

涡轴发动机整机吞砂试验及性能退化评估

刘 伟, 张 贇

(海军航空大学 航空基础学院, 山东 烟台 264001)

摘 要: 为系统掌握砂尘侵蚀对涡轴发动机整机和零部件的影响, 分析了国内外整机吞砂试验条款的差异及适用性, 开展了某涡轴发动机整机吞砂试验研究。依据气动热力过程约束方程和发动机整机匹配约束条件, 建立了涡轴发动机试验数据快速评估模型, 完成了整机及各部件性能退化评估, 并利用公开文献数据进行了对比分析。结果表明: 功率和耗油率随吞砂时间呈二次函数规律退化, 吞砂 10 h 功率损失 10.2%, 耗油率升高 3.2%; 吞砂造成压气机一级叶片弦长变短 0.7%~3.4%、厚度减薄 1.0%~3.0%。压气机流量下降 4.1%、效率下降 3.1%、增压比下降 4.5%; 燃气涡轮冷却气膜孔存在轻微堵塞和表面烧蚀, 冷气量减少 1.5%, 效率下降 0.5%; 而动力涡轮效率因叶片表面光洁度提高有小幅提升。

关 键 词: 涡轴发动机; 吞砂试验; 评估模型; 损伤机理; 砂尘防护

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Sand ingestion test and performance degradation evaluation of turboshaft engine

LIU Wei, ZHANG Yun

(Naval Aeronautical University, Aviation Foundation College, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: In order to grasp the effect of sand and dust erosion on the turboshaft engine, the differences and applicability of the sand ingestion test terms at home and abroad were analyzed. The sand ingestion test of a turboshaft engine was implemented and investigated. A rapid test data evaluation model of turboshaft engine was established based on the aero-thermodynamic equations and engine matching constraint. The method was used to evaluate the performance degradation of overall unit and components, which was validated using data from other references. The results indicated that the power and fuel consumption rate degradation presented a quadratic function law. The output power degradation was 10.2% and specific fuel consumption degradation was 3.2% after 10 h of sand ingestion. The chord length of the compressor first stage blade became shorter by 0.7%—3.4% and the thickness was reduced by 1.0%—3.0%, which resulted in the compressor flow rate decrease by 4.1%, the efficiency decrease by 3.1% and the pressure ratio decrease by 4.5%. The turbine cooling hole had slight blockage and ablation, the cooling air volume was reduced by 1.5%, and the gas turbine efficiency was reduced by 0.5%. The power turbine efficiency had a slight improvement due to blade smoothness.

Keywords: turboshaft engine; sand ingestion test; evaluation model; damage mechanism; sand protection

收稿日期: 2021-06-06

基金项目: 山东省自然科学基金(ZR2020ME125)

作者简介: 刘伟(1987—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机总体设计及试验研究。

通信作者: 张贇(1983—), 男, 教授, 博士, 主要从事航空发动机故障诊断及试验研究。E-mail: hjhy_zy@126.com

引用格式: 刘伟, 张贇. 涡轴发动机整机吞砂试验及性能退化评估[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 127-133. LIU Wei, ZHANG Yun. Sand ingestion test and performance degradation evaluation of turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 127-133.

直升机经常在沙漠或戈壁地区执行任务, 这些地区含有大量的砂石和灰尘, 当直升机在起飞、悬停或低空飞行时, 沙尘受到自然风或旋翼下洗气流的作用飘浮在空气中, 被涡轴发动机进气道吸入。大的砂粒可能会造成压气机叶片磨蚀或裂纹, 小的砂粒可能会造成涡轮气膜孔堵塞, 降低冷却效果并引起叶片烧蚀, 给发动机耐久性和安全性带来不利影响。在 20 世纪 90 年代“沙漠风暴”行动中, 美军 UH-60、AH-64、CH-53 等多型直升机发动机就因吸入大量沙尘遭受了严重的结构损伤和性能损失, 造成大批量发动机使用寿命从设计值的 3 000 h 缩短为 108 h^[1]。尽管这些发动机装有进气粒子分离器或进气过滤网, 但仍出现叶片裂纹、滑油污染、轴承磨损、涡轮叶片烧蚀等问题, 发动机性能很快降低到可接受的最低水平线以下, 功率损失达到 25%, 耗油率升高近 15%, 这都严重制约了直升机的任务遂行和作战性能^[2]。

