

某型发动机 150 h 持久试车涡轮部件 寿命消耗研究

徐可君,王永旗,夏毅锐,秦海勤
(海军航空工程学院青岛校区,山东青岛 266041)

摘要:基于某型航空发动机的技术特征,应用有限元素法分析了该型发动机涡轮部件的模拟稳态温度场和应力场,确定了叶片和轮盘的寿命分析考核点。利用采集到的 473 组飞行任务参数记录和 150 h 持久试车数据,基于 EGD-3 疲劳分析理论和 Miner 线性累积损伤理论计算了叶片和轮盘各考核点的低循环疲劳损伤。采用插值法和拉森-米勒公式,分别计算了叶片和轮盘的持久损伤,并利用时间-循环分数相加法进行了疲劳/持久损伤分析,得到了叶片和轮盘各考核点的总损伤。按照等效损伤原则,完成了该型发动机 150 h 持久试车寿命消耗向外场飞行使用寿命消耗的等当量换算。

关键词:寿命消耗;持久试车;涡轮盘;涡轮叶片;航空发动机

中图分类号:V231.91

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2015.02.013

Research on Life Consumption of Turbine Components for an Aeroengine in 150 Hours Endurance Test

XU Ke-jun, WANG Yong-qi, XIA Yi-rui, QIN Hai-qin

(Qingdao Campus of Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao Shandong 266041, China)

Abstract: Based on the technology characteristics of an aeroengine, the simulative steady temperature field and stress field of the 2nd HP turbine rotor blade and disk were analyzed by finite element method. The life access points of blade and disk were conformed. Based on the fatigue analysis theory of EGD-3 and damage cumulative theory of Miner, the fatigue damage of access points were evaluated by using real flight parameters in 473 flight missions and firing test data in 150 hours factory endurance test. The endurance damage of blade and disk were achieved by the method of interpolation and Larson-Miller formula. Meanwhile, fatigue and endurance united damage were analyzed by means of time-cycle fraction add method, and the total damage of blade and disk access points were gained. The aeroengine life consumption equivalent transformation from 150 hours factory endurance test to outfield flight is conducted under the principle of equivalent damage.

Key words: life consumption; endurance test; turbine disk; turbine blade; aeroengine

0 引言

某型发动机按照持久试车大纲进行 150 h 试车后,整机及各大部件的寿命均有剩余。为了给该型发动机交付机队后的继续使用和寿命管理提供寿命消耗依据,需确定该发动机在 150 h 持久试车中发动机整机/大部件寿命消耗情况。但国内既没有确定发动机 150 h 持久试车的寿命消耗的先例,也没有可供工

程使用的该型发动机 150 h 持久试车任务换算率;同时,由于发动机在 150 h 试车时的载荷情况较发动机实际使用有较大不同,因此不能照搬发动机实际使用时依据综合飞行任务换算率确定寿命消耗的方法,需要基于发动机 150 h 持久试车时的载荷谱计算其寿命消耗,并换算成发动机实际使用寿命消耗,以实现该发动机在交付外场使用后的寿命控制和管理。

高压涡轮盘和涡轮叶片是该型发动机的 A 类

收稿日期:2014-03-31 基金项目:海军航空工程学院博士研究生创新基金(2013111014)资助

作者简介:徐可君(1963),男,教授,博士生导师,主要研究方向为航空发动机结构可靠性和寿命、振动及测试;E-mail: wangchengguo2011@126.com。

引用格式:徐可君,王永旗,秦海勤,等. 某型发动机 150 h 持久试车涡轮部件寿命消耗研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): XU Kejun, WANG Yongqi, XIA Yirui, et al. Research on life consumption of turbine components for aeroengine in 150 hours endurance test[J]. Aeroengine, 2015, 41(2):

(关键)和 B 类(重要)零件。本文通过对机队的实测飞行参数进行预处理、雨流计数法、线性累积损伤理论的计算^[1-4],分别得到发动机在 150 h 持久试车和实际使用时的涡轮部件损伤值,最后以等效损伤为基准研究该型发动机涡轮部件 150 h 持久试车寿命消耗向发动机实际使用寿命消耗的等效换算。

