

多轴向随机激励下结构疲劳失效的判定方法*

贺光宗^{1,2}, 陈怀海¹, 贺旭东¹

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院 南京, 210016) (2. 山东理工大学交通与车辆工程学院 淄博, 255049)

摘要 对多轴向振动环境下结构振动疲劳失效行为进行了试验研究, 提出了 2 种多轴随机振动疲劳试验试件疲劳失效的判定方法。通过激光测振仪和 35670A 动态信号分析仪对结构的 1 阶固有频率进行跟踪监测, 通过动态应变测试系统对试件缺口部位的应变进行了实时监测。根据试验数据, 分析了多轴向振动环境下疲劳裂纹扩展与固有频率变化和应变变化的关系, 确定了 2 种疲劳失效的试验判定准则, 并对 2 种判定方法的适用性进行了讨论。

关键词 多轴向随机激励; 振动疲劳; 疲劳寿命; 1 阶固有频率; 动态应变

中图分类号 O342; TH114

引言

实际工程中的许多结构或零件, 如航空发动机、飞机的机翼机体、汽轮机的叶片、轴承、齿轮等承受的往往是多轴向随机振动载荷作用, 振动疲劳是主要破坏形式之一^[1]。目前, 对于多轴向振动疲劳问题的研究还处于起步阶段, 没有形成完善的理论体系, 对其破坏机理、模式也没有足够的认识; 因此, 试验研究仍然是振动疲劳问题研究的重要手段。但是, 由于试验条件的限制, 工程中大多数多轴向振动试验是通过在 3 个正交方向上依次进行的单轴振动试验来近似等效的, 这类方法试验时间长、效率低^[2]。另外, 其等效的可靠性也越来越受到研究者的关注。文献[3]对典型构件进行了单、多轴随机振动试验, 指出相对于单轴向振动, 多轴向同时振动能引起结构的不同模态, 产生不同的激发效果。文献[4-7]对典型试件进行了多轴疲劳试验研究, 结果表明, 与单轴依次振动相比, 试验试件的疲劳失效时间和失效位置均存在差异, 多轴向同时振动更能导致结构产生疲劳, 具有更短的失效时间; 因此, 通过了单轴向等效试验的产品在实际的多轴向振动环境中仍会发生疲劳失效。随着多轴向振动设备和控制技术的不断发展, 开展多轴振动疲劳试验势在必行。

振动疲劳试验的一项重要内容就是结构疲劳失效的判定。对于单轴向振动疲劳试验, 目前在实际工程中, 大多数以出现可观测裂纹时的时间作为试

件的疲劳失效时间。但可观测裂纹的长度没有统一标准, 在试验中停机观测裂纹长度的随机性也比较大, 这些都会给试验带来很大困难。部分学者通过不同的方法对结构固有频率进行监测, 以固有频率下降到原频率的某百分比定义试件的疲劳失效时间。肖寿庭等^[8]在铝合金悬臂梁 S-N 曲线的测定试验中以第 1 阶固有频率降低 5% 作为试件出现裂纹的标志, 收到了良好的效果。鲁启新等^[9]提出以结构固有频率下降 2% 时所经过的循环数作为结构的疲劳寿命。杨万均等^[10]通过对试件的仿真与共振驻留试验研究, 确定试件疲劳失效时间为第 1 阶固有频率下降 5% 所需要的时间。相对于单轴向振动, 在多轴向振动环境中结构危险部位的应力状态更为复杂, 主应力大小和方向都会发生变化; 因此, 疲劳裂纹的扩展方向和速率都将发生变化, 结构的损伤和固有频率的变化相对于单轴振动也会有所不同。

笔者对简单缺口试件在三轴向同时振动环境下进行了随机振动疲劳试验。对试件的第 1 阶固有频率进行了全程实时监测, 得到了 1 阶固有频率随时间变化的规律。对比单轴向振动分析了裂纹的扩展规律, 得到了裂纹扩展与固有频率变化的关系, 并将 1 阶固有频率下降 3.5% 所用时间定义为试件在三轴向振动疲劳环境下的失效时间。试验过程中在试件的缺口部位粘贴应变片, 通过动态应变监测系统记录试件危险部位的应变历程, 分析应变变化与裂纹扩展的关系, 提出了一种通过实时监测应变变化来分析振动疲劳失效的方法。

