

航空发动机燃油管路概率疲劳极限测试方法



刘伟¹, 韩天宇¹, 吕朋秦¹, 郭闯²

1. 西北工业大学, 陕西 西安 710129

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610599

摘要: 确定管路结构的疲劳极限对避免航空发动机燃油管路系统疲劳失效具有重要意义。本文分别开展了空管和充压管路(13.5MPa)的旋转弯曲疲劳试验, 采用两路应变方法监测偏心旋转过程中由惯性引起的动态应力, 基于Gerber模型对内压导致的非对称循环载荷进行了应力修正, 获得了两种工况下管路疲劳失效形式的差异。通过升降法数据配对, 确定了空管和充压管路的疲劳极限和标准差。在升降法数据的基础上, 补充若干高应力水平下的疲劳试验, 采用幂函数模型拟合了管路的 $S-N$ 曲线。最后, 利用概率统计分析方法对试验数据进行处理, 获得了不同置信度和存活率下的疲劳极限。研究结果可为航发燃油管路应力严苛值设计提供参考。

关键词: 旋转弯曲; 升降法; $S-N$ 曲线; 置信度; 存活率

中图分类号: V233.2

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.12.007

航空发动机燃油管路系统是燃油输送的通道, 由于长时间处于内压和外部振动的工作环境中, 管路结构易发生不同程度的疲劳损坏, 成为航空发动机的主要故障源。疲劳极限是结构抗疲劳的应力阈值, 精准确定各类燃油管路的疲劳极限是发动机结构疲劳强度设计的重要依据。因此, 研究燃油管路的疲劳极限测试方法具有重要意义。

疲劳失效是影响飞机和发动机金属结构安全性和使用寿命的主要因素。崔德刚等^[1]指出贯穿全飞行器生命周期的5个任务, 才能够为飞机结构疲劳和完整性提供多道保障。刘斌超等^[2]分析了飞机金属结构疲劳问题的特点, 总结了疲劳分析方法的三种思路。林建鸿等^[3]总结了相关的适航规章在不断吸取疲劳破坏事故经验教训的过程中逐步完善的演变经验, 其中包括以安全寿命为理念的疲劳设计分析。潘陆原等^[4]对飞机高压管路系统动态特性的研究方法及其关键技术进行了论述, 耦合振动产生的交变载荷是管路疲劳失效的重要诱因。

在疲劳的试验研究方面, 国内外许多机构和学者对材料级疲劳极限试验方法进行了研究, 形成了相关的试验测

试标准^[5-6], 并在此基础上研制了多种疲劳试验控制设备^[7-9], 对管路这类非标试验件提出了不同的疲劳的试验方法。常龙生^[10]针对飞机液压管路的疲劳试验方法进行了论述, 对试验参数、试验方法、试验数据处理等方面提出了参考性的建议。程小勇^[11]利用振动台, 采用共振测试的方法对液压管路进行了疲劳试验。吴云峰等^[12]对管路焊缝结构进行了疲劳试验, 并通过扫描电镜、金相分析等对其失效模式进行了分析。张凌云等^[13]探究了平衡铅块对航空导管旋转弯曲疲劳试验的影响。韦东豪等^[14]以气路部件整体作为疲劳试验对象, 引入一种气路静电监测技术对航空发动机状态进行了在线监测。Bai Xin等^[15]在蒙特卡罗模拟的基础上, 提出了一种在大散射数据下, 测量和估计概率疲劳极限的新方法。Mahmud等^[16]提出了一种新的基于控制图概念的疲劳寿命概率评估方法, 对考虑散射和不确定因素的疲劳寿命结果的概率解释具有实用价值。

目前, 航空发动机燃油管路的材料、管径、工作压力等与飞机其他管路有所差异, 疲劳极限试验技术和相关参考数据仍然匮乏。本文研究了管路旋转弯曲疲劳试验方法,

收稿日期: 2023-05-25; 退修日期: 2023-09-22; 录用日期: 2023-10-27

基金项目: 航空科学基金(2018ZB53016)

引用格式: Liu Wei, Han Tianyu, Lyu Pengzhen, et al. Test method for probabilistic fatigue limit of aviation engine fuel tubes[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(12): 59-68. 刘伟, 韩天宇, 吕朋秦, 等. 航空发动机燃油管路概率疲劳极限的试验测试方法[J]. 航空科学技术, 2023, 34(12): 59-68.

获得了航空发动机典型燃油管路结构在空管状态和充压状态下的疲劳极限和 $S-N$ 曲线,并建立了燃油管路概率疲劳极限测定与评估的方法,为航发燃油管路应力严苛值设计提供参考。

1 管路旋转弯曲疲劳试验

1.1 发动机燃油管路试验件

试验件选取某型发动机燃油导管的一段典型结构,它由导管、接口(焊接锥口)以及外套螺母组成,如图1所示。直管外径为25.4mm,壁厚为0.78mm,根据航空工业标准HB 6442—1990^[17],该管径对应的试验件管长 l 为305mm,材料为ANSI 321不锈钢,材料参数见表1。其中,接口与直管采用氩弧焊焊接,焊缝宽度约为3mm,每件的焊缝应经过射线探伤检查合格。

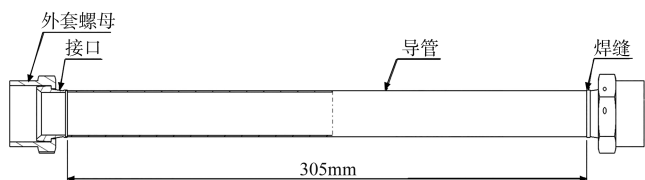


图1 燃油导管试验件示意图

Fig.1 Schematic diagram of fuel tube specimen

表1 燃油导管材料参数

Table 1 Material parameters of fuel tube

材料	弹性模量/GPa	泊松比 μ	拉伸强度/MPa	屈服强度/MPa
ANSI321	200	0.27	520	205

1.2 旋转弯曲疲劳应变监测方法

旋转弯曲疲劳试验原理是将管路一端固定,另一端连接在偏心转盘上,试验前,首先在偏心转盘端施加某一初始挠度,这样即可在另一个固定端产生弯曲应力。驱动偏心转盘转动后,即在管路试验件固定端截面处产生360°循环的弯曲交变应力。