1 飞行载荷谱和持久试车载荷谱分析

1.1 飞行载荷谱基本情况分析

通过飞参记录共获得发动机 473 组数据、946 台次的使用情况,飞行总时间为 1445.89 h。

1.2 基于飞参记录的工作循环和参数分配谱编制

在进行寿命计算时,气动载荷、振动载荷、传动扭矩以及装配应力对叶片和轮盘的静强度影响较小,因此,主要考虑热负荷和离心力的影响^[5-14]。高压转子部件疲劳损伤计算与高压转速有关,所以统计了飞行载荷谱下高压转速循环矩阵,见表 1;由于计算中涉及到涡轮转子叶片和轮盘的持久损伤问题,而持久损伤与燃气温度、转速、时间有关,所以统计了涡轮转速与涡轮后燃气温度相关时间矩阵,见表 2。利用雨流计数法统计了这些参数,以工作循环和参数分配谱来表示,其中 N_h 表示高压转速。

表 1 飞行载荷谱下高压转速循环矩阵						$\%N_h$
谷值	峰值					
	≥ 95	90~95	80~90	70~80	60~70	< 60
≥ 90	74	0	0	0	0	0
80~90	1255	2505	1358	0	0	0
70~80	269	307	1075	10	0	0
60~70	47	52	146	112	17	0
50~60	924	26	202	1292	360	81
40~50	34	4	11	4	0	0
< 40	969	5	9	1	0	12

1.3 150 h 持久试车谱统计分析

150 h 持久试车包括调整试车和阶段前、阶段后性能检查以及 25 个 6 h 阶段试车,由于实际操作、调整试车和排故等原因,25 个阶段持久试车总时间多于 150 h。其中调整试车过程需要频繁起动-停车,势必加大高压转子部件的疲劳损伤,因此,将调整试车过程的发动机工作循环和参数分配谱单独统计,与不考虑调整试车的 150 h 持久试车的发动机工作循环和参数分配谱区别开来,以利于后面的损伤分析,见表 3~6。

表 2 飞行载荷谱下转速 / 涡轮后燃气温度相关时间矩阵

高压转速 / $\%N_h$	涡轮后温度 / $^{\circ}\text{C}$				
	750	700~750	650~700	600~650	550~600
≥ 95	192	28005	55900	18099	1740
90~95	17	2060	25025	114875	137078
85~90	—	354	3028	41012	522323
80~85	—	69	1902	3073	7284
70~80	—	11	2380	3264	1698
60~70	—	5	724	4174	2332
50~60	—	20	177	5268	23392
40~50	—	—	—	4	122
30~40	—	—	—	—	13
< 30	—	—	41	8	537

高压转速 / $\%N_h$	涡轮后温度 / $^{\circ}\text{C}$			
	500~550	450~500	400~450	< 400
≥ 95	1131	718	44	—
90~95	78457	6666	241	—
85~90	2186775	522056	3030	4
80~85	187812	558434	34956	287
70~80	21073	62853	15325	21445
60~70	7346	19909	14453	36540
50~60	120113	167710	26040	27181
40~50	892	2913	3072	8622
30~40	187	1222	2119	11372
< 30	640	2141	5781	39439

表 3 未考虑调整试车时 150 h 持久试车高压
转速循环矩阵

谷值	峰值						$\%N_h$
	≥ 95	90~95	80~90	70~80	60~70	< 60	
≥ 90	7	0	0	0	0	0	0
80~90	50	11	4	0	0	0	0
70~80	17	3	4	0	0	0	0
60~70	1	1	4	7	1	0	0
50~60	49	5	19	17	11	1	1
40~50	1	0	0	1	0	1	1
< 40	25	0	0	0	0	2	2

2 飞行载荷谱和持久试车载荷谱分析

在得到 2 种载荷谱下转速、排气温度循环矩阵以及转速和排气温度时间相关矩阵后,确定了叶片温度场、应力场分析边界条件;利用 Patran/Nastran 软件构造叶片和盘的有限元模型并进行温度场和应力场分析;根据计算结果确定叶片和盘的损伤分析考核点。