国外很早就意识到沙尘侵蚀对发动机的危害并开展了大量的研究工作。在 20 世纪 60 年代, 美国在 CH-46 运输直升机上对 T58-GE-8B 涡轴发动机开展了自然环境下的沙尘试验, 模拟沙尘浓度达到 315 mg/m^3 , 试验表明压气机一级转子叶片前缘卷曲、静子叶片尾缘切削、离心扩压器磨损, 冷却通道堵塞, 涡轮叶片烧蚀, 可调导叶作动器卡滞, 沙尘造成发动机功率大幅衰减, 稳定裕度降低, 难以继续执行快速机降任务^[3]。根据实践经验, 美国通用电气公司研制了整体式粒子分离器^[4], 并被首次应用于 T700 涡轴发动机, 使发动机在沙尘环境中的运行时间从 113 h 延长至 374 h, 功率损失降低了 9.5%、耗油率节省了 12.5%。Bojdo、Filippone 等^[5-7]研究了直升机发动机三种典型的沙尘过滤装置(涡流管分离器、屏障过滤网和预旋粒子分离器), 并以 Turmo III C 涡轴发动机为平台进行了对比测试, 结果显示, 涡流管分离器的分离效率稳定但安装体积和迎风面积较大, 屏障过滤网的压力损失会随时间不断增大, 需要频繁拆卸清洗, 而预旋粒子分离器在分离效率、质量、体积、压力损失、功能和可靠性之间达到最好的平衡, 从各类分离器中脱颖而出。Rhee 等^[8]开展了 10 h 小型辅助动力装置吞砂试验, 试验后离心叶轮轮毂磨损严重, 涡轮导向器尾缘磨损均匀, 叶尖间隙增加 1.1%, 整机耗油率升高 4.0%, 引气压力降低 5.0%。Murugan 等^[9]研究了材料与砂粒的微观作用机理以及高温叶片涂层的冲砂验证, 表明砂粒在高温燃气的作用下会融化并黏附在涡

轮冷却孔表面, 降低了冷却效果, 提出了采用多界面涂层结构以减少沙尘的附着和渗透。Dunn 等^[10]分别对 TF33 涡扇发动机和 J57 涡喷发动机进行了沙尘条件下的运行试验, 测得试验后压比、燃气涡轮排气温度和耗油率均有恶化, 在高海拔情况下容易发生喘振和熄火。Walsh 等^[11-12]从引气压力、冷却孔数量、冷却孔排列等方面研究了沙尘对涡轮冷却孔的详细影响, 并提出了抑制气膜孔堵塞的改进措施。Ghenaiet 等^[13-14]开展了单级轴流压气机吸砂仿真与试验, 结果表明在吸砂 9 h 后叶片前缘钝化, 叶片压力侧出现侵蚀磨损, 叶尖间隙扩大, 叶片弦长变短, 效率和增压比分别降低 7.1% 和 9.5%。美国通用电气公司和法国赛峰公司在 T901 和 Aneto-1K 发动机研制中均采用了先进容砂技术, 比如先进粒子分离器、抗冲蚀蜂窝涂层结构、流通能力更强的冷却孔, 使沙尘分离效率提升了 10%, 粗砂分离效率达到 90%, 叶片循环寿命提高了 25%, 生产和维修成本降低了 35%, 显著提升了发动机环境适应能力。

近年来, 随着我国直升机全疆域使用要求的不断提高, 研发人员对涡轴发动机的环境适应能力更加重视。张鑫等^[15]研究了两种吞砂试验规范的差异。马昌等^[16]介绍了一种涡喷发动机吞砂试验装置, 阐述了吞砂设备、试验用砂配比和试验程序。何光宇等^[17]研究了叶片砂尘冲蚀涂层结构设计、制备方法以及考核体系等问题。但是, 由于沙尘侵蚀对发动机的危害是多方面的, 而国内数据积累较少, 难以作出准确量化。基于这种考虑, 本文对国内外涡轴发动机整机吞砂试验条款进行了对比分析, 开展了涡轴发动机整机吞砂试验研究, 建立了涡轴发动机试验数据快速评估模型, 依据公开文献数据, 评估获得了整机和部件性能的退化量, 为涡轴发动机防砂设计和沙尘环境下的使用提供技术支撑。

