

基于流-热-固耦合的受感部疲劳-蠕变寿命评估

齐海帆 贾文杰

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

摘要: 针对航空发动机高温流场受感部在多载荷耦合作用下结构可靠性难以量化评估的难题,建立了一种面向该结构的疲劳-蠕变耦合失效分析方法。基于单向流-热-固耦合方法评估受感部结构强度,结果表明其最高温度约850℃,最大静应力为209.4 MPa,随机振动最大应力为44.6 MPa。应用Basquin方程与Goodman修正模型评估高周疲劳损伤,获得疲劳循环数为 1.23×10^{18} ;利用Larson-Miller方程计算蠕变循环数为 1.03×10^9 。结合线性累积损伤模型分析多损伤耦合作用下的寿命,得出安全系数为2时使用寿命 ≥ 472.1 h,满足设计要求。该受感部已累计安全装机使用超过50 h。该方法实现了高温受感部失效的量化评估,为后续航空发动机高温受感部设计提供了技术支撑。

关键词: 受感部;流-热-固耦合;疲劳损伤;蠕变损伤

中图分类号: TN06 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.1040

Fatigue-creep life evaluation of the probe based on fluid-thermal-solid coupling

Qi Haifan Jia Wenjie

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To address the challenge of quantitatively evaluating the structural reliability of probe in high-temperature flow fields of aero-engines under multi-load coupling effects, a fatigue-creep coupled failure analysis method was developed specifically for this probe. Based on the one-way fluid-thermal-solid coupling method, the structural strength of the probe was evaluated. The results indicated a maximum temperature of approximately 850℃, a maximum static stress of 209.4 MPa, and a maximum random vibration stress of 44.6 MPa. The Basquin equation combined with the Goodman correction model was applied to assess high-cycle fatigue damage, yielding a fatigue cycle number of 1.23×10^{18} . The Larson-Miller equation was utilized to calculate a creep cycle number of 1.03×10^9 . By employing the linear cumulative damage model, the service life under the coupling of multiple damage mechanisms was analyzed. It was determined that with a safety factor of 2, the service life is ≥ 472.1 h, meeting the design requirements. In-engine verification demonstrates that the probe has safely operated for over 50 h. This method enables the quantitative assessment of high-temperature probe failure, providing a technical foundation for the future design of high-temperature probe in aero-engines.

Keywords: probe; flow-thermal-solid; fatigue damage; creep damage

0 引言

在航空发动机飞行与地面试验中,受感部作为关键测试元件,被广泛应用于特定截面流场参数(如温度、压力)的获取^[1]。该方法采用接触式测量原理,需直接伸入发动机流道内,因此不可避免地暴露于严苛的服役环境之中。其承受的多物理场载荷包括:高压高速气流产生的气动载荷、高温环境引发的热载荷,以及转子叶片等部件传递的高频振动载荷。此类复合载荷谱极易导致受感部发生结构损伤

或功能性失效,从而对飞行试验安全构成直接威胁^[2]。此外,受感部需全程伴随发动机完成所有飞行试验科目,其设计寿命要求通常需达数百小时。然而,受感部集成于发动机内部后,其工作状态监测与潜在损伤(如裂纹萌生)识别极为困难。受感部断裂往往呈现突发性特征,一旦发生,可能诱发发动机二次损伤,严重危及试飞安全。因此,精确评估受感部在复杂多场耦合载荷作用下的损伤演化机制,特别是高温受感部在极端环境下的长期服役可靠性,成为其结构设计与安全保障的核心挑战。以涡扇发动机低压涡轮

出口截面流场测量为例,该受感部需同步采集温度压力差异显著的内涵与外涵流场参数,这使得单支受感部需承受因巨大温差导致的显著热应力。同时,高温导致材料力学性能显著劣化,远低于常温下的材料指标。因此,对该类关键位置受感部的服役寿命预测与工作可靠性评估具有至关重要的工程意义。