表 4 未考虑调整试车时 150 h 持久试车转速 / 涡轮后燃气温度相关时间矩阵 s

高压转速 / %N _h	涡轮后温度 /℃				
	≥ 750	700~750	650~700	600~650	550~600
≥95	—	1968	154739	8550	21
90~95	—	9	19379	43442	6497
85~90	—	—	11144	19204	18144
80~85	—	2	34	1801	21540
70~80	—	9	1387	26815	28713
60~70	—	3	1390	4527	30185
50~60	—	—	475	7483	23494
40~50	—	—	—	65	250
30~40	—	—	—	—	5
<30	—	—	—	—	—

高压转速 / %N _h	涡轮后温度 /℃			
	500~550	450~500	400~450	<400
≥95	—	—	—	—
90~95	32	—	—	—
85~90	7045	125	—	—
80~85	22123	20666	402	—
70~80	17086	4203	15	—
60~70	10036	5340	60	—
50~60	48125	7109	38	—
40~50	275	14	20	2
30~40	28	48	67	183
<30	—	—	2	2761

表 5 调整试车高压转速循环矩阵 %N_h

谷值	峰值					
	≥95	90~95	80~90	70~80	60~70	<60
≥90	0	0	0	0	0	0
80~90	4	2	0	0	0	0
70~80	0	1	3	0	0	0
60~70	0	0	0	0	1	0
50~60	4	3	2	3	1	0
40~50	0	0	0	1	0	1
<40	15	1	4	5	1	68

2.1 涡轮转子叶片和盘的温度场分析结果

确定温度边界条件后,温度场在典型排气温度下叶片温度分布规律基本类似^[7-9],下面仅列出设计工作状态下的计算结果,如图 1 所示。在设计工作温度状态下第 2 级高压涡轮盘的温度场如图 2 所示。

2.2 涡轮转子叶片和盘应力场分析

参考文献[6-15],为简化分析,轮盘的强度计算主要考虑离心载荷和温度载荷的影响。

表 6 调整试车转速 / 涡轮后燃气温度相关时间矩阵 s

高压转速 / %N _h	涡轮后温度 /℃				
	≥ 750	700~750	650~700	600~650	550~600
≥95	—	1	5245	542	1
90~95	—	—	193	856	1634
85~90	—	—	—	28	1064
80~85	—	—	—	—	69
70~80	—	—	2	21	116
60~70	—	—	2	35	97
50~60	—	—	—	48	1960
40~50	—	2	3	150	436
30~40	—	—	—	8	42
<30	—	—	—	—	—

高压转速 / %N _h	涡轮后温度 /℃			
	500~550	450~500	400~450	<400
≥95	—	—	—	—
90~95	14	—	—	—
85~90	770	286	—	—
80~85	684	1004	—	—
70~80	2486	2250	1	—
60~70	357	562	8	—
50~60	12958	2400	17	—
40~50	195	34	58	5
30~40	102	167	210	564
<30	—	11	72	4327

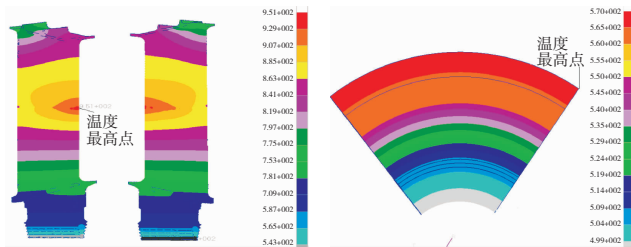


图 1 在设计工作状态下的计算结果 图 2 在设计工作温度状态下第 2 级高压涡轮盘的温

在确定位移边界条件后,分别计算了各典型转速下的 Von Mises 等效应力场,各等效应力场云图分布类似,仅列出 90% N_h 下的计算结果,如图 3 所示。左边为叶盆方向视图,右为叶背方向视图。