* 国家自然科学基金资助项目(11102083); 江苏高校优势学科建设工程资助项目
收稿日期: 2014-04-09; 修回日期: 2014-05-14

1 三轴向振动疲劳试验方案

1.1 试验试件与振动疲劳试验系统

振动疲劳试验试件尺寸如图 1 所示,试件左端 20 mm 处通过夹具垂直固定在振动台上。试件材料为铝合金 6036-T5,弹性模量为 69 GPa,泊松比为 0.33,密度为 2 700 kg/m³,抗拉强度为 185 MPa。试验试件共计 10 件。

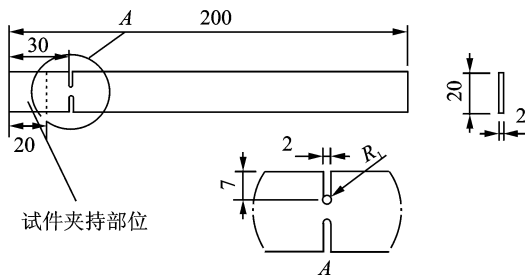


图 1 试件尺寸图(单位:mm)

Fig. 1 The dimension of the test specimen(unit:mm)

如图 2 所示,振动疲劳试验系统主要有三轴向振动台(日本 Shinken,G-6080-3HT-20)、多轴向振动控制系统(美国 SD,Juguar)、固有频率监测系统和动态应变测试系统组成。固有频率监测系统由激光测振仪和 35670A 动态信号分析仪组成,通过激光测振仪实时测取试件的速度响应,通过动态信号分析仪分析记录所测速度的功率谱密度,从而监测其固有频率的变化。动态应变测试系统由应变片、动态数字应变仪和动态应变数据分析系统组成,能够实时监测并记录试件危险部位的应变历程。



图 2 试验设备和现场图

Fig. 2 Test instruments and test field

1.2 振动疲劳试验载荷

将试件通过夹具垂直固定在振动台面上,在 x, y, z 方向上同时施加随机基础激励,3 个方向上激励的加速度自功率谱密度谱形均如图 3 所示。激励

的加速度总均方根值为 0.95 g 。其载荷谱形式为

$$G_a(f) = \begin{pmatrix} G_{xx}(f) & G_{xy}(f) & G_{xz}(f) \\ G_{yx}(f) & G_{yy}(f) & G_{yz}(f) \\ G_{zx}(f) & G_{zy}(f) & G_{zz}(f) \end{pmatrix} \quad (1)$$

其中:矩阵对角线上元素为各振动方向加速度的自功率谱密度;非对角线元素为各方向的互功率谱密度谱,且满足 $G_{ij}(f) = G_{ji}^*(f) (i \neq j)$; $G_{ij}(f) = \text{real} \geq 0 (i=j)$; $G_{ij}(f) = \gamma_{ij} \sqrt{G_{ii}G_{jj}} e^{-i\theta_{ij}} (i: x, y, z; j: x, y, z)$ 。

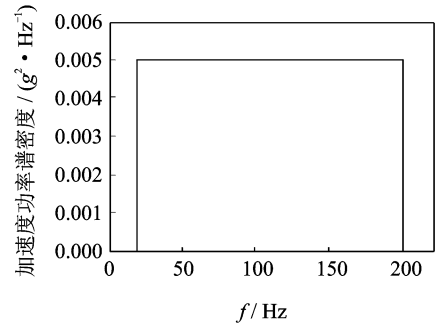


图 3 激励加速度功率谱密度

Fig. 3 The input accelerations PSD

试验过程中不考虑各个方向间载荷的相关性,载荷谱各频率点上的相干系数 γ 和相位角 θ 均设置为零,因此各方向间加速度互功率谱密度值均为零。

2 试验结果分析

2.1 1 阶固有频率监测与试件失效分析

通过动态信号分析仪将激光测振仪测得的试件的速度响应进行分析,实时显示记录试件速度响应的功率谱密度。分析过程中设置频率分辨率为 0.25 Hz。图 4 为各个时间点上的速度功率谱密度。通过提取各个时间点速度功率谱密度的峰值坐标即可得到结构的固有频率随时间的变化曲线。