目前,在受感部的结构设计、数值仿真及试验验证领域,已有较为成熟和广泛的研究成果。例如,赵义鋈等^[3]研究了受感部中常用的小温升传感器的校准方法;杨兆欣等^[4]研究了高速气流总温受感部恢复特性评估方法;贾文杰等^[5]运用流-热-固多物理场耦合方法指导受感部设计;张琦等^[6]探索了增材制造技术在受感部设计与制造中的应用;刘重阳等^[7]开发并验证了一种采用双层冷却腔结构的混合取样受感部;陶冶等^[8-9]则重点关注受感部的动态特性,研究了其模态分析方法。综合来看,现有研究主要集中在受感部的构型优化与仿真技术,尚未系统性地涉及其服役寿命的定量评估,更缺乏针对高温环境下受感部损伤演化机理与失效模式的专门研究。当前研制过程中,受感部的寿命验证普遍依据 GJB150.16A《军用装备实验室环境试验方法 第 16 部分:振动试验》规定的耐久性试验要求进行加速考核^[10]。然而,该方法存在显著局限:其试验环境为室温,无法有效模拟受感部在真实装机工况下所承受的复杂多场耦合载荷(如气动力、热载荷及振动载荷的综合作用),因而难以准确评估其在实际装机飞行环境中的结构完整性与长期可靠性。现有试验资源无法开展高温及气动力作用下的振动试验考核,无法通过试验考核高温受感部使用寿命,也并无通过仿真方法分析受感部使用寿命的相关研究。

针对上述问题,本文提出采用流-热-固耦合方法模拟真实装机状态所受气动力、热应力和振动应力下的载荷水平,并与经典疲劳-蠕变损伤模型结合,首次提出了一种通过数值仿真开展多物理场耦合作用下的受感部疲劳-蠕变寿命分析方法,为受感部结构的损伤演化与失效分析提供了实用化工具,弥补了现有研究中无高温受感部考核方法的不足。

1 流-热-固耦合分析

流-热-固多物理场耦合方法的核心目标在于分析流体载荷作用下的固体力学响应及其结构形变对流场的反馈效应^[11-12],其实现模式包含单向耦合与双向耦合两类。研究结果表明,受感部普遍采用高强度合金材料,在流场中的变形通常小于毫米量级,相对米量级的流体域,其变形可忽略不计;且双向流-热-固耦合需迭代求解 Navier-Stokes 方程、能量方程与结构动力学方程,对计算网格要求极高,而受感部仿真特征尺度差异大,全域耦合网格适应性差;单向耦合通过分步传递重要边界条件(流场计算输出温度场→固体传热分析→热应力分析),在保证热-力载荷传递精度的同

时,能够显著提升复杂工况迭代分析效率,因此本研究选用单向流-热-固耦合实施受感部结构强度仿真分析。

1.1 几何模型

面向发动机试飞测试需求设计的流场测试受感部结构如图 1~2 所示。受感部经由外涵机匣预设安装基座固装,延伸贯穿中介机匣定位孔并伸入内涵流道,实现受感部安装截面内涵/外涵总温、总压参数的同步采集。关键安装截面工况如表 1 所示。设计指标要求受感部服役寿命应 ≥ 200 h。

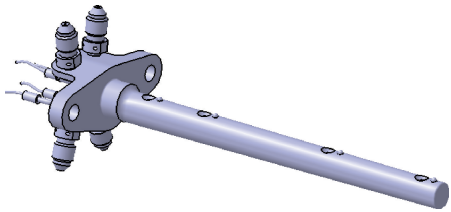


图 1 受感部几何模型

Fig. 1 The probe model

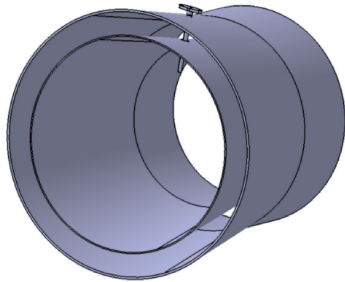


图 2 受感部装配示意图

Fig. 2 Assembly diagram of the probe

表 1 进出口环境参数

Table 1 Inlet and outlet environment parameters

序号	测量截面	气流最大速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	动压/ kPa	总温/ $^{\circ}\text{C}$	总压/ kPa
1	外涵	270	93	$-60\sim 250$	$0\sim 400$
2	内涵	285	34	$-60\sim 850$	$0\sim 350$