各等效应力场云图分布类似,在 100% N_h、设计工作温度状态下的热弹性径向应力计算结果如图 4 所示。图 4(a)为正视图,图 4(b)为左视图。

2.3 涡轮盘榫槽与叶片榫头接触有限元分析

榫头上作用有叶片的离心力、气动力、离心力弯矩和接触表面的摩擦力等,本文只考虑起主要作用的

叶片质量离心力的影响 [7-10]。在 $80\% N_h$ 转速下接触最大等效应力分布云图和最大拉伸应力分布云图如图 5 所示。

2.4 涡轮转子叶片和盘损伤分析考核点的选择

根据 EGD-3 应力标准 [16], 结合有限元计算结果, 涡轮转子叶片满足静强度设计要求。基于以上温度场、应力场分析, 选取以下叶片损伤分析考核点, 见表 7。

根据轮盘有限元计算结果, 在各工作状态下和未考虑叶片、轮盘接触的情况下, 1/4 辐板处, 即热弹性径向应力最大点作为损伤分析考核点。综合接触问题的计算结果, 3 个损伤分析考核点见表 8。

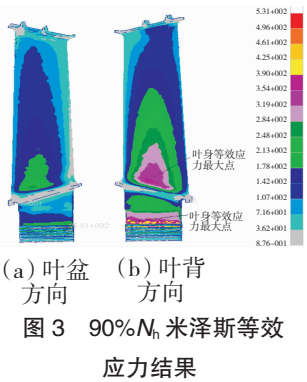


图 3 $90\%N_h$ 米泽斯等效应力结果

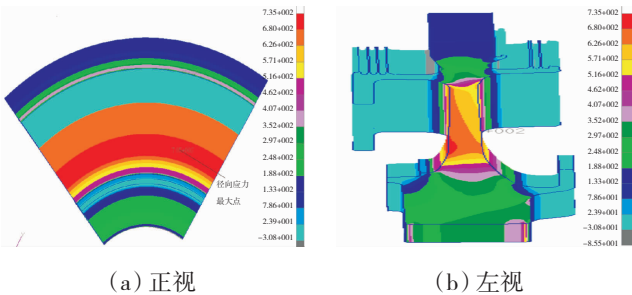


图 4 第 2 级高压涡轮盘在 $100\%N_h$ 、排温 $688.75\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下热弹性等效应力结果

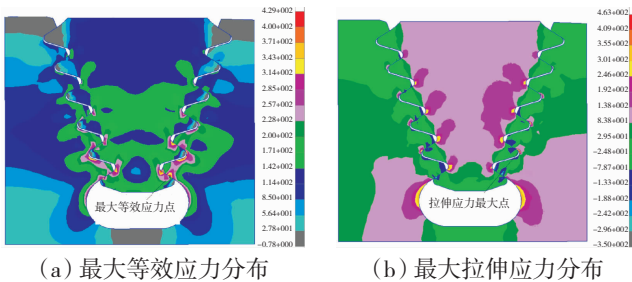


图 5 榫槽在 $80\%N_h$ 下接触计算等效应力、拉伸应力分布

3 涡轮转子叶片和盘的损伤分析

3.1 材料的 S-N 曲线转变为结构的 S-N 曲线

材料的 S-N 曲线一般由材料疲劳试验获得, 但在试验数据缺乏的情况下, 采用 EGD-3 简化的方法来得到对称循环疲劳寿命曲线 (S-N 曲线), 考虑到实际循环中平均应力的存在, 必须考虑平均应力对寿命的影响。EGD-3 方法采用 Goodman 图来考虑平均应力效应。为了得到偏于安全的疲劳寿命, 可对疲劳寿命 (或疲劳强度) 取一安全系数, 即疲劳储备系数 (疲

劳安全系数) [10,16]。本文选取疲劳储备系数为 $1.15^{[16-17]}$ 。

表 7 涡轮叶片损伤分析考核点基本信息

	考核点 1	考核点 2	考核点 3
部 位	叶身中部进气边	伸根叶背接近榫头处进气边侧	伸根叶背与下缘板连接过渡圆角处
分 类	叶片温度最高点	等效应力最大	存在应力集中, 温度较高
$100\% N_h$ 下应力 /MPa	176.36	656.47	481.13