上述原理的实施可以在旋转弯曲疲劳试验机上进行,如图2所示。将试验件两端通过外套螺母安装在试验机座上,用力矩扳手以HB 6586—1992^[18]规定的最小拧紧力矩进行拧紧。试验机配有压力油源系统,管路试验件两端分别连接固定端和偏心转盘后,就形成了密封的油路,该设备可实施不同直径管路在0~4000r/min、0~60MPa范围内某一恒定转速和压力下的持续试验,试验件疲劳破坏时可自动卸压停机保护。本试验设置油路的压力至燃油系统的工作



图2 导管旋转弯曲疲劳试验机

Fig.2 Rotating bending fatigue machine of tubes

压力均为13.5MPa,模拟实际燃油管路充压状态。

当试验机旋转后由于偏心转盘惯性作用,管路上的弯曲应力并不等于初始挠度下的静态应力,因此管路的应力水平应以实测值为准。为了监控偏心旋转在管路上产生的实际应力,在固定端一侧管路表面(靠近焊缝约5mm处)上沿着导管的轴向粘贴三路单向应变片,粘贴方案如图3所示。其中,一路连接试验机控制器里的应变仪,用于监测试验件疲劳循环次数。另外两路应变连接至DEWEsoft动态应变采集仪,用于监测试验件在旋转弯曲疲劳过程中的实时应变: ε_1 代表管路上表面轴向应变, ε_2 代表管路侧面轴向应变,两者沿着管界面相互垂直。这两路应变还可以避免导管的轴向安装应力。试验前,先手动旋转一圈调整两路应变接近一致,避免安装应力。

1.3 非对称应力分析与修正

根据旋转弯曲加载试验原理,导管的固定端一侧外表面的最大轴向应力是拉伸应力(由内压引起)和弯曲应力的叠加。对于空管而言,由内压引起的拉伸应力为零,只需考虑由偏移量引起的弯曲应力,理想情况下管道外表面为幅值大小相同的对称应力。对于空管,当 $\varepsilon_{\max} = -\varepsilon_{\min}$ 时,应力比 $R = -1$,为对称循环载荷,实测应变结果如图4(a)所示。但是,对于充压导管,其内部恒定压力给导管轴向带来的拉伸应力,导致试验应力为非对称循环载荷,实测应变结果如图4(b)所示。

针对充压导管出现的非对称循环载荷,取应变峰值的平均值作为试验应变值,并且充压试验应力需要进行应力修正,进而得到充压试验平均应力水平。试验中在应力幅给定的情况下,平均应力与应力比 R 有如下关系。

$$S_m = \frac{(1+R)S_a}{(1-R)} \quad (1)$$

式中, S_m 为平均应力; S_a 为应力幅。

不同应力比 R 下的结构疲劳极限 σ_r 是不同的,工程上一般采用统一应力比 $R = -1$ (对称循环)下的 $S-N$ 曲线表示结

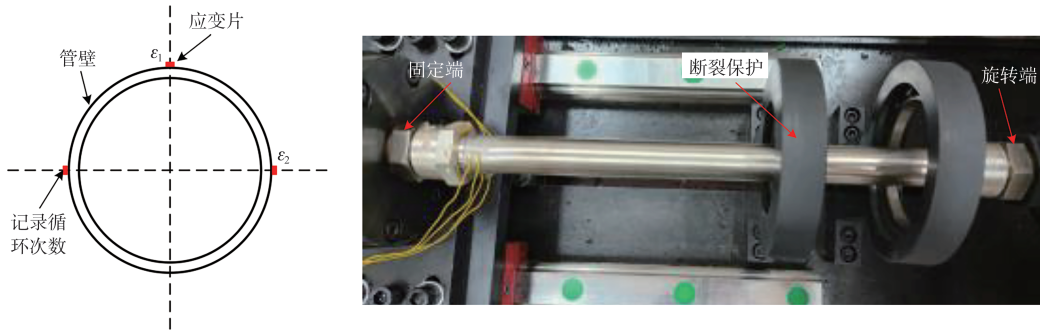


图3 应变片粘贴截面图和管路应变片粘贴位置

Fig.3 Strain gauges on the cross-section and their pasting positions

构疲劳应力—寿命关系,因此需要对非对称载荷下的循环应力进行应力修正。目前,常用的应力修正经验模型有Gerber公式^[17]

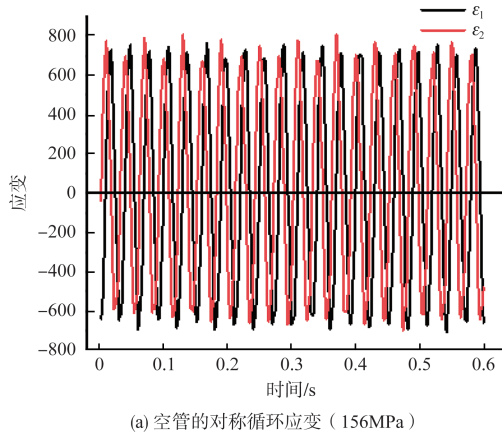
$$\frac{S_a}{S_{-1}} + \left(\frac{S_m}{S_t} \right)^2 = 1 \quad (2)$$

式中, S_{-1} 为应力比 $R = -1$ 时的等效应力; S_t 为静载下的拉

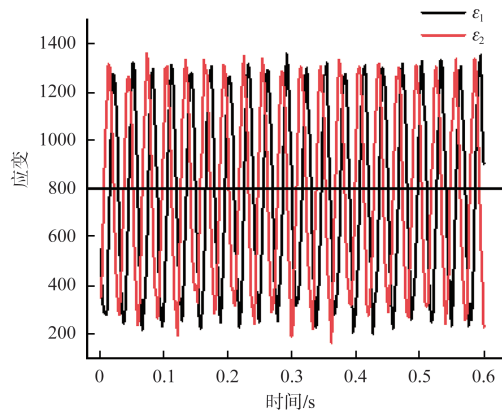
伸破坏强度。

1.4 升降法测疲劳极限

升降法主要用于测定材料在指定循环周次下的疲劳极限,它以单点试验法为基础。如图5所示,单点试验法假定试样在指定循环基数 N_0 下,疲劳极限 σ_r 位于发生相反试验结果(破坏与越出)的应力水平 σ_i 和 σ_{i+1} 之间。图5中,“破坏”表示试样在该应力水平下,未经历 N_0 次循环即发生断裂;“越出”表示试样在该应力水平下,经历了 N_0 次循环且未发生破坏。 σ_i 表示第 i 级应力水平, σ_{i+1} 表示第 $i+1$ 级应力水平。



