

基于少量数据确定航空发动机涡轮叶片的寿命分布

Distribution of Aero-Engine Turbine Blades Life Based on Few Data

中国民航大学航空工程学院 丁品行 白杰

[摘要] 通过分析第一级高压涡轮转子(HPT-1)叶片现场故障数据,综合考虑影响HPT-1叶片寿命的因素、故障模式、维修情况等,建立三维数学模型,通过降维处理得出HPT-1叶片寿命分布柱状图,使用最小二乘法减少所拟合的威布尔寿命分布曲线与柱状图之间的误差。为处理现场数据提供一种切实可行的方法,且为航空公司维修管理部门安排HPT-1叶片维修操作提供依据,对减少飞机停机时间、提高航空公司运作效益有着重要的意义。

关键词: 降维数学法 第一级高压涡轮转子叶片 威布尔分布 寿命分布

[ABSTRACT] By analyzing HPT-1 blades field failure data, 3D mathematical model is built considering the factors affect blade life, such as failure mode and maintenance condition. HPT-1 blades life distribution histogram is obtained by dimensional reduction. The error is assumed between the histogram and the Weibull distribution curve assumed with least square method, which provides an available method for field data management and a proof for HPT-1 maintenance arrangement of aviation enterprise. It is of importance for reducing downtime, and improving operation efficiency for aviation enterprise.

Keywords: Dimensional reduction method HPT-1 blades Weibull distribution Life distribution

航空发动机涡轮叶片是将燃气的热能转换为旋转机械动能的热端部件,基于提高推重比和单位推力的需要,涡轮前燃气温度日益提高,目前涡轮叶片都采用了性能优异但价格十分昂贵高温合金材料和复杂的制造工艺。因此结合叶片的工作状况和任务剖面研究寿命分布曲线具有十分重要的安全性和经济性意义。

航空发动机涡轮叶片,表现为具有耗损特征的渐变失效,如磨损、疲劳、腐蚀、老化等等,研究证明其寿命分布服从威布尔分布。文献[1]作者提出三参数的威布

尔分布曲线,但是没有考虑工作环境以及故障模式对叶片寿命的影响。文献[2]作者从研究第一级涡轮盘的下发时间,来预测涡轮叶片的寿命分布。本课题通过分析现场失效数据,将HPT-1叶片故障数据分布到三维空间内,然后使用降维数学方法得出涡轮叶片的寿命分布柱状图,然后使用最小二乘法拟合出涡轮叶片的寿命分布曲线。

1 数据选取和分类

1.1 数据选取

本课题选取美国某一航空公司下发的12台发动机拆换的HPT-1叶片为研究对象。现场故障数据如表1所示。将第一级涡轮叶片故障数据以及影响其寿命的因素按照目前维修经验进行分类,并分布在三维空间内。

1.2 数据分类

作者认为 X_i 是影响HPT-1叶片失效的主要原因,根据该公司所运营的航线不同,可分为短航程[1~4飞行小时/循环(h/cycle)],长航程(4~6飞行小时/循环)。理论上短航程飞行的飞机发动机热端部件更易发生故障,即飞行循环越多,飞机在起飞、爬升阶段期涡轮叶片受到的热冲击更加剧烈。

对涡轮转子叶片使用情况统计的基本统计方法大致可以按以下几种情况进行分类:承制厂、修理厂、发动机类型叶片类型、维修次数、使用地区、叶片种类、故障模式等。本课题按照故障模式对数据进行分类。造成涡轮转子叶片故障或拆除的原因有:蠕变(应力断裂)、变形、热-机械疲劳(低周疲劳和高周疲劳)、机械断裂(裂纹引起断裂)、磨损、氧化、腐蚀、侵蚀、外来物撞击、涡轮叶片叶尖磨损。为了方便后期的数据处理工作,进行了以下简化工作,本课题将上述涡轮转子叶片故障模式分为3类:(1)热-机械疲劳。(2)氧化/腐蚀。(3)其他(除前两项以外的故障模式)。用 Y_j 表征。在统计HPT-1叶片故障模式时,做了以下假设:(1)本课题所研究的HPT-1叶片均是从新品开始跟踪观测。(2)如果造成工作叶片拆除的主要原因是某一故障模式,即使