1 试验方法

1.1 试验要求

吞砂试验是涡轴发动机设计定型必须开展的试验项目之一。GJB242A-2018^[18]对涡轴发动机整机吞砂试验要求见表 1, 沙尘颗粒直径及比例分布见表 2。

表 1 和表 2 给出的试验标准与“沙漠风暴”行动中沙尘环境十分接近^[1], 对应着 5 级沙尘浓度, 实际上该要求是基于军用直升机可能遭遇的最恶

表 1 吞砂试验要求
Table 1 Test requirements of sand ingestion

参数	数值	
	固定翼机	旋翼机
质量浓度/(mg/m ³)	53	53
吞粗砂时间/h	0.5	50
吞细砂时间/h	1.5	54
功率损失/%	5	10
耗油率增加/%	5	10

表 2 砂尘颗粒尺寸和质量百分比
Table 2 Sand particle diameter and proportion distribution

颗粒尺寸/μm	质量百分比/%
0~75	5
75~125	15
125~200	28
200~400	36
400~600	11
600~900	3.5
900~1 000	1.5

劣的砂尘条件提出的。但是,应认识到发动机遭遇的砂尘环境和时间取决于配装的直升机类型及其应用场景。国外制造商在进行发动机吞砂试验时,也并未严格执行吞粗砂 50 h 和吞细砂 54 h,实际上所研制的发动机难以满足上述严苛要求。美国航空发动机联合使用规范 JSSG-2007 给出标准是,建议涡喷/涡扇发动机吞砂时间 2 h,允许推力损失 10%,耗油率增加 10%;建议涡轴/涡桨发动机吞砂时间 20 h,允许功率损失 10%,耗油率增加 10%。

1.2 试验装置

吞砂装置用来向发动机投放试验砂尘,需要尽可能地模拟发动机在实际使用中吸入砂尘的状态,见图 1。主要由砂桶、刮砂机构、进给机构、混合器、分配器、压缩空气管路、安装支架和测控系统组成。其工作原理为:电动机减速器驱动刮砂叶轮,在砂桶内匀速转动并匀速下行,叶轮拔出的砂尘从出砂口出来,进入外部输送 1#、2# 管路,被高压空气吹入气固混合器,在掺混器中砂尘与空气混合均匀,通过 10 条软管输送至分配器并从喷嘴中喷出。分配器是使砂尘喷入发动机进气道并与发动机进气道充分混合的装置,由进气分配管、环形外管、环形内管、喷嘴-反射器和支架等组成,见图 2。分配器中环形内管与发动

机进气道连接,外环上沿周向等间隔布置 10 个分配管,环形内管等面积分布 20 个喷嘴。气流与安装在喷嘴前面的反射器撞击后,砂尘分散并减速,最终被吸入发动机进气道,完成吞砂过程^[19]。

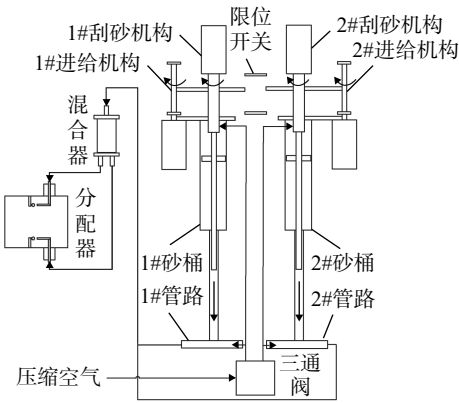


图 1 吞砂试验装置原理图^[19]
Fig. 1 Schematic of sand ingestion test device^[19]

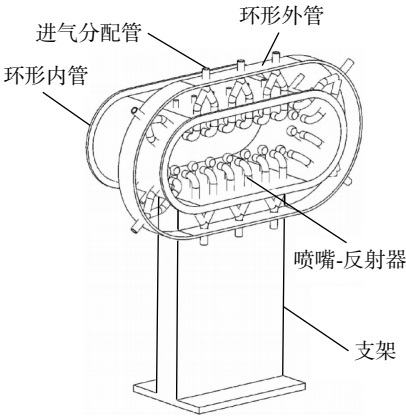


图 2 分配器结构示意图^[19]
Fig. 2 Schematic structure of distributor^[19]

将试验砂尘质量浓度 $\rho_s(\text{mg}/\text{m}^3)$ 换算成当前试验环境条件下的吞砂量 $m_s(\text{mg}/\text{s})$ 。