结构在振动疲劳失效过程中裂纹的失效可以分为裂纹的形成、扩展和迅速扩展 3 个阶段^[11]。在裂纹的形成阶段,结构内部没有裂纹产生,结构损伤微小,固有频率基本没有变化;在裂纹的扩展阶段,结构内部产生微小裂纹并且随着载荷的施加缓慢扩展,固有频率变化缓慢,损伤对结构的动响应影响甚微,结构相对安全;在裂纹的迅速扩展阶段,结构内部小裂纹相互贯通形成较大的裂纹,结构的动响应变化明显,固有频率下降迅速。

对 10 件试件进行了三轴向振动疲劳试验,有效试件为 8 件(3,6 号试件失效时间异常),试件的第 1

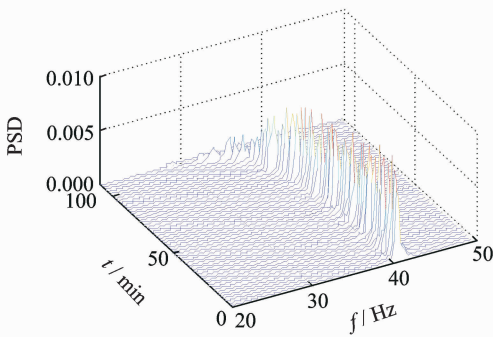


图 4 典型功率谱密度图

Fig. 4 Typical PSD waterfall display

阶固有频率初始值为 40.75 Hz。试件第 1 阶固有频率随时间变化的关系如图 5 所示。试件的裂纹形成时间约为 30 min,随着微小裂纹的形成固有频率缓慢下降,当试件固有频率下降至 39.25 Hz 时大多数试件进入裂纹迅速扩展阶段,此阶段用时平均约 60 min。此时停机观察结构缺口部位有微小裂纹产生,固有频率下降百分比为 3.7%,可认为试件已发生疲劳失效。随后进入裂纹迅速扩展阶段,固有频率迅速降低,试件缺口处形成贯穿整个截面的裂纹,试件断裂,此段用时约为 15 min。

图 6 为试件典型裂纹和断裂截面图。由图可见,裂纹由断面的 4 个角产生,并沿对角线方向向截面中心扩展,与文献[12]中单轴向振动疲劳试验中的断面裂纹扩展有明显的区别。下面对其原因进行分析。

由随机振动理论^[13],三轴向振动时结构上任意点的应力功率谱密度为

$$G_{\sigma}(f) = \mathbf{H}_{\sigma}^*(f) \mathbf{G}_a(f) \mathbf{H}_{\sigma}^T(f) \quad (2)$$

其中: $\mathbf{H}_{\sigma}(f)$ 为该点在加速度基础激励下应力的频响函数矩阵, $\mathbf{H}_{\sigma}(f) = [H_x(f), H_y(f), H_z(f)]$; $\mathbf{H}_{\sigma}^*(f)$ 为 $\mathbf{H}_{\sigma}(f)$ 的共轭复数。

将式(1)代入得

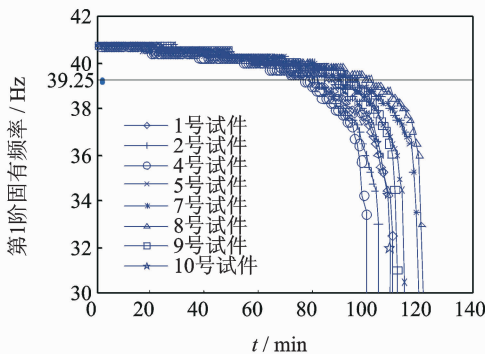


图 5 1 阶固有频率变化图

Fig. 5 Curve fit of natural frequency versus time

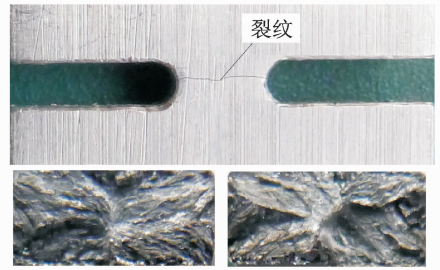


图 6 缺口部位裂纹和断面图

Fig. 6 The crack position and fatigue fractographs of specimens

$$G_{\sigma}(f) = \sum_{i=x,y,z} \sum_{j=x,y,z} H_i^*(f) H_j(f) G_{ij}(f) \quad (3)$$