(a) 空管的对称循环应变 (156MPa)



(b) 充压导管非对称循环应变 (140MPa)

图4 管路弯曲疲劳过程中实测的应变—时间曲线

Fig.4 Measured strain-time curve during tube bending fatigue process

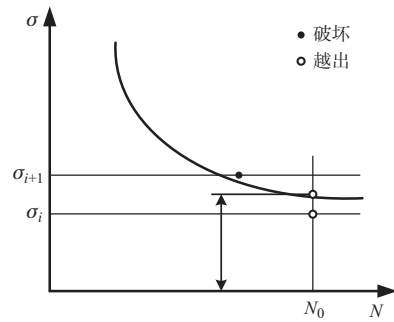


图5 升降法中的单点试验示意图

Fig.5 Single point test in the up-down method

若两个应力水平之间差值很小(如小于 σ_i 的 5%), 可以近似取 σ_i 和 σ_{i+1} 的平均值作为近似疲劳极限。

$$\sigma_{ii} = \frac{1}{2} (\sigma_i + \sigma_{i+1}) \quad (3)$$

当重复进行上述操作时,就会得到一系列“破坏”“越出”试验数据,进而求得一组具有同一目标循环基数下的疲劳极限值 σ_{ii} 。升降法即以此为依据进行试验,最终利用统计分析方法对 σ_{ii} 进行数据处理,即得到待求解的目标疲劳极限 σ_r 。

本次燃油管路旋转弯曲疲劳试验升降法的具体流程如图6所示,指定循环基数 $N_0 = 1 \times 10^7$ 次。首先进行预试验,选

择一个较高的初始应力水平 σ_0 ,并测试获得初始应力水平下的疲劳寿命。后一件试验应力水平视前一件试验结果(破坏还是越出)而定,若某一试验件在某应力水平 σ_i 的作用下未达到循环基数 N_0 ,就发生破坏,则下一次进行的试验件需要在更低的应力水平 $\sigma_{i+1} = \sigma_i - \Delta$ 下进行试验;反之,则应提高应力水平 $\sigma_{i+1} = \sigma_i + \Delta$ 。如此反复,当试验件达到规定件数要求时(有效数据达到15件),停止试验。

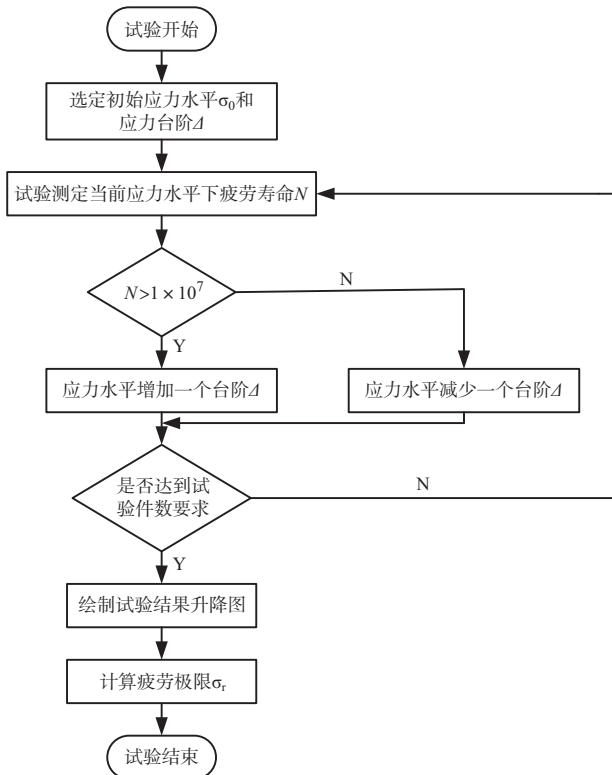


图6 旋转弯曲疲劳试验升降法流程

Fig.6 Flow chart of the up-down method for rotational bending fatigue test

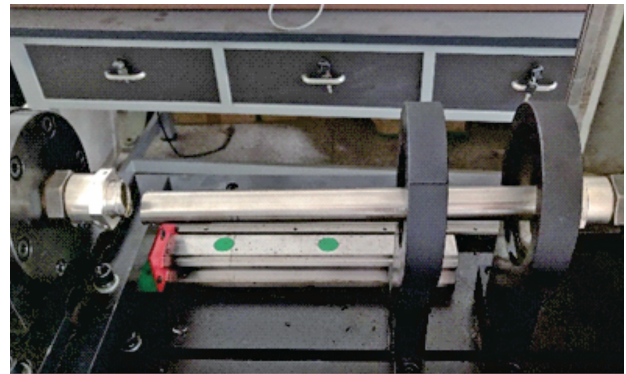
试验前采用应变片法对试验机进行调零,即控制管路外套螺母拧紧前后,试验机旋转头座旋转一周,应变采集系统微应变读数接近且在零值左右,以保证试验件两端无应力安装及同轴度。在试验控制软件中设置工作转速为2000r/min(33.33Hz),试验过程中,每隔 1×10^6 次记录一次应变数据,检查应变是否正常。当试验件发生疲劳断裂或达到规定试验次数时,停止试验,并记录试验件断裂次数。