1.2 流场分析

首先使用计算流体动力学(computational fluid dynamics,CFD)方法对受感部进行流场分析,选择 Fluent 中的压力求解器,湍流模型为 SST k-W,求解采用 SIMPLEC 方法和标准壁面函数,压力进口/出口边界条件,进口条件参数按照表 1 设置,出口为常温常压。在 Fluent 中进行流场仿真,获取受感部表面压力和温度数据。网格为四面体网格,并对局部进行加密处理,根据网格无关性验证结果,选择的网格数量为 138 万节点,743 万网格单元,计算域及网格划分如图 3 所示。

计算结果残差均收敛至 10^{-6} ,如图 4 所示为流固耦合交界面静压分布云图,可以看出,气流滞止于迎风面,因此

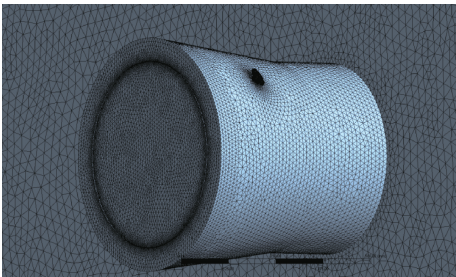


图 3 网格示意图

Fig. 3 Diagram of the mesh

迎风面压力最高,约等于进口总压;受感部在外涵流道的部分压力高于内涵,两侧气流绕过受感部,因此两侧静压最小,符合圆柱扰流流动特征。

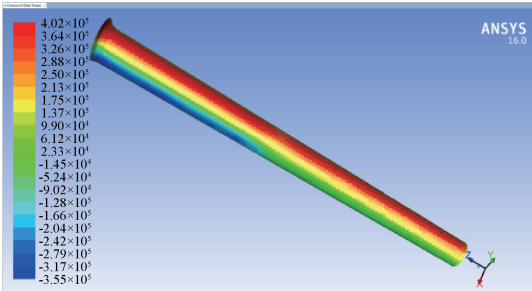


图 4 迎风面压力分布云图

Fig. 4 Contour of the windward pressure distribution

1.3 热-固耦合分析

受感部主体同时位于内涵的高温流场和外涵的低温流场中,所受的温度和压力差别较大,将图 4 中 CFD 仿真得到的压力载荷与温度载荷作为输入参数,导入 Steady-State Thermal 模块中分别进行热载荷与气动载荷分析。该受感部由 GH3128 材料制成,材料密度为 8 810 kg/m³,能够在 950℃ 以长期稳定可靠使用,泊松比 0.33,各温度下弹性模量如表 2 所示,其中 E 为材料弹性模量。

表 2 GH3128 不同温度下弹性模量

Table 2 Elastic modulus of GH3128 at different temperatures

温度/℃	E/GPa	温度/℃	E/GPa
15	208	400	191
100	205	600	187
200	202	800	162
300	198	900	152

设置有限元分析中的受感部网格单位尺寸与 CFD 计算中的保持一致,采用四面体网格划分,共划分 9.6 万网格单元。将 CFD 仿真结果导入 Steady-State Thermal 模块。在进行热应力计算前,需要先参考材料手册设置 GH3128 材料的线膨胀系数和热导率,然后进行受感部温度计算,导入后的受感部主体温度如图 5 所示,内涵温度最高约为

850℃,外涵最低温度约为 250℃,可以看出,在内外涵之间形成了明显的温度梯度,因此会导致热应力的产生。除此之外,将上一步 CFD 计算出的流-固耦合交界面的压力参数导入有限元分析模块,作为施加在受感部表面的压力载荷,如图 6 所示。