当各个方向载荷谱不相干时,式(3)简化为

$$G_{\sigma}(f) = H_x^*(f) H_x(f) G_{xx}(f) + H_y^*(f) H_y(f) G_{yy}(f) + H_z^*(f) H_z(f) G_{zz}(f) = G_{\sigma,x}(f) + G_{\sigma,y}(f) + G_{\sigma,z}(f) \quad (4)$$

其中: $G_{\sigma,x}(f), G_{\sigma,y}(f), G_{\sigma,z}(f)$ 分别为结构在各个方向单轴向振动时该点应力的功率谱密度。

由关系式

$$\sigma^2 = \int_0^{\infty} G_{\sigma}(f) df \quad (5)$$

得到结构在三轴向振动和单轴向振动环境下任意点上应力的均方根值存在以下关系

$$\sigma_{xyz, RMS} = \sqrt{(\sigma_{x, RMS})^2 + (\sigma_{y, RMS})^2 + (\sigma_{z, RMS})^2} \quad (6)$$

因此在 3 个方向互不相关的随机振动的载荷下,结构上任意点的应力为 3 个方向单独振动时引起应力的叠加。对于试件的矩形断裂截面,叠加后最大的应力出现在矩形截面的 4 个角点上,并且沿截面的边缘向截面的 2 个中心轴线方向逐渐减小。因此,截面 4 个角点为初始裂纹的裂纹源区,裂纹最早形成且扩展缓慢。随着振动时间的增加,裂纹区由角点沿着截面边缘向截面中心轴线方向扩大,产生如图 6 所示的沿对角线方向发展的裂纹。文献[12]中单轴向振动最大应力出现在截面边缘,因此其裂纹在出现位置和时间以及扩展方向上都是不同的。由断面图可以看出,在 4 个角点区域相对光滑且有金属光泽,是裂纹生成和缓慢扩展阶段断面摩擦所致。裂纹迅速扩展区域相对粗糙,说明相对于单轴向振动,三轴向同时振动裂纹扩展更为迅速。考虑到分析频率分辨率的影响,结合试验数据可定义结构在多轴向振动环境下疲劳失效时间为其第 1 阶固有频率下降 3.5% 所消耗的时间。

2.2 动态应变监测与疲劳失效分析

如图 7 所示,在试件缺口处粘贴应变片,通过动态应变仪和数据处理系统实时监测记录应变数据。图 8 为 10 号试件在不同频率时的应变信号。

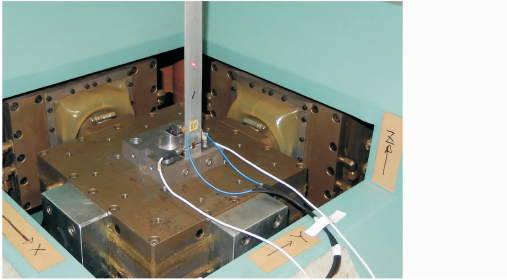


图 7 应变监测现场图

Fig.7 The picture of strain testing

由图 8 可以看出,随着振动时间的增加,试件危险部位的应变幅值也随之增加,应变幅值变化与裂纹的扩展规律相吻合。在裂纹生成和缓慢扩展阶段,当频率为 40.25 Hz 时用时 55 min,但测得的应变幅值没有明显变化。到裂纹缓慢扩展阶段的末期,频率为 39.5 Hz 时用时 83 min,应变幅值变化明显,应变幅值增加约为 10%,而且由于裂纹的扩展使应变片产生了较大零点漂移现象^[14]。当进入裂纹快速扩展阶段时,应变幅值和零点漂移进一步增大,应变片断裂失效。

测试过程中在每一个频率段上 3 次采样,样本长度为 120 s,剔除每个样本由于应变零点漂移引起的均值,并且计算每一个样本的均方根值并取平均值,典型应变片应变均方根值和应变片断裂情况如表 1 所示。由表可见,应变均方根值与应变幅值的变化规律类似,在裂纹的形成和缓慢扩展阶段应变均方根值变化不大,当频率下降至 40.25 Hz 时应变增量大多在 3% 以内。裂纹扩展第 2 阶段末期(39.5 Hz)应变均方根值增加明显,增量都在 15% 以上。当频率下降至 39.25 Hz 时部分试件应变片