2 疲劳寿命试验结果与分析

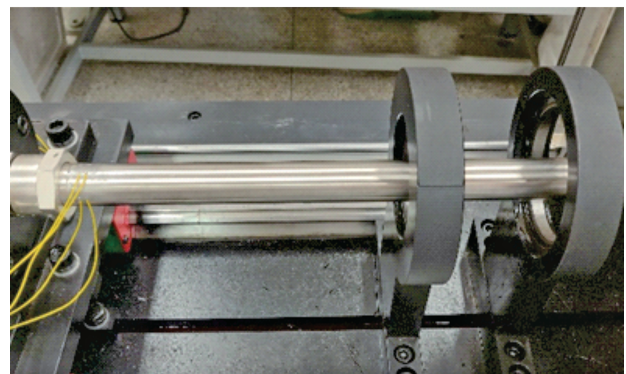
2.1 疲劳破坏位置

空管进行旋转弯曲疲劳试验完成后发现,其疲劳失效形式(破坏)为截面的整体断裂,如图7(a)所示,断裂位置均

沿着试验件固定端处的焊缝周向,裂纹源为外表面。越出试验件经过 10^7 次循环而未发生断裂,并且试验结束后,检查试验件外观无明显变化,探伤固定端也无微裂纹,如图7(b)所示。



(a) 断裂管路(小于 10^7 次,断裂破坏)



(b) 未断裂管路(达到 10^7 次,越出)

图7 疲劳试验后的空管试样

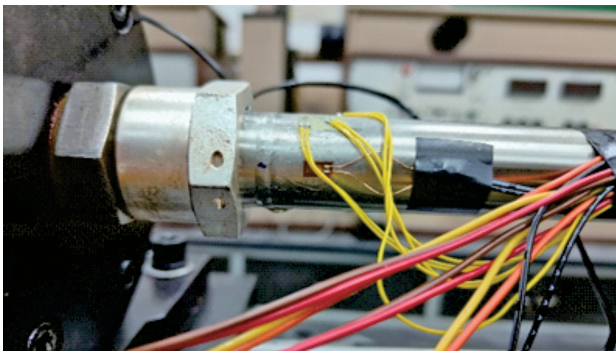
Fig.7 Empty tube specimen after fatigue test

管内充压状态(13.5MPa)下疲劳试验件未越出时,不会直接发生截面整体断裂,而是在固定端焊缝位置处出现泄漏现象,如图8(a)所示。试验机自动停机检查后,发现管路焊缝的周向局部有贯穿裂纹。越出试验件经过 10^7 次循环而未发生泄漏或疲劳破坏,并且试验结束后,检查试验件外观无明显变化,探伤固定端焊缝无微裂纹,如图8(b)所示。

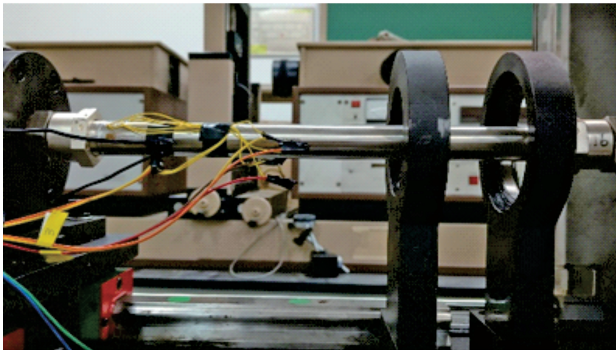
2.2 升降图

空管旋转弯曲疲劳试验以172MPa应力水平为初始应力,应力台阶 $\Delta\sigma$ 为8MPa,升降法疲劳试验结果见表2。

按照上述试验结果,为了避免初始应力选取较大对试验结果造成影响,根据升降图,以试验件第一次在相邻应力水平出现相反试验结果开始将数据进行配对^[19],为了将所有试验数据配对,需要继续补做试验,绘制得到空管旋转弯曲疲劳试验升降图如图9所示。图9中,实圈点表示“破



(a) 漏液管路 (小于 10^7 次, 泄漏破坏)



(b) 未破坏管路 (达到 10^7 次, 越出)

图8 疲劳试验后的充液导管试样

Fig.8 Pressurized tube specimen after fatigue test

表2 空管旋转弯曲疲劳寿命试验结果

Table 2 Fatigue life results of the empty tube rotating bending test

试验应力/MPa	试样个数 n	疲劳寿命 $N(\times 10^4)$			
172	1	54.5	—	—	—
164	3	130.5	175.1	190.0	—
156	7	275.9	154.2	$>10^3$	$>10^3$
		107.0	28.3	188.5	—
148	4	$>10^3$	$>10^3$	$>10^3$	$>10^3$

坏”,代表试样发生断裂,疲劳寿命小于 1×10^7 次;空圈点表示“越出”,代表试样经过指定循环未发生破坏,疲劳寿命大于 1×10^7 次。

在图9中,试验件3~16以及试验件2共15个试验数据为有效数据。将有效数据进行配对,共7对,列于表3中,表中 σ_{ii} 表示 σ_i 和 σ_{i+1} 的算数平均数。

采用相同方法处理充压(13.5MPa)管路的旋转弯曲疲劳试验数据,由于充油管路受到非对称循环载荷,为了统一试验结果便于后续进行对比研究,需要对试验应力进行修正。本文采用Gerber公式对试验应力进行修正,见式(2),对应的疲劳寿命试验结果列于表4。

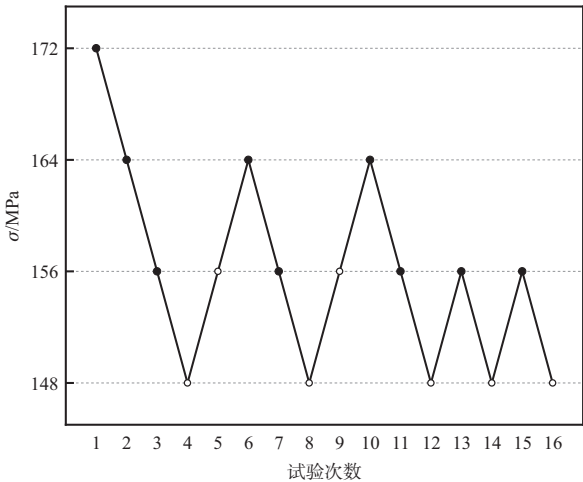


图9 空管旋转弯曲疲劳试验闭合式升降图

Fig.9 Up and down diagram for the empty tubes rotating bending fatigue test

表3 空管升降图中的应力水平配对

Table 3 Matching of stress levels in the empty tube rotation bending fatigue test