1) 计算当前试验条件下的空气密度 ρ

$$\rho = 1.225 \frac{p_0}{101\,325} \cdot \frac{288.15}{t_0 + 273.15} \tag{1}$$

式中 p_0 为大气压力; t_0 为大气温度。

2) 计算最大连续状态的进口体积流量 q_v

$$q_v = m/\rho \tag{2}$$

式中 m 为进口空气流量。

3) 计算当前试验条件下的吞砂量 m_s

$$m_s = 0.053q_v \tag{3}$$

由于电动机速控制精度为 $\pm 1\text{ r}/\text{min}$, 减速器输出转速控制精度为 $\pm 0.01\text{ r}/\text{min}$, 且电动机转速与

吞砂量成正比。因此,投砂量控制精度为 $\pm 1\%$,满足试验要求。

1.3 试验程序

按照规定程序开展吞砂试验,见图3。发动机在地面慢车和空中慢车状态分别运行3 min,随后加速至最大连续状态,在最大连续状态下开始吞砂。每个循环吞砂60 min,共进行10个循环,在吞砂过程中应至少进行一次直接减速到地面慢车和直接加速到最大连续状态的功率变换试验。每2个循环后进行发动机清洗和性能校准。试验后将发动机分解,以检查砂尘对发动机的侵蚀范围以及砂尘进入轴承及其他危险区域的程度。

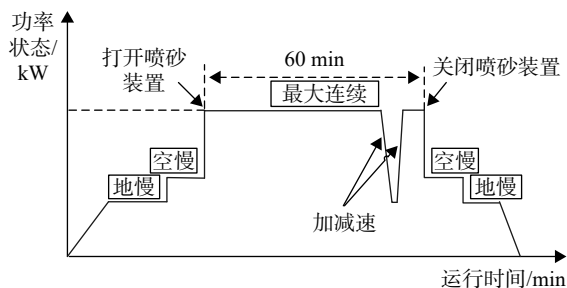


图3 吞砂试验程序

Fig. 3 Test procedure of sand ingestion

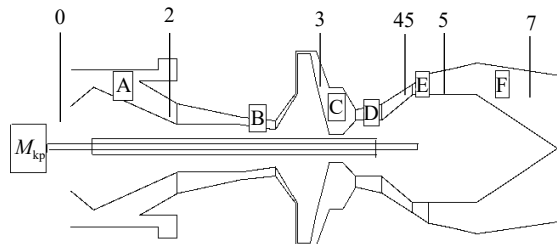
实际上,国军标的试验条款无法真实表征发动机外场工作情况,主要原因为:一是装机条件下,由于直升机旋翼的旋转效应,左右两侧发动机受到的影响存在较大差异,这是台架试验难以模拟的;二是外场砂尘浓度随着高度变化,在地面附近砂尘浓度最大,随着高度增加,砂尘粒径和浓度会迅速减小;三是在地面时发动机功率状态一般较低,随着高度增加发动机功率状态会升高,而发动机功率状态会影响粒子分离器的分离效率,在高功率状态时进气流量大使分离效率高,反之分离效率低,因此在地面低功率状态的发动机会比悬停处于高功率状态的发动机遭受更严重的砂尘侵蚀。建议在国军标规定的试验程序的基础上,增加地面慢车和空中慢车的吞砂试验,并尽可能随直升机平台开展自然砂尘试验。

2 试验数据评估方法

2.1 试验测量参数

试验对象结构原理见图4。图中数字表示发动机主要截面定义,其中0截面表示进气道,测量进口大气压力 p_0 和大气温度 t_0 ;2截面表示压气机进口,测量进口空气流量 q_{ma2} ;3截面表示压气

机出口,测量气体总压 p_{t3} ;45截面表示自由涡轮进口,测量气体总温 t_{45} ;5截面表示尾喷管进口,测量气体总温 t_5 和总压 p_{t5} ;7截面表示尾喷管出口。 M_{kp} 表示自由涡轮输出扭矩测量值。此外,还测量燃油质量流量 q_{mf} 、燃气发生器转速 n_g 和自由涡轮转速 n_p 。