表1 某航空公司下发HPT-1叶片故障数统计

HPT-1 叶片编号	故障模式														
	Y ₁					Y ₂					Y ₃				
	T ₁	T ₂	T ₃	T ₄	T ₅	T ₁	T ₂	T ₃	T ₄	T ₅	T ₁	T ₂	T ₃	T ₄	T ₅
X ₁ (5.2h/cycle)	N ^f	90													
	N ^f		1	3					3					1	
X ₂ (4.8h/cycle)	N ^f	92													
	N ^f				3				2	1				2	2
X ₃ (4.8h/cycle)	N ^f	93													
	N ^f			3	2									1	
X ₄ (4.8h/cycle)	N ^f	123													
	N ^f							3					5	6	27
X ₅ (5.0h/cycle)	N ^f	91													
	N ^f			1		2			1	3					
X ₆ (5.0h/cycle)	N ^f	87													
	N ^f				5										
X ₇ (3.8h/cycle)	N ^f	89													
	N ^f			1					4	2					
X ₈ (3.8h/cycle)	N ^f	94													
	N ^f			4											
X ₉ (4.8h/cycle)	N ^f	90													
	N ^f			1		2			1				1	2	
X ₁₀ (5.0h/cycle)	N ^f	91													
	N ^f			1					1	4			1	2	
X ₁₁ (4.5h/cycle)	N ^f	89													
	N ^f				3										
X ₁₂ (4.8h/cycle)	N ^f	88													
	N ^f								3					1	

还有其他故障模式形态存在,统计故障时只能归类于主要的故障模式。

TTF 级别(寿命 T_m=4000 飞行循环)也是作为影响涡轮转子叶片故障和维修操作的考虑因素之一。

- T₁ ∈ [1,600], T₂ ∈ [601,1 200],
- T₃ ∈ [1 201,1 800], T₄ ∈ [1 801,2 400],
- T₅ ∈ [2 401,3 000].

2 降维处理^[3]

2.1 T 分类标准

使用 T 分类标准,将故障数据分布在三维空间内。

本课题选取的是 12 组 HPT-1 叶片的故障数据,该型号发动机的第一级涡轮盘上嵌入 82 个涡轮叶片,即样本空间为 984。则理想情况下可用公式(1)计算故障率:

$$\frac{N^f(X_i, Y_j, T_m)}{N^f(X_i, Y_j, T_m)}, \quad (1)$$

其中, N^f 为故障数; N_i 为叶片总数; X_i 为每台发动机的 HPT-1 叶片; Y_j 为故障模式, i=1,2,⋯,12; j=1,2,3; m=1,2,⋯,5。由于数据的不可用性,直接用公式(1)计算故障率是不可取的。为了解决此问题,本课题采用数学降维方法对数据进行修正。

2.2 数学降维方法

在三维空间的每一维中选取一个基准,将其他故障数据均换算到该基准上。通过上述步骤,可以将故障数据从三维分布空间压缩到一维分布空间。

从三维降到二维,现将每一 X_i 的故障数据转化到 X₁ 上,给定 (Y_j, T_m), 计算出其等效的 HPT-1 叶片故障数目 N^f。即

$$N^{f'}(Y_j, T_m/X_1) = \sum_{i=1}^{12} N^f(X_i, Y_j, T_m) \cdot W(X_i), \quad (2)$$