$\sigma_i \sim \sigma_{i+1} / \text{MPa}$	σ_{ii} / MPa	配对个数 n_i
164~156	160	2
156~148	152	5

表4 充压管路旋转弯曲疲劳试验升降法试验结果

Table 4 Fatigue life results of tube rotating bending test

试验应力 σ / MPa	试样个数 n	疲劳寿命 $N (\times 10^4)$			
165	1	112.3	—	—	—
160	2	30.3	62.9	—	—
155	2	$>10^3$	35.8	—	—
150	1	79.0	—	—	—
145	5	80.2	153.2	95.9	170.5
		187.6	—	—	—
140	4	$>10^3$	$>10^3$	$>10^3$	$>10^3$

根据上述试验结果,绘制得到充压管路旋转弯曲疲劳试验升降图,如图10所示。试验件2~15以及试验件2共14个试验数据为有效数据。将有效数据进行配对,共7对,列于表5中,表中 σ_{ii} 表示 σ_i 和 σ_{i+1} 的算数平均数。

2.3 幂函数型S-N曲线

燃油管路的S-N曲线,在工程的疲劳寿命预估中具有重要的作用。由于上述升降图数据在部分应力水平下的样本点不足,本文在升降法试验的基础上继续补充试验。补充试验的应力水平分为三组,空管补充试验的寿命结果见表6。

将升降法测得的疲劳极限数据点和成组试验法测得的

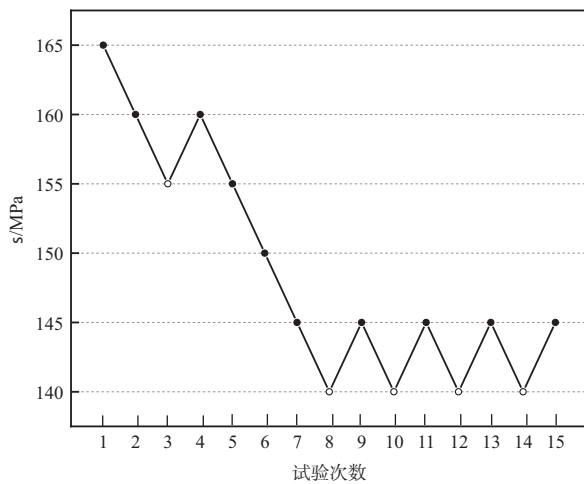


图10 充压管路旋转弯曲疲劳试验升降图

Fig.10 Up and down diagram for the pressurized tubes

表5 充压管升降图应力水平配对

Table 5 Matching of stress levels in the pressurized tube rotation bending fatigue test

$\sigma_i \sim \sigma_{i+1}/\text{MPa}$	σ_n/MPa	配对个数 n_i
160~155	157.5	2
150~145	147.5	1
145~140	142.5	4

表6 空管旋转弯曲疲劳试验补充试验结果

Table 6 Supplementary test results of the empty tube rotating bending fatigue

试验应力幅/MPa	试样个数 n	疲劳寿命 N 循环	
230	2	212138	194219
205	2	349641	365303
172	1	354825	—

有限疲劳寿命数据点合并在一起,然后进行航空发动机燃油管路 $S-N$ 曲线的拟合,工程常用幂函数型经验公式作为 $S-N$ 曲线的描述

$$S^\alpha N = C \quad (4)$$

式中, α 与 C 均为材料常数。对式(4)两边同时取对数可得

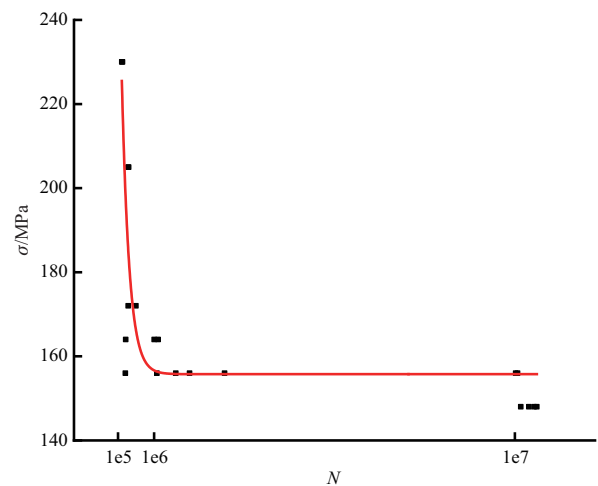
$$\lg N = -\alpha \cdot \lg S + \lg C \quad (5)$$

根据所有空管的旋转弯曲疲劳寿命试验数据,并结合式(5)可以拟合得到空管的 $S-N$ 曲线表达式为

$$\lg S = -2.29 \lg N + 2.19 \quad (6)$$

将式(6)参数代入式(4)画出的幂函数 $S-N$ 曲线和试验结果如图11所示。其中, α 与 C 两个参数的相关系数均为0.94,拟合效果良好。

同理,为了得到充压导管的 $S-N$ 曲线,按照上述方法,

图11 空管的 $S-N$ 曲线Fig.11 $S-N$ curve of the empty tube

继续补做三个应力水平下的充压导管旋转弯曲疲劳试验,补充试验结果见表7。进而拟合得到充压燃油导管(13.5MPa)的 $S-N$ 曲线为

$$\lg S = -1.43 \lg N + 2.15 \quad (7)$$

将式(7)参数代入式(4)画出充压燃油导管的幂函数 $S-N$ 曲线和试验结果如图12所示。其中, α 与 C 两个参数的相关系数分别为0.81和0.86(略低),这是由于充压导管的每一级应力水平上的成组法试验的试验件数较少,且疲劳寿命分散性大。式(7)的拟合效果仍然满足工程应用要求。

表7 充压管旋转弯曲疲劳试验补做试验结果

Table 7 Supplementary test results of the pressurized tube rotating bending fatigue