A 进气道(含粒子分离器); B 压气机; C 燃烧室;
D 燃气涡轮; E 动力涡轮; F 尾喷管。

图4 试验发动机结构原理图

Fig. 4 Schematic diagram of the test engine

2.2 数据评估方法

根据发动机整机共同工作匹配条件和气体变比热方法,将部件计算模型显性化,建立一种涡轴发动机试验数据快速评估模型,这样可以避免常规方法不断迭代试凑和部件特性修正等问题。建立模型时设置假设条件如下^[20]:①燃气涡轮和动力涡轮导向器均处于临界状态;②燃气涡轮和动力涡轮导向器有效流通面积均保持不变;③涡轮膨胀比等于设计点膨胀比。经验证,这些假设基本符合实际情况。

利用试验数据,根据发动机各部件共同工作条件(各部件间流量连续、压气机与燃气涡轮功率平衡、自由涡轮与测功器功率平衡),按照发动机从进口到出口进行变比热气动热力计算。计算时要给定进气道压力损失 σ_i 和冷气量 q_{mc} 初值,这是因为吞砂将直接导致进气道压力损失增加,造成压气机增压比、效率和功率变化,根据功率平衡关系可知,燃气涡轮进出口温度将随之发生变化。另外,吞砂会导致涡轮气膜孔堵塞,按照涡轮导向器喉部流通能力确定核心机流量的方法即可求得冷气量的实际变化量。

具体计算方法如下:

1) 进气道

$$\begin{cases} t_2 = t_0 \\ p_{t2} = p_0 \sigma_i \end{cases} \quad (4)$$

2) 压气机

$$\begin{cases} \pi_c = p_{t3}/p_{t2} \\ \eta_c = (\pi_c^{(k-1)/k} - 1) / [(t_3 + 273) / (t_2 + 273) - 1] \\ m_{2,cor} = m_2 \sqrt{(t_2 + 273) / 288} / (p_{t2} / 101\,325) \\ m_3 = m_2 - m_c \\ l_c = c_p (t_3 - t_2) \end{cases} \quad (5)$$

3) 燃烧室

$$\begin{cases} m_{3,cor} = m_3 \sqrt{t_3 + 273} / p_{t3} \\ \sigma_b = 1 - (1 - \sigma_{b,des}) (m_{3,cor} / m_{3,cor,des})^2 \\ p_{t4} = p_{t3} \sigma_b \\ m_4 = m_3 + q_m \\ t_4 = [H_\mu q_m \eta_b + m_3 (t_3 + 273) c_{p3}] / m_4 c_{p4} - 273 \\ \theta = p_{t3}^{1.75} e^{(t_3 + 273) / 300} \end{cases} \quad (6)$$

4) 燃气涡轮

$$\begin{cases} m_{4,cor} = m_4 \sqrt{t_4 + 273} / p_{t4} \\ l_{gt} = (l_c + l_{hp}) / \eta_m \\ m_{45} = m_4 + m_c \\ t_{45} = (m_4 h_4 - l_{gt}) / c_{p45} m_{45} - 273 \\ p_{t45} = p_{t4} / \pi_{gt} \\ \eta_{gt} = [1 - (t_4 + 273) / (t_{45} + 273)] / [1 - 1 / \pi_{gt}^{(k-1)/k}] \end{cases} \quad (7)$$

5) 动力涡轮

$$\begin{cases} m_{45,cor} = m_{45} \sqrt{t_{45} + 273} / p_{t45} \\ P_w = M_{kp} n_p / 9\,550 \\ t_5 = (m_{45} h_{45} - P_w) / c_{p5} m_5 - 273 \\ p_{t5} = p_{t45} / \pi_{ft} \\ \eta_{ft} = [1 - (t_{45} + 273) / (t_5 + 273)] / [1 - 1 / \pi_{ft}^{(k-1)/k}] \end{cases} \quad (8)$$

6) 整机迭代方法

上述计算模型中存在两个偏差: 一个是计算 m_2 与实测 m_2 的偏差, 变量是 σ_i ; 另一个是计算 t_{45} 与实测 t_{45} 的偏差, 变量是 m_c 。当两个偏差消除, 整个模型的计算精度就可以保证。由此, 模型可简化为一个二元非线性方程组。自变量是 σ_i 和 m_c , 残差方程分别是 Δm_2 和 Δt_{45} , 见表 3。