表 8 涡轮盘损伤分析考核点基本信息

	考核点 1	考核点 2	考核点 3
部 位	1/4 辐板	第 1 榫槽	第 2 榫槽
分 类	盘身径向应力最大	等效应力最大	径向应力最大
$100\% N_h$ 下应力 /MPa	644	670	724

3.2 计算各循环的损伤

根据有限元分析结果, 各损伤考核点的应力均在弹性范围内, 且考核点的应力与转速的平方成正比, 只要计算出各损伤分析考核点在 $100\% N_h$ 时的应力, 得到在单个转速循环对应的应力循环, 从而得到该循环的平均应力和应力幅, 利用 Goodman 曲线进行反内插即可获得对应的循环数。利用线性累积损伤理论, 即 Miner 理论, 将各循环的疲劳损伤转换成标准循环的损伤, 并求出其线性累积损伤值。

3.3 计算持久损伤

对于轮盘, 材料数据提供了持久寿命计算的拉森-米勒 (L-M) 公式

$$\lg t=b_0+b_1/T+b_2x/T+b_3x^2/T+b_4x^3/T$$

将轮盘考核点应力和温度带入上式, 即可计算得到该应力水平的持久寿命 T_{ci} 。

对于叶片, 由拟合数据得到持久强度-寿命公式

$$\lg S=a+b \lg T$$

式中: S 为持久强度, MPa; T 为寿命, h; a 、 b 为与温度有关的常数。得到应力 S 后, 按照上述公式得到该应力水平的持久寿命 T_{ci} 。

根据飞参记录得到计算状态的保持时间 t_{ci} , 则该状态对叶片的损伤为

$$D_{ci}=t_{ci}/T_{ci}$$

式中: D_{ci} 为第 i 个状态造成的损伤。

3.4 叶片和轮盘疲劳 / 持久损伤计算

按照 Miner 和 Robinson 的损伤相加原则 [18], 将与时间无关的疲劳损伤 D_f 和与时间相关的持久损伤 D_c 相加, 即得叶片的总损伤 $D=D_f+D_c$ 。

如果无疲劳/持久交互作用,则 D 值接近于 1 时寿命耗尽,达到破坏;如果偏离 1,则说明存在疲劳/持久交互作用。在目前还缺乏相应试验数据的条件下,暂不考虑疲劳/持久的交互作用。利用获得的发动机 473 个飞行任务的实测数据和 150 h 持久试车数据,对叶片和轮盘的各 3 个考核点进行损伤计算。

4 150 h 持久试车寿命消耗向外场实际使用寿命消耗的换算

结合前述计算结果,根据损伤相当原则,建立 150 h 持久试车涡轮部件寿命消耗向外场实际使用寿命消耗的换算关系。

4.1 持久试车的累积损伤与外场实际使用累积损伤对比

飞行载荷谱和 150 h 持久试车谱下涡轮叶片和盘的损伤结果见表 9,具体过程可参见文献[7-8,11]。

表 9 2 种载荷谱下的损伤比较

		考核点	疲劳损伤	持久损伤	总损伤	疲劳损伤比例/%	持久损伤比例/%
飞行载荷谱	叶片	1	0.0026	0.2100	0.2126	1.21	98.79
		2	1.5111	0.0344	1.5455	97.77	2.33
		3	0.1661	0.0778	0.2439	68.11	31.89
	涡轮盘	1	0.2957	0.0019	0.2976	99.37	0.63
		2	0.6037	0.0858	0.6895	87.558	12.442
		3	0.3645	0.0308	0.3953	92.20	7.80
150 h 持久试车 (未考虑调整试车)	叶片	1	1.38e-4	0.1499	0.15	0.0921	99.9079
		2	0.042	0.0306	0.0726	57.876	42.124
		3	0.0027	0.0732	0.0759	3.68	96.32
	涡轮盘	1	0.0124	0.0010	0.0134	92.355	7.645
		2	0.0249	0.0524	0.0773	32.229	67.771
		3	0.0154	0.0197	0.0351	43.987	56.013
150 h 持久试车 (考虑调整试车)	叶片	1	2.61e-4	0.1539	0.1541	0.17	99.83
		2	0.1138	0.0313	0.1451	78.44	31.56
		3	0.0067	0.0751	0.0818	8.25	91.75
	涡轮盘	1	0.0338	0.0011	0.0348	96.96	3.04
		2	0.0639	0.0536	0.1175	54.42	45.58
		3	0.0403	0.0206	0.0609	66.176	33.824