其中, W(X_i) 为权重,

$$W(X_i) = \frac{\lambda(X_i)}{\lambda(X_1)}, \quad (3)$$

式(3)中, λ(X_i) 为失效密度。

$$\lambda(X_i) = \frac{\sum_{j=1}^3 \sum_{m=1}^5 N^f(X_i, Y_j, T_m)}{\sum_{j=1}^3 \sum_{m=1}^5 N^f(X_i, Y_j, T_m)}. \quad (4)$$

则此时 X_i, Y_j 故障数据均换算到基准 X₁, Y_j 上,再以 (X₁, Y_j) 为基准,在 T_m 级别下计算 HPT-1 叶片等效故障数,即

$$N^{f'}(T_m/X_1, Y_1) = \sum_{j=1}^{12} \sum_{m=1}^5 (X_i, Y_j, T_m) \cdot W(X_i) \cdot W(Y_j), \quad (5)$$

即使用公式(6)计算出等价的 TTF 柱状图数值

$$h(T_m/X_1, Y_1) = N^{f'}(T_m/X_1, Y_1) / N, \quad (6)$$

从而计算 W(X_i), W(Y_j), h(T_m/X₁, Y₁) 数值,然后使用数学升维方法,给定任一 (X_i, Y_j), 就可以使用公式(7)得出平均寿命(MTTF)的柱状图

$$h(T_m/X_i, Y_j) = \frac{h(T_m/X_1, Y_1)}{W(X_i) \cdot W(Y_j)}, \quad (7)$$

其中,当发现某一 HPT-1 叶片故障并对其进行一次维修操作时,则人为将 HPT-1 叶片总数增加 1。

3 HPT-1 叶片寿命的威布尔分布外推法

由于相对于 HPT-1 叶片平均寿命来说可用的故障数据较少,加之,上述计算的 h(T_m/X₁, Y₁) 仅是 HPT-1 叶片实际寿命分布的一部分,故根据现场数据,利用威布尔分布近似法^[4]推出整个寿命分布。

表2 原始数据 (N^f, Nⁱ) 及 λ、W、N^f 值

	N ⁱ	N ^f	N ^f	λ	W
X ₁	90	8	-	0.0889	1
X ₂	92	10	-	0.1087	0.8178
X ₃	93	11	-	0.1183	0.7515
X ₄	123	41	-	0.3333	0.2667
X ₅	91	9	-	0.0992	0.8962
X ₆	87	5	-	0.0575	1.5461
X ₇	89	7	-	0.0787	1.1296
X ₈	94	12	-	0.1304	0.6817
X ₉	90	8	-	0.0889	1.0
X ₁₀	91	9	-	0.0989	0.8989
X ₁₁	89	7	-	0.0786	1.131
X ₁₂	88	6	-	0.0682	1.3035
Y ₁	1016	32	31.7	0.0315	1
Y ₂	1012	28	27.1	0.0277	1.137
Y ₃	1057	76	41.3	0.0719	0.4381

表3 原始数据 (Nⁱ, N^f) 及柱状图 h(T_m)

	N ⁱ	N ^f	N ^f	柱状图 h(T _m)
T ₁	989	5	0.5842	0.001
T ₂	1002	13	3.809	0.0034
T ₃	1058	56	27.85	0.025
T ₄	904	45	32.67	0.0295
T ₅	360	14	13.8	0.0124

我们假设其服从两参数的威布尔分布,即两参数威布尔分布概率密度函数为

$$p(T) = \frac{\beta \cdot T^{\beta-1}}{\sigma^\beta} \cdot \exp[-(\frac{T}{\sigma})^\beta] \quad (8)$$

得出 MTTF 柱状图之后,使用最小二乘法,拟合威布尔分布曲线,从而估算威布尔分布的 2 个参数 σ、β 的值。

4 计算结果

将表 1 中的原始数据按照数学降维方法步骤,代入式(2)、(3)、(4)、(5)、(6)、(7)中,得出失效密度 λ,权重 W,等效故障数 N^f 值(见表 2 和表 3)。并使用 Matlab 软件画出 HPT-1 叶片故障分布柱状图(见图 1),然后根据所得柱状图拟合出两参数的威布尔分布曲线(见图 2)。