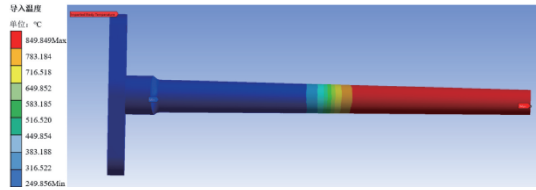


图 5 靶体温度云图

Fig. 5 Temperature contour of the probe

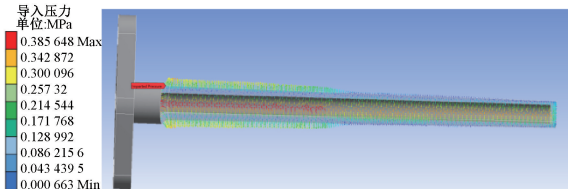


图 6 靶体压力载荷示意图

Fig. 6 Diagram of the probe pressure load

在完成上述步骤后,对受感部安装座部位施加固定约束,开展热载荷和气动载荷下的受感部强度分析,计算结果如图 7 所示,最大应力为 209.4 MPa。图 8 为靶体背风面温度分布云图,可以看出,最大应力点位于受感部背风面内外涵交界面处,此处有较大的温度梯度,因此该处最大应力是由于温度梯度产生,在有限元软件中捕捉到的此处位置的温度约为 450℃,因此将该处应力最大点处作为寿命考核点 1(即图 7 云图中标记的应力 MAX 位置点)。

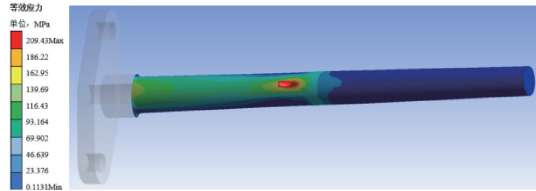


图 7 应力分布云图

Fig. 7 Contour of the stress distribution

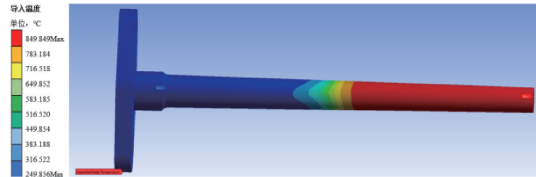


图 8 靶体背风面温度分布云图

Fig. 8 Contour of the backward temperature distribution

图 9 为迎风面应力分布云图,迎风面最大应力为 65 MPa,最大应力点位于受感部内外涵交界面靠近内涵一侧,同样是由于较大的温度梯度所产生的热载荷,虽然此处

应力小于背风面,但在有限元软件中统计出的该处受感部主体温度约为 780℃,材料性能远低于 450℃ 下的材料性能,因此以该处作为受感部的寿命考核点 2(即图 9 中标记的应力为 65.022 MPa 位置点)。

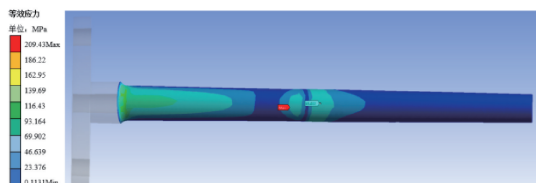


图 9 迎风面应力分布云图

Fig. 9 Contour of the windward stress distribution

1.4 随机振动应力分析

基于静强度分析结果,在 ANSYS Modal 模块中执行预应力模态分析。参照 GJB150.16A 标准规定的涡轮发动机振动环境功率谱密度(power spectral density, PSD)谱型,选择高/低压转子前两阶转频成分构建激励谱。选取最大连续状态对应振动环境功率谱密度作为随机振动输入载荷,开展受感部非定常动力学响应分析。随机振动应力分布如图 10 所示,结果表明,在 99.73% 置信度下,受感部主体骨架最大等效应力为 44.6 MPa,应力集中位于受感部根部区域。