从表中可见,相对于实际飞行,150 h 持久试车各考核点低循环疲劳损伤比例减小,持久损伤比例加大,轮盘所有 3 个考核点、叶片第 2、3 考核点表现得尤其明显,即持久试车相对实际飞行持久损伤成分明显增加,符合实际。相对于 150 h 持久试车,调整试车阶段时间不长,但各考核点消耗的低循环损伤明显增大,这主要是因为调整试车需要频繁启动-停车所致。

4.2 150 h 持久试车换算为实际使用的等当量寿命换算率

按照线性累积损伤理论,零件的总损伤 D 可由与时间无关的疲劳损伤 D_f 和与时间相关的持久损伤

D_e 线性相加得到^[10]。在不考虑疲劳/持久交互作用的情况下,当 D 值接近于 1 时寿命耗尽,达到破坏。因此可以认为当 D_f 的数值与 D_e 的数值相等时,疲劳损伤与持久损伤是等效的。按此原则,零部件在不同载荷谱下的损伤可以等效换算。

假设零部件在试车载荷谱下损伤考核点的损伤为 D_1 ,在实际使用载荷谱下损伤考核点的损伤为 D_2 ,实际使用时间 T ,则持久试车相当于外场实际使用的时间 $T_0=(D_1/D_2) \times T$ 。

4.2.1 叶片持久试车寿命消耗与实际使用的等当量寿命换算

(1)不考虑调整试车时,叶片在 150 h 持久试车时的损伤最大点是考核点 1,最大损伤是 0.1499;飞行载荷谱下的损伤最大点是考核点 2,最大损伤是 1.5455;则试车损伤相当于外场实际使用损伤的 9.705%,相当于外场实际使用时间 $T_1=9.705\% \times 1445.89=140.32$ h。

(2)考虑调整试车时,持久试车时损伤最大点是考核点 1,最大损伤是 0.1541;在飞行载荷谱下的损伤最大点是考核点 2,最大损伤是 1.5455;则试车损伤相当于外场实际使用损伤的 9.97%,相当于外场实际使用时间 $T_2=9.97\% \times 1445.89=144.19$ h。

4.2.2 轮盘持久试车寿命消耗与实际使用的等当量寿命换算

(1)不考虑调整试车时,轮盘在 150 h 持久试车时的损伤最大点是考核点 2,最大损伤是 0.0773,其中低循环损伤占 32.229%;飞行载荷谱下的损伤最大点是考核点 2,最大损伤是 0.6895;则试车损伤相当于实际使用损伤的 11.209%,相当于实际使用时间 $T_3=11.209\% \times 1445.89=162.07$ h。

(2)考虑调整试车时,轮盘持久试车的损伤最大点是考核点 2,最大损伤是 0.1175,其中低循环损伤占 54.42%;在飞行载荷谱下的损伤最大点是考核点 2,最大损伤是 0.6895;则试车损伤相当于外场飞行损伤的 17.039%,相当于外场实际使用时间 $T_4=17.03\% \times 1445.89=246.37$ h。

综合以上计算可知,轮盘受低循环影响较叶片为大。为了安全起见,该型发动机涡轮部件 150 h 持久试车寿命消耗换算为实际飞行寿命消耗应以轮盘为准,换算率 $\beta=246.37/150=1.642$ 。