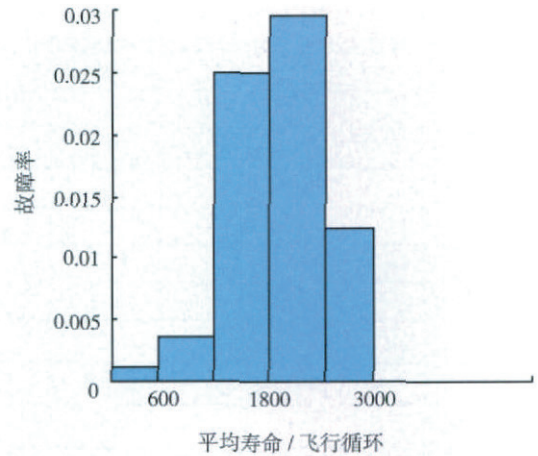


图1 HPT-1叶片故障分布柱状图

Fig. 1 HPT-1 blade failure distribution histogram

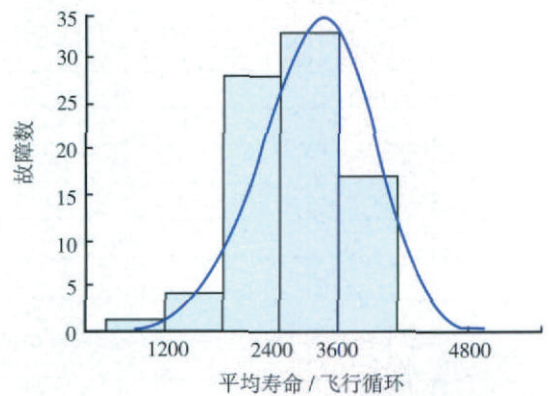


图2 HPT-1叶片寿命分布曲线

Fig. 2 HPT-1 blade life distribution curve

5 结束语

在探寻某国外航空公司下发 12 台发动机 HPT-1 叶片的寿命分布时,应用本课题介绍的数学降维思想,简化计算过程,并使用最小二乘法减小柱状图与威布尔分布曲线间的误差,提高了参数估算精度。计算得出威布尔分布的 2 个参数: β=4.386, σ=2340。则通过下式可计算 HPT-1 叶片平均寿命 M_{i,j}^f。

$$M_{i,j}^f = \sigma \cdot \Gamma(\frac{1+\beta}{\beta}) \quad (9)$$

当飞机发动机运营到 1401 循环时,其可靠度为 0.9,符合工程实际。精确给出涡轮叶片的寿命分布曲线,为维修管理部门制定维修计划提供依据。此方法还可应用于计算飞机其他部件的寿命分布。

参考文献

[1] 李书明,董成利,黄燕晓.基于威布尔的发动机涡轮叶片寿命可靠性评估.中国民航大学学报,2008,26(4):14-17.

(下转第 81 页)

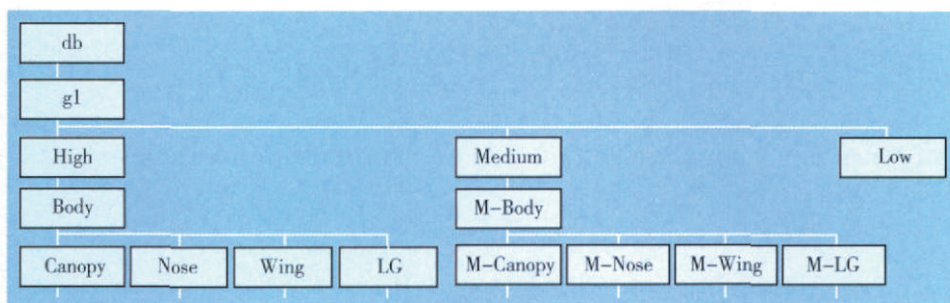


图3 LOD节点简化流程图
Fig. 3 Arrangement flow of LOD



图4 不同层次细节的机身模型
Fig. 4 Fuselage model with different gradations and details

细节的设备模型下添加1~2个层次细节。尽管加入层次细节以后文件的多边形数会增加,但是通过设置视点的距离,每段距离范围内只表现设备模型的一个层次,这样还是会加快实时系统的效率。