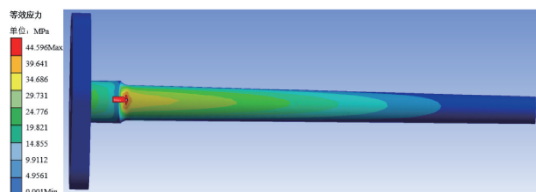


图 10 随机振动应力分布云图

Fig. 10 Contour of the random vibration stress distribution

2 损伤及失效分析

2.1 评估方法

1) 疲劳损伤评估

受感部安装于发动机流道内部,在承受的多种循环载荷的持续作用下,受感部的特定高应力区域会逐渐产生损伤并逐渐累积,进而引发性能衰减、裂纹萌生与扩展,甚至发生断裂,此类失效模式被定义为疲劳失效,而疲劳寿命的概念也由此衍生^[13]。

从宏观角度看,疲劳破坏可根据发生时应力循环次数的不同,分为高周疲劳和低周疲劳两类:高周疲劳受应力幅主导,材料在循环应力水平低于屈服强度的条件下,以弹性变形为主要特征,几乎不产生塑性变形,通常需经历 10^5 次以上循环才会发生失效,因此具有相对较长的疲劳寿命。低周疲劳则多见于材料承受接近或超过屈服强度的应力水平时,其失效往往发生在少于 10^5 次循环的情况下,疲劳寿命相对较短。近年来,学界针对疲劳寿命预测展开了广泛

研究。在计算模型方面,低周疲劳主要采用 Manson-Coffin 模型,高周疲劳则以 Basquin 方程为主要求解工具。其中, Manson-Coffin 模型的表达式为:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (1)$$

式中: $\Delta \epsilon$ 为塑性应变幅值, σ'_f 为疲劳强度系数。对于 GH3128 高温合金材料,文献[14]中通过试验得到的 GH3128 在 850℃ 下的疲劳强度系数为 950 MPa; b 为疲劳强度指数,文献[14]中通过试验得到的疲劳强度指数为 -0.076,由于缺乏材料在其余温度下的相关参数,因此本文中全部取 850℃ 下的参数做保守计算; ϵ'_f 为疲劳塑性系数; c 为疲劳塑性指数; N_f 为疲劳破坏时的循环数。

Basquin 方程表述为:

$$S_a = \sigma'_f (2N)^b \quad (2)$$

式中: S_a 为对称循环的应力幅值, N 为循环数。

2) 蠕变损伤评估

除此之外,从表 1 可以看出,受感部工作环境局部温度超过 800℃,超过材料熔点温度的 50%,蠕变损伤不可忽略,因此需要对其蠕变失效进行评估。应用最多的蠕变损伤方法主要为 Larson-Miller 参数法,其表达式为:

$$P(\sigma) = T(\lg t_c + d) \quad (3)$$

式中: $P(\sigma)$ 为热强参数, t_c 为断裂时间, d 为与材料相关的常数, T 为温度。

热强参数 $P(\sigma)$ 与应力的关系表述为:

$$P(\sigma) = a_0 + a_1 \lg \sigma + a_2 (\lg \sigma)^2 + a_3 (\lg \sigma)^3 \quad (4)$$

式中: $a_0 \sim a_3$ 为表征材料特性的无量纲参数, σ 为应力。

将式(3)代入式(4)中,即可获得 Larson-Miller 持久方程:

$$\lg t_c = b_0 + b_1/T + b_2 x/T + b_3 x^2/T + b_4 x^3/T \quad (5)$$

式中: $x = \lg \sigma$, $b_0 \sim b_4$ 为材料特性参数。

3) 损伤累计理论

从受感部工作环境可以看出,受感部同时受到疲劳和蠕变损伤,因此可以按照基于 Miner 损伤法则和 Robinson 损伤法则的时间-寿命分数法,将上述两种损伤作为两个不相关的变量进行线性累加,即为疲劳-蠕变损伤。该方法表述为:

$$D_{\text{total}} = \sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N_i} + \sum_{j=1}^m \frac{t_j}{T_j} \quad (6)$$