表 1 各频率点应变均方根值和断裂时的频率

Tab.1 The strain RMS of different frequency

试件 编号	f/Hz					增量
	40.75	40.25	39.5	39.25	39	
4	2.32	2.41	2.75	断裂		18.53
5	2.17	2.21	2.54	断裂		17.01
7	2.29	2.33	2.57	2.72	断裂	18.78
8	2.41	2.43	2.67	2.80	断裂	16.18
10	2.31	2.37	2.62	2.76	断裂	19.48

应变均方根值数量级为 10^5 ; 增量为百分比增量

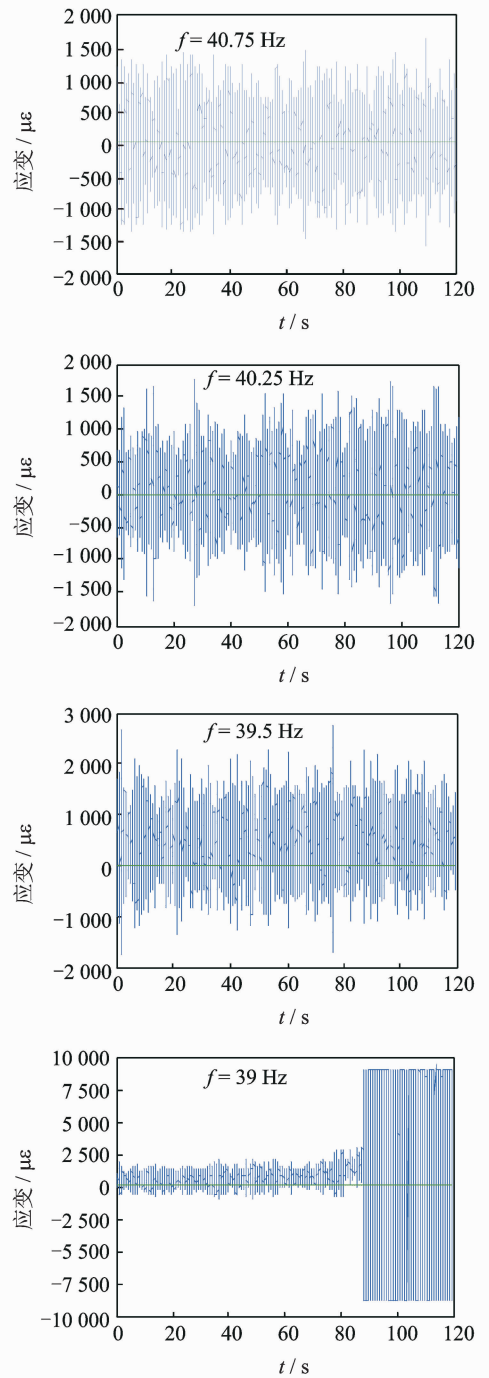


图 8 不同频率时的应变

Fig.8 The strains of different frequency

出现断裂,39 Hz 时所有试件应变片均断裂失效。因此,以应变片断裂失效判断结构疲劳失效有一定的滞后性,可以依据应变均方根值增大 15% 的时间定义试件的疲劳失效时间。

3 结 论

1) 通过对裂纹的扩展规律和结构固有频率以

及危险部位动态应变的变化关系的分析,得到了2种多轴向随机振动环境下疲劳失效判定方法。该方法以疲劳裂纹扩展分析为基础,得到的判定参数具有一定的适应性,适用于多轴随机激励下金属材料构件疲劳失效的判定。

2) 提出了通过激光测振仪和动态信号分析仪进行多轴向振动疲劳试验损伤监测的方法,该方法不产生附加质量,适合小型振动试件的疲劳失效的判定,若试件1阶固有频率较低可采用提高频率分辨率的方法进行测试。对比单轴向振动疲劳试验结果,分析了三轴向振动失效裂纹在产生位置和扩展方向和扩展速率上的差异。提出了以试件的第1阶固有频率下降3.5%所用时间作为疲劳失效时间。

3) 提出了随机振动疲劳试验中采用动态应变监测结构损伤的方法,试验结果表明,采用应变幅值增加10%或均方根值增加15%所用的时间作为疲劳失效时间较为合理。该方法操作简单,可适用于复杂结构的疲劳失效监测。应变片的粘贴位置要准确,必须粘贴在结构的高应力区域,因此,试验前可以通过数值仿真的方法加以确定。