表 3 试验数据迭代模型

Table 3 Iteration model for test data analysis

控制变量	自变量	残差方程
m_2, t_{45}	σ_i, m_c	$\Delta m_2, \Delta t_{45}$

3 结果分析

3.1 整机性能分析

根据试验数据, 将发动机功率 P_w 和耗油率

s_{fc} 随试验时间的变化进行二次拟合, 结果见图 5 和图 6, 图中数据均进行了归一化处理。

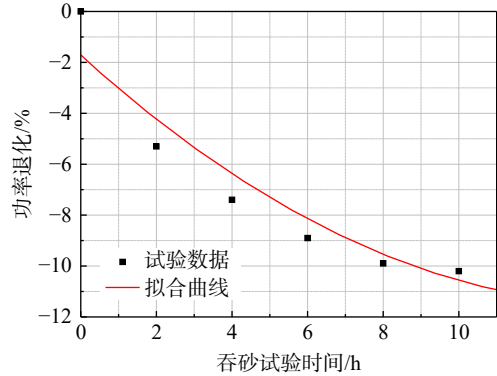


图 5 轴功率衰减规律

Fig. 5 Degradation trend of shaft power

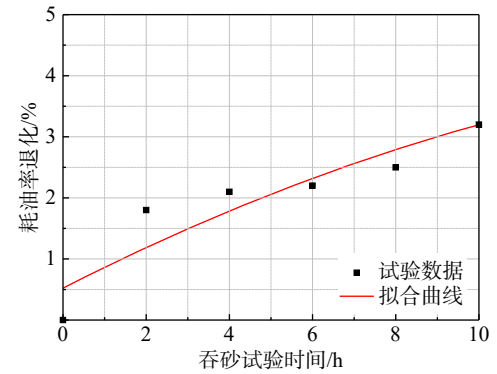


图 6 耗油率衰减规律

Fig. 6 Degradation trend of specific fuel consumption

从图 5、图 6 可知, 发动机功率衰减是先快后慢, 耗油率衰减是先快后慢再快, 前 2 h 功率损失了 5.2%, 耗油率升高了 1.8%, 占整个阶段的幅度最大, 随后衰减相对稳定。吞砂 10 h 后功率损失 10.2%, 同功率下耗油率升高 3.2%, 功率衰减 (ΔP) 已超出标准规定, 这与功率的评定方式有关。由于沙尘侵蚀造成各部件效率降低, 相同测量温度 t_{45} 下转速 n_g 会下降, 如果按照 n_g 定义发动机状态, 则功率损失 9.8%, 满足标准要求。

为定量给出发动机性能衰减率随吞砂时间的变化规律, 拟合得到公式如下:

$$\Delta P = 0.614 + 2.0t - 0.1t^2 \quad (9)$$

$$\Delta s_{fc} = 0.339 + 0.505t - 0.02t^2 \quad (10)$$

式 (9) 和式 (10) 为同类型涡轴发动机吞砂试验的性能退化提供了预测方法, 并可为涡轴发动机真实沙尘条件下的使用提供参考。

3.2 部件性能分析

根据建立的试验数据快速评估模型, 利用公

开文献数据作为模型输入^[21], 评估获得了各部件的性能退化结果, 见表 4。

表 4 部件性能退化评估结果

Table 4 Component performance degradation evaluation results

时间/h	$\Delta\sigma_i/\%$	$\Delta m_{a2}/\%$	$\Delta\pi_c/\%$	$\Delta\eta_c/\%$	$\Delta\eta_b/\%$	$\Delta\sigma_b/\%$	$\Delta\eta_{gt}/\%$	$\Delta\eta_{pt}/\%$	$\Delta m_b/\%$
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	-0.3	-2.8	-2.5	-1.3	-0.5	0.7	-0.5	0.1	-0.2
4	-0.5	-3.2	-3.2	-1.8	-0.8	1.2	-0.4	0.2	-0.5
6	-0.9	-3.5	-3.1	-2.1	-1.1	1.3	-0.5	0.3	-1.1
8	-1.2	-3.9	-3.5	-2.5	-1.3	1.5	-0.5	0.3	-1.3
10	-1.3	-4.1	-3.6	-3.1	-1.5	1.7	-0.4	0.1	-1.5