修正应力/MPa	试样个数 n	疲劳寿命 $N(\times 10^4)$		
170	3	35.3	23.1	138.5
165	1	22.9	—	—
160	1	22.3	—	—

3 概率疲劳极限分析

3.1 概率疲劳极限分析方法

疲劳试验寿命受多种随机因素的影响,其同一种应力水平的寿命结果往往会有一定的分散性。因此,对寿命结果进行统计分析就显得尤为重要。概率疲劳极限是指在指定疲劳寿命下,疲劳强度的概率估计值^[16]。传统方法的疲劳极限实际为“在指定循环基数 N_0 下,试样的中值(50%的存活率)疲劳强度估计量”^[19]。

正态分布在工程实践中应用广泛,在小子样升降法中,

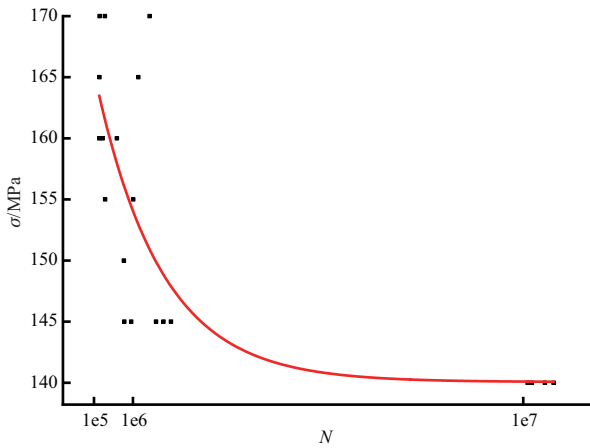


图12 充压(13.5MPa)管的S-N曲线

Fig.12 S-N curve of the pressurized tube (13.5MPa)

假设疲劳极限遵循正态分布,则其频率函数可以写为

$$f(\sigma_r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}s} e^{-\frac{(\sigma_r - \mu)^2}{2s^2}} \quad (8)$$

式中, σ_r 为个体(试样)疲劳极限; μ 为母体中值疲劳极限; s 为母体疲劳极限标准差。

根据极大似然估计原理,当应力 σ_{ri} 服从正态分布时,可以取子样平均值作为母体中值的估计量, μ 和 s 表达式分别为

$$\mu = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^m \sigma_{ri} v_i \quad (9)$$

$$s = \sqrt{\frac{1}{n_p - 1} \sum [(\sigma_{ri} - \mu)^2 n_i]} \quad (10)$$

式中, n 为有效数据个数; m 为配对应力水平个数; σ_{ri} 为第 i 级应力; v_i 为第 i 级应力水平下有效数据个数; n_p 为配对总数; σ_{ri} 为 σ_i 和 σ_{i+1} 的算数平均数; n_i 为对应应力水平下对子个数。

将试样在任意应力水平 σ_i 下, 超出 10^7 次循环的概率记为 P (存活概率), 置信度表示待测值以一定概率落于真实值的程度。在小子样升降法中, 假设疲劳强度服从正态分布, 则在任意存活概率 P 下的疲劳极限 σ_p 、某一置信度 γ 下的单侧疲劳极限取值 σ_γ 以及联合考虑 P 与 γ 的单侧疲劳极限取值 $\sigma_{p-\gamma}$ 可以按照下列公式计算^[20]。

$$\sigma_p = \sigma_r + Z_p s \quad (11)$$

$$\sigma_\gamma = \sigma_r + t_{1-\gamma}(k-1)s \quad (12)$$

$$\sigma_{p-\gamma} = \sigma_r + [Z_p + t_{1-\gamma}(k-1)]s \quad (13)$$

式中, Z_p 为标准正态分布在存活概率为 P 时的百分位值; $t_{1-\gamma}(k-1)$ 为显著水平为 $1-\gamma$ 、自由度为 $k-1$ 时的 t 分布函数值。

依据上述公式, 对升降法疲劳试验数据进行处理, 即可得到给定存活概率和置信度下的疲劳极限, 进而可以求得试样在指定疲劳寿命基数 N_0 下的概率疲劳极限。

3.2 空管概率疲劳极限

根据空管疲劳极限试验数据, 可以求得空管状态下管路疲劳极限均值和标准差。标准差是用来表示数据分散性的参数。但标准差只与数据偏离平均值的大小有关, 而与每个个体的数值大小无关, 因此, 需要引入变异系数 C_v 用以表示个体数据偏离平均值的程度, 即

$$C_v = \frac{s}{\sigma_r} \quad (14)$$

本文假定疲劳极限服从正态分布, 依据 t 频率函数分布理论, 可以得到母体中值疲劳极限的区间表达式^[21]为

$$\sigma_r - t_\gamma \frac{s}{\sqrt{n}} < \mu < \sigma_r + t_\gamma \frac{s}{\sqrt{n}} \quad (15)$$

因此, 试样疲劳极限与母体疲劳极限的误差范围为

$$-\frac{st_\gamma}{\sigma_r \sqrt{n}} < \frac{\mu - \sigma_r}{\sigma_r} < \frac{st_\gamma}{\sigma_r \sqrt{n}} \quad (16)$$

引入变量 δ 表示疲劳极限相对误差(取绝对值), 即

$$\delta < \frac{st_\gamma}{\sigma_r \sqrt{n}} \text{ 或 } n < \left(\frac{st_\gamma}{\delta \sigma_r} \right)^2 \quad (17)$$

当 σ_r, s, n 满足式(17)条件时, 以子样疲劳极限来代替母体疲劳极限, 有 γ 的置信度, 并且相对误差不超过 $\pm\delta$ 。 δ 一般取 5%。在给定相对误差 δ 与置信度 γ 的情况下, 可以得到对应子样中最少观测个数 n , 也可通过查找置信度 γ 、误差限度 δ 与最少有效试样个数^[19]。结合上述分析, 将升降法测得的疲劳极限数据点和成组试验法测得的有限疲劳寿命数据点合并在一起代入式(9)和式(10), 可以得到空管的中值疲劳极限 $\sigma_r = 154.3\text{MPa}$, 标准差为 3.9MPa 。