参 考 文 献

[1] 赵新光,甘晓晔,谷泉,等.基于小波能谱系数的风力机疲劳裂纹特征[J].振动、测试与诊断,2014,34(1):147-152.
Zhang Xinguang, Gan Xiaoye, Gu Quan, et al. Crack fault feature of wind turbine blade based on wavelet energy spectrum coefficient[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2014, 34(1): 147-152. (in Chinese)

[2] 夏益霖.多轴振动环境试验的技术、设备和应用[J].导弹与航天运载技术,1996,6:52-59.
Xia Yilin. The technology, equipment and application of multi-axis vibration environment testing[J]. Missiles and Space Vehicles, 1996, 6: 52-59. (in Chinese)

[3] 陈颖,朱长春,李春枝,等.典型结构在单、多轴随机振动下的动力学特性对比研究[J].振动工程学报,2009,22(4):386-390.
Chen Ying, Zhu Changchun, Li Chunzhi, et al. Comparison of dynamic characteristics of a typical structure under single-axial and multi-axial random vibration loads[J]. Journal of Vibration Engineering, 2009, 22(4): 386-390. (in Chinese)

[4] Freeman M T. 3-axi vibration test system simulates real word[J]. TEST Engineering and Management, 1991(1):10-14.

[5] Whiteman W E. Inadequacies in uniaxial stress screen vibration testing[J]. Journal of the IEST, 2001, 44:

20-23.

- [6] French R M, Handy R, Cooper H L. Comparison of simultaneous and sequential single axis durability testing [J]. Experimental Techniques, 2006, 30(5): 32-35.
- [7] Wayne E W, Morris S B. Fatigue failure results for multi-axial versus uniaxial stress screen vibration testing[J]. Shock and Vibration, 2002, 9: 319-328.
- [8] 肖寿庭,杜修德. LY12CZ 铝合金悬臂梁动态疲劳 S-N 曲线的试验测定[J]. 机械强度, 1995, 17(1): 22-24.
Xiao Shouting, Du Xiude. Measurement of a dynamic fatigue S-N curve for LY12CZ AL alloy cantilever specimens[J]. Journal of Mechanical Strength, 1995, 17(1): 22-24. (in Chinese)
- [9] 鲁启新,吴铁鹰. 振动疲劳试验自动化[J]. 航空学报, 1985, 6(5): 474-477.
Lu Qixin, Wu Tieying. An automated fatigue test system[J]. ACTA Aeronautica ET, 1985, 6(5): 474-477. (in Chinese)
- [10] 杨万均,施荣明. 振动疲劳试验寿命确定方法研究[J]. 机械设计与研究, 2012, 28(2): 71-79.
Yang Wanjun, Shi Rongming. Research on the confirmation method of vibration fatigue experiment life[J]. Machine Design and Research, 2012, 28(2): 71-79. (in Chinese)
- [11] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 4-5.
- [12] 唐振杰,史展飞,胡海涛. 不同频率激励下 LY12 铝合金悬臂梁的疲劳特性[J]. 材料科学与工程学报, 2012, 30(3): 384-388.
Tang Zhenjie, Shi Zhanfei, Hu Haitao. Fatigue properties of LY12 cantilever beam under different vibration frequencies[J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2012, 30(3): 384-388. (in Chinese)
- [13] Newland D E. Random vibrations and spectral analysis [M]. London: Longman Group Limited, 1975: 75-78.
- [14] 马晓君,张则,祝思亮. 动态测试中应变片疲劳规律的研究[J]. 北京工商大学学报: 自然科学版, 2007, 25(2): 25-27.
Ma Xiaojun, Zhang Ze, Zhu Siliang. Study of fatigue law in dynamic test[J]. Journal of Beijing Technology and Business University: Natural Science Edition, 2007, 25(2): 25-27. (in Chinese)



第一作者简介:贺光宗,男,1980年4月生,讲师。主要研究方向为多轴振动环境下结构的振动疲劳问题。曾发表《瞬态热传导问题的修正变分原理及其数值算法》(《工程数学学报》2012年第29卷第2期)等论文。

E-mail: Heguanguangzong2005@163.com