式中: D_{total} 为总损伤量,当 $D_{\text{total}} \geq 1$ 时,认为结构发生失效。

$\sum_{i=1}^n \frac{n_i}{N_i}$ 为疲劳损伤, $\sum_{j=1}^m \frac{t_j}{T_j}$ 为蠕变损伤。

2.2 疲劳损伤分析

查阅材料手册可知, GH3128 材料在 780℃ 下的抗拉强度为 440 MPa,屈服强度约为 300 MPa,经过流-热-固耦合得到的应力幅值约为 52.3 MPa,属于低应力幅值载荷;除此之外,受感部安装在发动机低压涡轮出口截面,主要受高压转子转速影响,高压转子最大转速为 303 Hz,年循环次

数约为 9.5×10^9 , 远大于高周疲劳界定阈值 10^5 。因此, 受感部所受应力水平属于高周疲劳范畴, 受感部应力幅值远小于材料屈服强度, 裂纹萌生是主要失效机制, 符合 Basquin 方程的“裂纹萌生-扩展”失效模型, 因此采用 Basquin 方程进行高周疲劳分析。

除此之外, 受感部安装在发动机流场中, 受到气动载荷、温度载荷和由转子转动引发的振动载荷, 其中气动载荷、温度载荷属于非对称载荷, 振动载荷主要是由转子周期转动所产生, 为对称循环载荷, 总载荷属于非对称高周循环载荷, 因此采用 Goodman 修正模型将非对称应力转换为等效对称应力, 该方程表示为:

$$\frac{\sigma_{a,e}}{\sigma_f} = \frac{\sigma_a}{\sigma_f} \times \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_{UTS}}\right) \tag{7}$$

该公式的修正原理为, 假设材料的疲劳极限随着平均应力 σ_m 的增加而线性降低, 适用于高温合金材料, 通过引入抗拉强度 σ_{UTS} , 将非对称循环应力载荷等效为对称循环应力幅 $\sigma_{a,e}$, 从而直接用 Basquin 方程求解疲劳损伤。修正参数及最终得到的 2 个考核点下受感部疲劳寿命如表 3 所示。其中, σ_{max} 和 σ_{min} 分别为最大和最小应力, σ_a 为应力幅值。

表 3 疲劳损伤计算

Table 3 Calculation of fatigue life

序号	参数项	考核点 1	考核点 2
1	σ_{max}/MPa	254	109.6
2	σ_{min}/MPa	164.8	20.4
3	σ_m/MPa	209.4	65
4	σ_a/MPa	44.6	44.6
5	σ_{UTS}/MPa	720	440
6	$\sigma_{a,e}/\text{MPa}$	31.63	38.01
7	σ'_f/MPa	950	950
8	N	1.39×10^{19}	1.23×10^{18}

2.3 蠕变损伤分析

采用 Larson-Miller 方程计算受感部的蠕变损伤。航空材料手册中给出的 GH3128 材料热强参数综合方程为:

$$\lg \sigma = 5.88 - 0.1863 \times P \tag{8}$$

式中: $P = T \times (16.6 + \lg t_c) \times 10^{-3}$, 计算出受感部在不同考核点的蠕变寿命及按照发动机转子转速折算出的可用循环数如表 4 所示。

表 4 蠕变损伤计算

Table 4 Calculation of creep life

序号	参数项	考核点 1	考核点 2
1	σ_{max}/MPa	254	109.6
2	最大响应点温度/ $^{\circ}\text{C}$	450	780
3	蠕变寿命/h	1.58×10^9	945
4	循环数	1.72×10^{15}	1.03×10^9

对比两个考核点下的材料蠕变寿命, 可以看出, 蠕变损伤主要由温度决定, 当随着受感部体温度的升高, 材料的蠕变寿命迅速降低, 这与现有研究相符。

2.4 疲劳-蠕变损伤分析

由于受感部研制需求中, 只提供了最大状态点工作参数, 缺少其他发动机状态下的相关工况数据, 因此本文采用时间-寿命分数法计算受感部的疲劳-蠕变损伤^[15], 可得最大状态下考核点 1 和考核点 2 疲劳-蠕变寿命分别为 1.58×10^9 h 和 944.2 h, 考虑到该方法并未考虑到疲劳和蠕变的交互作用, 如高温下循环载荷导致的蠕变加速等影响, 因此对计算结果取安全系数 2, 折算出的受感部使用寿命为 <472.1 h, 且考虑到受感部在其他状态下的工作载荷远小于发动机最大状态下的载荷, 因此所设计的受感部满足指标要求, 且具有较大的安全裕度。