由于本文将升降法试验数据进行了配对, 即相当于人为减小了数据的分散性, 根据成对数据估算出的疲劳极限, 与原样本母体(无配对)标准差的无偏估计会存在一定的误差^[21]。表8分别讨论了采用配对和无配对两种处理方法时, 计算出存活率为 50% 时疲劳极限标准差估计, 供工程参考。

表8 配对处理对的疲劳极限估计的影响

Table 8 The effect of pairing treatment on fatigue limit estimation

工况	存活 概率/%	配对后 疲劳极限/MPa	配对 标准差/MPa	无配对 标准差/MPa
空管	50	154.3	3.9	6.2
充压管	50	147.5	7.07	10.7

上述结果为中值疲劳极限,即存活概率为50%,该概率不能保证结构在使用过程中充分安全。因此,需要在考虑存活概率与置信度基础上,进行结构的概率疲劳极限分析。根据式(13)可以求得典型存活概率 P 和置信度 γ 下的概率疲劳极限 $\sigma_{P-\gamma}$ 估计值,以评判不同应力状态下管路应力严苛程度,见表9。表中第4列为 t 分布函数的数值,由显著度 $1-\gamma$ 和自由度确定,为配对数减1(本文的疲劳数据配对数为7)。

表9 空管典型概率下的疲劳极限值

Table 9 Fatigue limit stress under typical probability of empty tube

存活概率 P	Z_p	置信度 $\gamma\%$	函数值 $t_{1-\gamma}(6)$	疲劳极限 $\sigma_{P-\gamma}/\text{MPa}$
0.5	0	90	-1.943	146.701
		95	-2.447	144.734
		99	-3.707	139.815
0.9	-1.282	90	-1.943	141.697
		95	-2.447	139.729
		99	-3.707	134.811
0.99	-2.326	90	-1.943	137.622
		95	-2.447	135.654
		99	-3.707	130.736
0.999	-3.090	90	-1.943	134.639
		95	-2.447	132.672
		99	-3.707	127.753
0.9999	-3.719	90	-1.943	132.184
		95	-2.447	130.216
		99	-3.707	125.298

3.3 充压管概率疲劳极限

同理,根据充压管路疲劳极限试验数据,对充压管路进行概率疲劳极限分析。充压(13.5MPa)状态下,由于循环应力非对称,基于应力修正方法以及式(9)和式(10)得到中值疲劳极限为147.5MPa,标准差为7.07MPa。求得典型存活概率 P 和置信度 γ 下的概率疲劳极限 $\sigma_{P-\gamma}$,见表10。

4 结论

本文开展了航空发动机燃油管路在空管和充压两种状态下的旋转弯曲疲劳试验研究,得到如下结论:

(1)改进了导管旋转弯曲疲劳试验方法,采用两路应变方法,监测了偏心旋转过程中由惯性引起的动态应力,同时还避免了安装应力,基于Gerber模型对内压导致的非对称循环载荷进行了应力修正。

(2)采用升降法完成直径为25.4mm、壁厚为0.78mm、

表10 充压管路典型概率疲劳极限值

Table 10 Fatigue limit stress under typical probability of pressurized tube

存活概率 P	Z_p	置信度 $\gamma\%$	函数值 $t_{1-\gamma}(6)$	疲劳极限 $\sigma_{P-\gamma}/\text{MPa}$
0.5	0	90	-1.943	133.763
		95	-2.447	130.1997
		99	-3.707	121.2915
0.9	-1.282	90	-1.943	124.6993
		95	-2.447	121.136
		99	-3.707	112.2278
0.99	-2.326	90	-1.943	117.3182
		95	-2.447	113.7549
		99	-3.707	104.8467
0.999	-3.090	90	-1.943	111.9167
		95	-2.447	108.3534
		99	-3.707	99.44521
0.9999	-3.719	90	-1.943	107.4697
		95	-2.447	103.9064
		99	-3.707	94.99818

ANSI 321 材料的燃油管路结构旋转弯曲疲劳极限试验测定。结果表明,空管时,燃油导管的中值疲劳极限(50%的存活概率)为154.3MPa;充压(13.5MPa)状态下,由于循环应力非对称,基于应力修正方法得到中值疲劳极限为147.5MPa。

(3)获得了两种工况下管路疲劳失效形式的差异。空管为截面完全断裂破坏,充压管为泄漏破坏,破坏位置均在固定端的焊缝处。结合已有试验数据,继续补做高应力水平的疲劳寿命试验,基于幂函数模型分别获得了燃油管路在空管和充压两种状态下的 $S-N$ 曲线。

(4)采用统计方法对管路结构旋转弯曲疲劳极限进行了概率计算以及可靠性评估,计算得到的管路结构给定存活率和置信度下概率疲劳极限值 $\sigma_{P-\gamma}$,可以作为不同可靠度设计要求下的管路应力严苛值参考。



参考文献

[1] 崔德刚,鲍蕊,张睿,等.飞机结构疲劳与结构完整性发展综述[J].航空学报,2021,42(5): 71-92.
Cui Degang, Bao Rui, Zhang Rui, et al. Development of aircraft structural fatigue and structural integrity: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021,42(5):71-92. (in Chinese)
[2] 刘斌超,鲁嵩嵩,曾苇鹏,等.从金属材料疲劳性能的力学描述到飞机结构疲劳寿命评定:现状与展望[J/OL].(2023-07-

