较缓慢,因此,温度对转子和叶片的径向

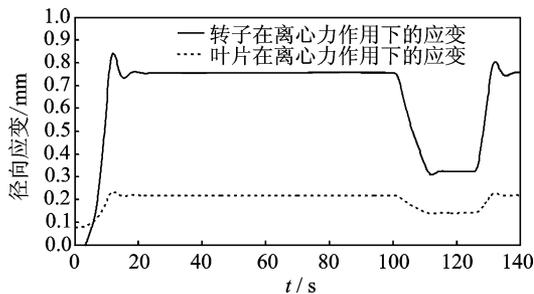


图7 转子和叶片在离心力作用下的径向变化

变化的影响主要集中在起动阶段。根据发动机起动过程的瞬态温度变化,得到发动机起动过程转子和叶片在瞬态温度下的径向变化。

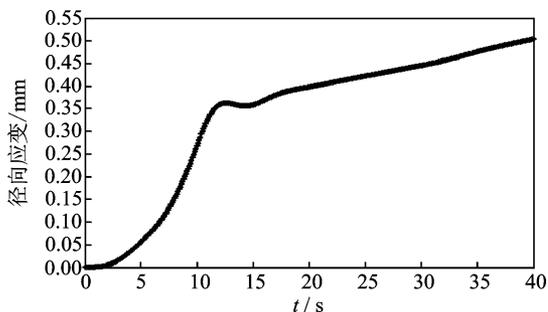


图8 转子和叶片在瞬态温度作用下的径向变化

3.3 瞬态热起动过程转子的动力特性对叶尖间隙的影响分析

热弯曲是航空发动机转子系统常见的故障之一,因此对瞬态热起动过程转子的振动特性进行分析十分必要。文献[17]对不同停车时刻的高压转子瞬态启动过程进行了动力学特性分析。

在航空发动机高压转子的启动试验中,通常以振速作为主要的测量指标判断依据,并且高压转子的各点最大振速小于80 mm/s。由图9所示的高压转子启动过程的各关键点的瞬态不平衡响应曲线可知,当转速增加到1阶临界转速附近9 100 r/min时,高压转子的各结点均具有较大的振动幅值和振动速度,此时应该密切关注间隙变化状态。

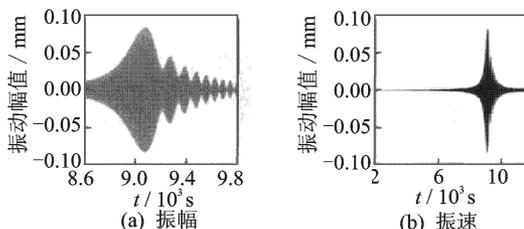


图9 前轴颈端面瞬态不平衡响应曲线

3.4 叶尖间隙径向变化结果分析

通过对转子和叶片在离心力作用下的径向变化的仿真分析,并考虑飞行负载的影响,可以得到叶尖间隙的变化趋势如图10所示。

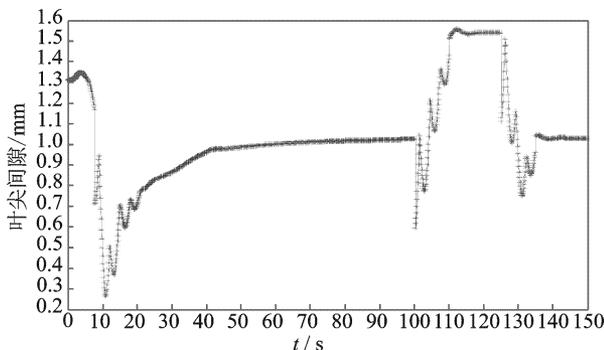


图10 叶尖间隙动态变化曲线

文献[4]仅分析了温度和离心力作用下的叶尖间隙变化,结果如图11所示。将其与图10比较分析可知,在发动机起动过程以及机动飞行时由于转子的不平衡振动所引起的间隙变化是不可忽略的。由于振动所引起的间隙变化更为快速、剧烈,在此情形下,也更容易引起碰磨故障。

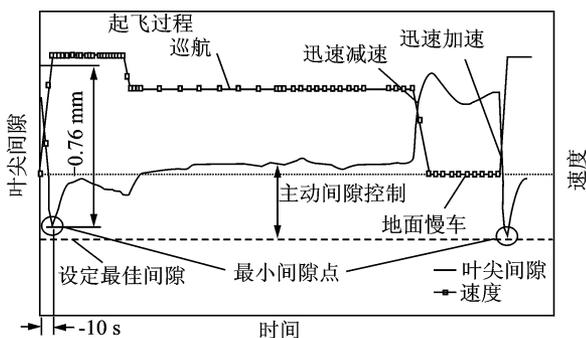


图11 在飞行轨迹内高压涡轮叶尖间隙变化

4 结论

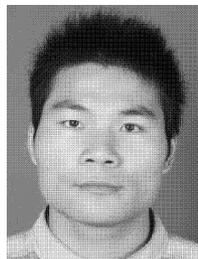
1) 转子和叶片的径向变化对叶尖间隙的变化影响明显。

2) 飞行器机动飞行时引起的转子振动不平衡响应对叶尖间隙的变化有重要作用。尤其是在过临界和机动飞行时,由于转子振幅的快速变化,容易引起叶尖间隙的瞬态剧烈变化。

参 考 文 献

[1] Wiseman M W, Guo T. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines[C]