2.5 应用效果

按照本研究的设计方法设计的受感部实物如图 11 所示, 将所研制的受感部按照 GJB GJB150.16A《军用装备实验室环境试验方法 第 16 部分: 振动试验》进行大气环境下的寿命加速考核振动试验, 试验换算受感部使用寿命 <200 h; 试验后对受感部主体和焊接位置进行 X 光探伤, 对引气管路进行气密性测试, 耐久试验考核后受感部状态良好。将受感部装机后进行飞行试验验证, 截止目前已安全运行超过 50 h, 试验中测得的最高温度 $<752^{\circ}\text{C}$, 受感部工作状态良好, 验证了本研究的基于流-热-固耦合的受感部损伤及失效方法的有效性, 解决了高温受感部可靠性和耐久性难以评估的问题, 可为后期同类型高温受感部的设计提供参考。

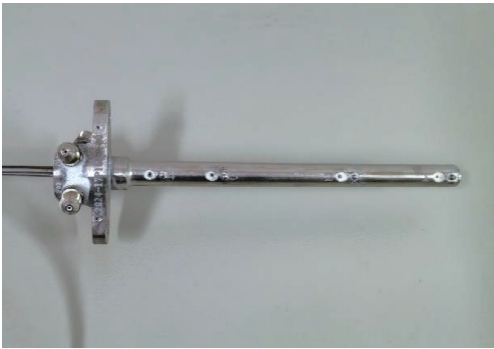


图 11 受感部实物图

Fig. 11 Physical diagram of the probe

3 结 论

使用流-热-固耦合方法对某型发动机飞行试验用受感部使用寿命进行评估, 具体结论如下:

设计了一种用于某发动机流场测量的高温受感部, 能同时测量内涵和外涵流场的总温和总压参数, 受感部设计寿命 <200 h。

使用流-热-固耦合方法对受感部结构强度进行评估,

发现受感部最高温度约为 850℃;最大应力为 209.4 MPa;对受感部进行随机振动分析,最大应力为 44.6 MPa。

根据计算结果判定受感部所疲劳类型为高周疲劳,因此采用 Basquin 方程和 Goodman 修正模型计算材料高周疲劳损伤,发现在两个考点下的受感部可用疲劳循环数为 1.23×10^{18} ;采用 Larson-Miller 方程计算受感部的蠕变损伤,采用损伤线性累加模型对受感部在疲劳-蠕变综合作用下的损伤和使用寿命进行分析,发现安全系数为 2 时的受感部使用寿命约为 <472.1 h,满足 <200 h 使用寿命的要求。