3.3 广告牌技术

将 Billboard 用于部分光滑支柱的建模。Billboard 采用多边形面模拟方法,此方法能保证多边形会随着视点变化绕指定轴旋转,时刻保持二维纹理支柱图像指向观察者。优点就是能够生成使观察者满意的支柱视觉假象。但是,由于视点改变时要旋转二维纹理,而实体的旋转变换是一个矩阵相乘运算,因此运算量大,且阴影计算量也大。

图5就是用 Billboard 技术制作的起落架支柱。如果采用十字交叉法,计算量会大大减少、显示速度较高,但是阴影效果不好。所谓的十字交叉法就是用2个十字交叉的面来构造对象的模型,在互相垂直的平面分别映射相同对象的纹理。利用人的视觉误差,感觉上是不

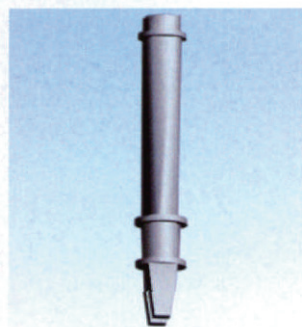


图5 Billboard技术制作的起落架支柱
Fig. 5 Landing gear strut using billboard technology

同角度总可以看到相同对象的图像。所以,本文中利用这2种方法,远景的起落架支柱用十字交叉法,近景的起落架支柱用 Billboard 法。

3.4 试验结论

试验中记录了图4的High、Medium、Low三个模型的多边形数量分别为121464、30366、5061。试验结果表明,较低LOD模型的多边形数量基本上是较高LOD模型多边形数量的4.2%。

5 结束语

本文将 Multigen Creator 应用到三维建模中来实现大型装备的模拟训练,通过使用实例化技术、层次细节技术和广告牌使得建立的设备模型数据符合实时渲染的要求,达到了用 Multigen Creator 建模的目的,提高了模拟训练在漫游过程中的显示速度,实现了无实际装备训练。

参考文献

- [1] 房施东,杨清文,程义,等. 火箭炮装填训练视景仿真系统的设计与实现. 计算机仿真,2007(1):307-310.
- [2] 王乘,周均清,李利军. Creator 可视化仿真建模技术. 武汉:华中科技大学出版社,2005.
- [3] 赵征凡,杨作宾,李建国. 基于三维视景的虚拟武器装备系统. 兵工自动化,2006(10):13-14,18.
- [4] 王海洋,高钦和. 大型装置起竖过程视景仿真系统研究. 计算机仿真,2007(3):184-186.

(责编 小颖)

(上接第78页)

- [2] Erwin V Zaretsky, Jonathan S. Litt, Robert C. Hendricks, "Determination of Turbine Blade Life From Engine Field Data," 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA-2008-2225.
- [3] Nakamura, M; Katafuchi, T; Hatazaki, H; Decisions for Maintenance-Intervals of Equipment in Thermal Power Stations Based on Few Data, Reliability, IEEE Transactions on Volume 50, Issue 4, Dec. 2001:360-364.
- [4] M S Mackisack, R H Stillman. A cautionary tale about Weibull analysis, IEEE Trans. Reliability, 1996,45:244-248.
- [5] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南. 北京:航空工业出版社,2004.
- [6] 野中保雄. 可靠性数据的收集与分析方法. 北京:机械工业出版社,1988.

(责编 岩石)