- // Proceedings of the American Control Conference. Arlington, VA, USA; Institute of Electrical and Electronics, Engineers Inc., 2001:5070-5082.
- [2] Korson S, Helmicki A. An H_{∞} based controller for a gas turbine clearance control system[C]//Proceedings of the 4th IEEE Conference on Control Applications. Albany, NY, USA; IEEE Conference Publications, 1995:1154-1159.
- [3] Lars N, Wolfgang N. Active control to improve the aerodynamic performance and reduce the tip clearance noise of axial turbomachines[C]//11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). Monterey, California; AIAA, 2005: 2005-3073.
- [4] Lattime S B, Steinetz B M. Turbine engine clearance control systems; current practices and future directions [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (2):302-311.
- [5] Howard W, Fasching W. CF6 jet engine diagnostics program; high pressure turbine roundness/clearance investigation [R]. Ohio, USA; NASA CR-165581, 1982.
- [6] Kevin J M. Toward a fast-response active turbine tip clearance control[C]//16th International Symposium on Air Breathing Engines Sponsored by the International Society for Air Breathing Engines Cleveland. Ohio, USA; National Aeronautics and Space Administration, 2003.
- [7] 郭淑芬,徐波.巡航状态下涡轮径向间隙主动控制[J].航空发动机,2000(4):36-38.
Guo Shufen, Xu Bo. Active turbine radial tip clearance control in cruise state[J]. Aeroengine, 2000(4): 36-38. (in Chinese)
- [8] 郭淑芬,徐波.涡轮叶尖间隙主动控制研究[J].航空发动机,2000(2):47-51.
Guo Shufen, Xu Bo. Research on active turbine blade tip clearance control [J]. Aeroengine, 2000 (2): 47-51. (in Chinese)
- [9] 郭淑芬,徐波.温度和转速对涡轮叶尖径向间隙的影响 [J].推进技术,2000,21(4):51-53.
Guo Shufen, Xu Bo. Effect of temperature and rotational speed on radial clearance of turbine blade tip [J]. Journal of Propulsion Echnology, 2000, 21(4): 51-53. (in Chinese)
- [10] 漆文凯,陈伟.某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J].南京航空航天大学学报,2003,35(1):63-67.
Qi Wenkai, Chen Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(1):63-67. (in Chinese)
- [11] 岂兴明,朴英,矫津毅.高压涡轮叶顶间隙变化的数值分析[J].吉林大学学报:工学版,2009,39(1):33-37.
Qi Xingming, Piao Ying, Jiao Jinyi. Numerical analysis of high pressure turbine tip clearance variation [J]. Journal of Jilin University: Edition of Engineering and Technology, 2009,39(1):33-37. (in Chinese)
- [12] 岂兴明,朴英,祝剑虹,等.某型航空发动机高压涡轮叶顶间隙三维数值分析[J].航空动力学报,2008,23(5):903-908.
Qi Xingming, Piao Ying, Zhu Jianhong, et al. 3-D numerical analysis of the tipclearance of an aero-engine high pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5):903-908. (in Chinese)
- [13] 李伟,乔渭阳,许开富,等.涡轮叶尖镶嵌肋条对泄漏流场的影响[J].航空动力学报,2008,23(8):1523-1529.
Li Wei, Qiao Weiyang, Xu Kaifu, et al. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23 (8):1523-1529. (in Chinese)
- [14] Kypuros J A, Melcher K J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance [R]. Ohio, USA; NASA/TM-2003-212226, 2003.
- [15] 林富生,孟光.飞行器机动飞行时等速发动机转子的动力学特性研究[J].中国机械工程,2003,14(19):1634-1637.
Lin Fusheng, Meng Guang. Dynamic characteristics of maneuvering rotor in steady state motion [J]. China Mechanical Engineering, 2003, 14(19): 1634-1637. (in Chinese)
- [16] 郭运强.某型发动机火焰筒非均匀温度场下热应力分析[D].西安:西北工业大学,2004.
- [17] 袁惠群,朱向哲,李东,等.转子系统瞬态热启动过程动力学特性研究[J].振动与冲击,2009,28(7):33-37.
Yuan Huiqun, Zhu Xiangzhe, Li Dong, et al. Dynamic characteristics of transient thermal starting up of a rotor system [J]. Journal of Vibration and Shock, 2009, 28(7):33-37. (in Chinese)



第一作者简介:贾丙辉,男,1983年1月生,博士生。主要研究方向为智能检测、诊断与控制。曾发表《Study on effect of rotor vibration on tip clearance variation and fast active control of tip Clearance》(《Advanced Materials Research》2010, Vol. 139-141)等论文。

E-mail:jiabinghuiyz@163.com