将所设计的受感部加工后进行装机验证截止目前已安全使用超过 50 h,验证了本研究的可靠性。

参考文献

- [1] 赵俭,杨永军. 气流温度测量技术[M]. 北京: 中国标准出版社, 2017: 1-2.
ZHAO J, YANG Y J. Airflow temperature measurement technology [M]. Beijing: China Standards Press, 2017: 1-2.
- [2] 贾文杰. 基于流-热-固耦合的航空发动机尾气采样装置设计[J]. 科学技术与工程, 2023, 23(19): 8443-8448.
JIA W J. Design of aero-engine exhaust gas sampling device based on thermos-hydro-mechanical interaction[J]. Science Technology and Engineering, 2023, 23(19): 8443-8448.
- [3] 赵义鋈,王筱庐,李泽涛,等. 气流小温升校准方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2025, 46(3): 9-19.
ZHAO Y J, WANG X L, LI Z T, et al. Research on the calibration method of low temperature rise airflow[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2025, 46(3): 9-19.
- [4] 杨兆欣,顾正华,张文清. 高速气流总温探针恢复特性评估技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2021, 41(8): 122-129.
YANG ZH X, GU ZH H, ZHANG W Q. Research on the recovery characteristics evaluation of total temperature probe in the high-speed airflow [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 41(8): 122-129.
- [5] 贾文杰. 基于流-固耦合的受感部设计[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(25): 11250-11255.
JIA W J. Research on measuring rake design based on fluid-structure interaction[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(25): 11250-11255.
- [6] 张琦,薛文鹏,宋江涛,等. 3D 打印在航空发动机压力受感部设计中的优势[J]. 中国测试, 2023, 49(5): 89-96.
ZHANG Q, XUE W P, SONG J T, et al. Advantages of 3D printing in aeroengine pressure sensing part design[J]. China Measurement & Test, 2023, 49(5): 89-96.
- [7] 刘重阳,齐东东,冯大强,等. 加力燃烧室试验燃气分析取样探针设计与验证[J]. 推进技术, 2023, 44(5): 138-148.
LIU CH Y, QI D D, FENG D Q, et al. Design and verification of gas sampling probe for afterburner test[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(5): 138-148.
- [8] 陶冶,田琳,张帅. 一种复合结构航空受感部模态仿真方法[J]. 机械研究与应用, 2017, 30(6): 90-91,95.
TAO Y, TIAN L, ZHANG SH. A modal simulation method of aero measuring rake with composite structure[J]. Mechanical Research & Application, 2017, 30(6): 90-91,95.
- [9] 陶冶,田琳,张永峰. 基于 ANSYS 的航空发动机受感部模态分析法[J]. 机械研究与应用, 2013, 26(2): 27-29.
TAO Y, TIAN L, ZHANG Y F. Model analysis method of measurement rake in aeroengine based on ANSYS[J]. Mechanical Research & Application, 2013, 26(2): 27-29.
- [10] 董江,文敏,郭海东,等. 一种航空发动机受感部构件寿命曲线的确定方法及试验验证[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(7): 2923-2929.
DONG J, WEN M, GUO H D, et al. Method for determining the fatigue curve of rake components in aeroengine and test verification[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(7): 2923-2929.
- [11] 杜世龙. 多物理场作用下燃气轮机用温度传感器的应力场仿真研究[D]. 天津: 河北工业大学, 2021.
DU SH L. Simulation study on the stress field of temperature sensors for gas turbine under multi physical fields [D]. Tianjin: Hebei University of Technology, 2021.
- [12] 毛家龙,刘清倦,潘旭,等. 机载探空温度传感器设计与研究[J]. 电子测量技术, 2024, 47(13): 1-9.
MAO J L, LIU Q J, PAN X, et al. Design and research of airborne radiosonde temperature sensor[J]. Electronic Measurement Technology, 2024, 47(13): 1-9.
- [13] CHEN H S, WANG Y Q, DU W Q, et al. Fatigue-creep interaction based on continuum damage mechanics for AISI H13 hot work tool steel at elevated temperatures[J]. Journal of Iron and Steel Research International, 2018, 25: 580-588.
- [14] 王浩阳. 发动机高温部件陶瓷涂层与合金的损伤及疲劳性能研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2024.
WANG H Y. Research on damage and fatigue properties of ceramic coatings and alloys in high-temperature engine components [D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2024.
- [15] 陈鉴朋. 航空发动机高压涡轮转子叶片的疲劳-蠕变寿命分析[D]. 沈阳: 东北大学, 2022.
CHEN J P. Fatigue-creep life analysis of aeroengine high pressure turbine rotor blades [D]. Shenyang: Northeastern University, 2022.

作者简介

齐海帆(通信作者),硕士研究生,高级工程师,主要研究方向为航空发动机飞行试验及地面试验技术。
E-mail: qihai fan020520133@163.com
贾文杰,硕士研究生,工程师,主要研究方向为航空发动机整机地面试验测试技术。
E-mail: 544934662@qq.com