从表 4 可知, 吞砂对压气机的影响最大, 压气机的流量 m_{a2} 降低 4.1%, 效率 η_c 降低 3.1%, 增压比 π_c 降低 3.6%。检查发现, 压气机一级叶片弦长变短 0.7%~3.4%, 厚度减薄 1.0%~3.0%, 叶尖间隙有所增加^[21], 吞砂试验前后压气机一级转子叶片前缘对比见图 7。叶片弦长和厚度的变化会造成气流攻角偏离、附面层和二次流损失增加, 导致叶片升力系数降低、做功系数减小、效率降低。由于试验后没有重新录取压气机特性线, 无法准确评估喘振裕度的衰减值, 但试验表明, 长期吞砂后同 n_g 下的 t_{45} 上升明显, 因此加减速供油规律应进行适应性调整。文献 [13] 给出了单个压气机部件的吞砂试验结果, 吸砂 9 h 弦长变短 1.5%, 叶尖间隙增加 1.5 倍, 效率降低 6.7%, 压比降低 3.5%, 喘振裕度损失 14%。

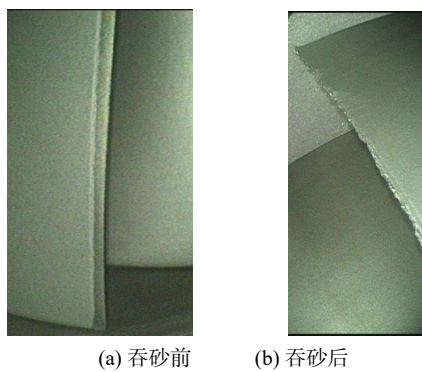


图 7 压气机一级转子叶片磨蚀^[21]

Fig. 7 Compressor first rotor blade abrasion^[21]

进气道总压恢复系数 σ_i 损失 1.3%, 这是根据流量平衡方程迭代计算得到的。由于粒子分离器含有预旋叶片, 砂尘磨损预旋叶片前缘, 环形壁附面层通过预旋叶片会迅速变厚, 从而导致压力损失的增加。根据小偏差分析结果, 进气压力与进气流量基本成正比例变化。

燃烧室燃烧效率 η_b 下降 1.5%, η_b 受到燃烧室温升、进气总压和进气速度的影响, 砂尘侵蚀导致温升增加, 温升过高或过低都会造成 η_b 降低。而对于同一个温升, 进气压力下降也会造成 η_b 降低。燃烧室总压恢复系数 σ_b 提高 1.7%, 根据式(6)可知, σ_b 与换算流量成反比, 而吞砂会造成燃烧室进口换算流量降低。

燃气涡轮效率 η_{gt} 下降了 0.4%, 说明吞砂 10 h 对燃气涡轮部件的损伤相对较小; 而动力涡轮部件效率 η_{pt} 反而升高了 0.1%, 检测发现动力涡轮叶片表面光洁度在吞砂后有所改善。

本文定量评估出冷气流量 m_b 随吞砂时间的变化, m_b 降低了 1.5%, 这与砂尘造成气膜孔和空气系统的堵塞直接相关, 但堵塞和烧蚀并不十分严重^[21], 见图 8。相关研究表明, 随着吞砂时间的增加, 砂尘会造成涡轮气膜孔严重堵塞, 涂层大量脱落, 涡轮叶片无法获得保护, 高温燃气直接冲击叶片高温合金基体, 将会加剧涡轮叶片的烧蚀。



图 8 燃气涡轮一级导向器熔砂黏附^[21]

Fig. 8 Molten sand adhered to first gas turbine guide blade^[21]

4 结 论

1) 建立的涡轴发动机试验数据快速评估模型, 能够实现部件性能退化的评估, 避免了常规

方法不断迭代试凑和部件特性修正的问题, 计算精度满足工程应用需求, 值得推广应用。

2) 某涡轴发动机吞砂 10 h 后, 最大连续状态功率衰减 10.2%, 耗油率升高 3.2%, 其中吞砂对压气机部件的影响最大, 压气机的流量降低 4.1%, 效率降低 3.1%, 对涡轮部件的损伤较小, 气膜孔出现轻微堵塞, 冷气量降低 1.5%。

3) 考虑涡轴发动机外场实际应用场景, 建议在国军标的基础上, 增加地面慢车和空中慢车的吞砂试验程序, 并尽可能随直升机平台一同开展自然环境下的砂尘试验。

参考文献:

- [1] HERMAN R, OWCZARZAK J, MUSALLAM Y. Early performance assessment of bradley and abrams[R]. NSIAD-92-94, 1992.
- [2] COLUCCI F. Advanced coatings protect helicopter engines from compressor erosion to save lives and money[R]. Hirschberg: The American Helicopter Society, 2004.
- [3] RAPP G C, ROSENTHAL S H. Problems and solutions for sand environment operation of helicopter gas turbines[J]. ASME Paper 68-GT-37, 1968.
- [4] BOJDO N, FILIPPONE A. Fabric filter performance for helicopter inlet barrier filters[D]. Manchester, UK: The University of Manchester, 2012.
- [5] BOJDO N, FILIPPONE A. Comparative study of helicopter engine particle separators[D]. Manchester, UK: University of Manchester, 2014.
- [6] FILIPPONE A, BOJDO N. Turboshaft engine air particle separation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2010, 46: 224-245.
- [7] BOJDO N, FILIPPONE A. Operational performance parameters of engine inlet barrier filtration systems for rotorcraft[R]. Manchester, UK: The University of Manchester, 2011.
- [8] RHEE D H, LIM B J, AHN I K. Effect of sand and dust ingestion on small gas turbine engines[J]. *The Korean Society of Mechanical Engineers*, 2012, 38(8): 791-796.
- [9] MURUGAN D M, GHOSHAL D A, WALOCK D M, et al. Microstructure based material sand particulate interactions and assessment of coatings for high temperature turbine blades[J]. ASME Paper 2017-GT-64051, 2017.
- [10] DUNN M G, PADOVA C, MOLLER G E. Performance deterioration of a turbofan and a turbojet engine upon exposure to a dust environment[J]. *Gas Turbines Power*, 1987, 109(3): 336-343.
- [11] WALSH W S. Effects of sand ingestion on the film-cooling of turbine blades[D]. Blacksburg, US: Master of Science in Mechanical Engineering, 2005.
- [12] WALSH W S, THOLE K A, JOE C. Effects of sand ingestion on the blockage of film-cooling holes[J]. ASME Paper GT2006-90067, 2006.
- [13] GHENAIET A, TAN S C, ELDER R L. Numerical simulation of the axial fan performance degradation due to sand ingestion[R]. ASME Paper GT-2002-30644, 2002.
- [14] GHENAIET A, ELDER R L, TAN S C. Particles trajectories through an axial fan and performance degradation due to sand ingestion[R]. ASME Paper 2001-GT-0497, 2001.
- [15] 张鑫, 陈国智, 黄开明, 等. 两种吞砂试验条件下的涡轴发动机性能分析[C]//第十五届推进系统气动热力学专业学术交流会议论文集. 杭州: 中国航空学会, 2015: 32-36.
- [16] 马昌, 魏海涛. 一种航空发动机吞砂试验方法[J]. *科学技术与工程*, 2015, 15(18): 239-240.
- MA Chang, WEI Haitao. An aero-engine sand swallow test method [J]. *Science Technology and Engineering*, 2015, 15(18): 239-240. (in Chinese)
- [17] 何光宇, 李应红, 柴艳, 等. 航空发动机压气机叶片砂尘冲刷防护涂层关键问题综述[J]. *航空学报*, 2015, 36(6): 1733-1743.
- HE Guangyu, LI Yinghong, CHAI Yan, et al. Review of key issues on coating against sand erosion of aero-engine compressor blade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(6): 1733-1743. (in Chinese)
- [18] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范: GJB242A-2018[S]. 北京: 中国标准出版社, 2018: 90.
- [19] 杨飞, 田震, 张浙波. 大功率涡桨发动机整机吞砂试验装置设计与研究[J]. *科学技术与工程*, 2020, 20(21): 8573-8578.
- YANG Fei, TIAN Zhen, ZHANG Zhebo. Design and research of sand ingestion test device for high-power turboprop whole engine[J]. *Science Technology and Engineering*, 2020, 20(21): 8573-8578. (in Chinese)
- [20] 贾琳渊, 程荣辉, 张志舒, 等. 研发阶段涡扇发动机模型自适应方法[J]. *推进技术*, 2020, 41(9): 1935-1945.
- JIA Linyuan, CHENG Ronghui, ZHANG Zhishu, et al. Adaptive modelling for turbofan engine in development stage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 1935-1945. (in Chinese)
- [21] 段辉, 杨芳, 宋敏娜, 等. 某型涡轴发动机吞砂试验性能衰减分析[R]. 沈阳: 第四届中国航空科学技术大会, 2019: 235-238.

(编辑: 张 雪)