- 13). <http://kns.cnki.net/kcms/detail/42.1250.O3.20221009.1228.003.html>.
- Liu Binchao, Lu Songsong, Zeng Weipeng, et al. From mechanical description for metal fatigue properties to service life evaluation of aircraft structural components: Status and challenges[J/OL]. (2023-07-13). <http://kns.cnki.net/kcms/detail/42.1250.O3.20221009.1228.003.html>. (in Chinese)
- [3] 林建鸿, 王彬文. 飞机疲劳失效适航规章演变历程回顾[J]. 航空科学技术, 2022, 33(3): 39-51.
- Lin Jianhong, Wang Binwen. Review on evolution of airworthiness regulations for aircraft fatigue failure [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(3): 39-51. (in Chinese)
- [4] 潘陆原, 王占林, 张若青. 飞机高压液压管路系统特性研究[J]. 航空科学技术, 1999(4): 26-27.
- Pan Luyuan, Wang Zhanlin, Zhang Ruqing. Study on characteristics of aircraft high-pressure hydraulic piping system [J]. Aeronautical Science & Technology, 1999(4): 26-27. (in Chinese)
- [5] JSME S002-1981 Standard method of statistical fatigue testing[S]. Japan Society of Mechanical Engineers, 1981.
- [6] ASTM. Standard practice for statistical analysis of linear or linearized stress-life(S-N) and strain-life(e-N) fatigue data[S]. American Society for Testing and Materials, 1998.
- [7] Saito S, Kikuchi K, Onishi Y, et al. Development of piezoelectric ceramics driven fatigue testing machine for small specimens[J]. Journal of Nuclear Materials, 2002, 307(2): 1609-1612.
- [8] Taiki S, Takamoto I, Masao S, et al. Development of fatigue testing machine for small sized specimen in liquid environment [J]. Key Engineering Materials, 2017, 734: 185-193.
- [9] 刘国庆. 航空导管高温旋转弯曲疲劳试验机的设计[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2019.
- Liu Guoqing. Design of high-temperature rotary flexure fatigue testing machine for aircraft tube fittings[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2019. (in Chinese)
- [10] 常龙生. 飞机液压导管疲劳试验方法[J]. 航空标准化, 1980(4): 25-36.
- Chang Longsheng. Fatigue test method for aircraft hydraulic tubes [J]. Aviation Standardization, 1980(4): 25-36. (in Chinese)
- [11] 程小勇. 飞机液压导管疲劳实验与应力控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- Chen Xiaoyong. Study on fatigue test and stress control techniques of aircraft hydraulic pipelines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [12] 吴云峰, 李丁丁, 张萌, 等. 增压管路焊缝结构疲劳损伤试验与数值分析[J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43(7): 8-13.
- Wu Yunfeng, Li Dingding, Zhang Meng, et al. Experimental and numerical analysis of fatigue damage for welding structure of pressurized pipeline[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(7): 8-13. (in Chinese)
- [13] 张凌云, 罗祥瑞, 何建冬, 等. 附加铅块对航空导管旋转弯曲疲劳试验波峰峰值的影响[J]. 机床与液压, 2022, 50(10): 87-90.
- Zhang Lingyun, Luo Xiangrui, He Jiandong, et al. Effect of additional lead on the peak-to-peak value of the rotating bending fatigue experiment of the aviation duct[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(10): 87-90. (in Chinese)
- [14] 韦东豪, 文振华, 郭霄, 等. 面向航空发动机疲劳试验的静电监测方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(10): 38-44.
- Wei Donghao, Wen Zhenhua, Guo Xiao, et al. Research on electrostatic monitoring method for aeroengine fatigue test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(10): 38-44. (in Chinese)
- [15] Bai X, Liyang X, Ruijin Z, et al. Measurement and estimation of probabilistic fatigue limits using Monte-Carlo simulations [J]. International Journal of Fatigue, 2017, 95: 229-235.
- [16] Mahmud W, Abdullah M, Ariffin S, et al. Probabilistic scatter band with error distribution for fatigue life comparisons[J]. Experimental Techniques, 2017, 41(5): 505-515.
- [17] HB 6442—1990 飞机液压导管及连接件弯曲疲劳试验[S]. 中华人民共和国航空航天工业部, 1990.
- HB 6642—1990 Bending fatigue test of aircraft hydraulic tubes and connections[S]. Ministry of Aviation and Space Industry of the People's Republic of China, 1990. (in Chinese)
- [18] HB 6586—1992 螺栓螺纹拧紧力矩[S]. 中华人民共和国航空航天工业部, 1992.
- HB 6586—1992 Tightening torque of bolt threads [S]. Ministry of Aviation and Space Industry of the People's Republic of China, 1992. (in Chinese)
- [19] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

- Gao Zhentong. Applied statistics for fatigue[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1986. (in Chinese)
- [20] 杨新华, 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 2版. 武汉: 华中科技大学出版社, 2018.
- Yang Xinhua, Chen Chuanyao. Fatigue and fracture [M]. 2nd Edition. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology Press, 2018. (in Chinese)
- [21] 赵永翔, 何朝明, 杨冰. 改进的概率疲劳极限测定方法[J]. 机械工程学报, 2004(5): 53-57.
- Zhao YongXiang, He Zhaoming, Yang Bing. Improved methods for the measurements of probabilistic fatigue limits[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2004(5): 53-57. (in Chinese)

Test Method for Probabilistic Fatigue Limit of Aviation Engine Fuel Tubes

Liu Wei¹, Han Tianyu¹, Lyu Pengzhen¹, Guo Chuang²

1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China

2. AECC Sichuan Gas Turbine Research Institute, Chengdu 610599, China

Abstract: Determining the fatigue limit of tube is important for avoiding fatigue failure of aviation engine fuel structures. In this paper, the rotational bending fatigue tests were conducted on empty tubes and pressurized tubes (13.5MPa) respectively. Two strain gauges were used to monitor the dynamic stress caused by inertia during eccentric rotation. Based on the Gerber model, stress corrections were made to the asymmetric cyclic load caused by internal pressure, and the differences in the fatigue failure forms between the empty tubes and pressurized tubes were obtained. The fatigue limits and their standard deviations of the empty pipe and the pressurized pipe were determined through the data of up-down method. Based on the up-down method data, several fatigue tests under high stress levels are supplemented, and the $S-N$ curve of the two type tubes were fitted by the power function model. Finally, the probability statistical analysis method is used to process the test data, and the fatigue limits under different confidence levels and survival rates were obtained. The research results provide the reference for the stress severity values of aircraft fuel tubes design.

Key Words: rotational bending; up-down method; $S-N$ curve; confidence level; survival rate

Received: 2023-05-25; **Revised:** 2023-09-22; **Accepted:** 2023-10-27

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2018ZB53016)