5 结论和建议

(1)基于温度场、应力场和榫头、榫槽接触分析计算结果,确定了叶片和轮盘的寿命考核点,采用时间-循环分数相加法对叶片和轮盘进行了疲劳/持久损

伤分析。计算结果表明,在飞行载荷谱下低循环疲劳损伤是叶片和轮盘损伤的主要因素,持久损伤比例较小;150 h 持久试车下持久损伤所占比例明显增加,疲劳、持久相当。

(2)按照损伤等效原则完成了 150 h 持久试车寿命消耗向外场实际使用寿命消耗的当量换算。不考虑调整试车时,150 h 持久试车与实际使用的换算,对叶片相当于 140.32 h,对轮盘相当于 162.07 h;考虑调整试车时,150 h 持久试车与实际使用的换算,对叶片相当于 144.19 h,对轮盘相当于 246.37 h。150 h 持久试车的发动机寿命消耗换算为实际使用寿命消耗应以考虑调整试车的轮盘为准,换算率为 1.642。

(3)由于缺少系统、完整的材料性能试验,本文采用 EGD-3 疲劳寿命分析方法进行疲劳损伤评估,在缺乏试验数据的情况下,采用简化方法得到对称循环疲劳寿命曲线作为构件疲劳寿命计算的依据,计算结果存在一定误差。

参考文献:

- [1] 何景兰,洪杰,李其汉. 航空发动机实时寿命监控及数据处理方法研究[J]. 航空动力学报,1996(4):346-347.
HE Jinglan,HONG Jie,LI Qihan. Aeroengine life monitoring and real-time data processing [J]. Journal of Aerospace Power,1996(4):346-347. (in Chinese)
- [2] 洪杰,张大钧,韩继斌. 航空发动机关键件使用寿命监视系统设计[J]. 北京航空航天大学学报,2000,26(1):46.
HONG Jie,ZHANG Dajun,HAN Jibin. Design of life usage monitoring system of aeroengine critical part [J]. Journal of Beihang University,2000,26(1):46. (in Chinese)
- [3] 陈国栋,邢雷,赵明. 国外航空发动机关键件定寿和延寿方法分析[J]. 航空发动机,2013,39(5):60-65.
CHEN Guodong,XING Lei,ZHAO Ming. Analysis of life deciding and life extending for aeroengine critical parts[J]. Aeroengine,2013,39(5):60-65. (in Chinese)
- [4] 陈小磊,郭迎清,张书刚. 航空发动机寿命延长控制综述[J]. 航空发动机,2013,39(1):17-22.
CHEN Xiaolei,GUO Yingqing,ZHANG Shugang. Summary of life extending control for an aeroengine [J]. Aeroengine,2013,39(1):17-22. (in Chinese)
- [5] 西航设计所.某型发动机技术总结精选[R]. 西安:西安航空发动机(集团)有限公司,2000:36-38.
Design Department of Xi'an Aeroengine (Group) Co. Ltd. Selected technology summary of engine bay [J]. Xi'an: Xi'an Aeroengine (Group) Co., Ltd, 2000: 36-38. (in Chinese)
- [6] Melis M E,Zaretsky E V. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability[R]. AIAA-97-1071.
- [7] 赵霞. 某涡桨发动机涡轮转子强度与寿命[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.
ZHAO Xia. Strength analysis and life prediction of a turboprop gas turbine rotor [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2005. (in Chinese)
- [8] 付娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片的强度分析和寿命计算 [D]. 西安:西北工业大学,2006.
FU Na. Strength analysis and life span of a certain type of aeroengine turbine disc and blade [D]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2006. (in Chinese)
- [9] 任如飞,赵明.某型发动机低压一级涡轮榫头接触应力分析报告[R]. 西安:西北工业大学,2005:5-10.
REN Rufe,ZHAO Ming. Rabbet contact stress analysis report of 1st LP turbine disc for an aeroengine [R]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University,2005:5-10. (in Chinese)
- [10] 宋兆泓,熊昌炳,郑光华. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京:北京航空学院出版社,1988:1-30.
SONG Zhaohong,XIONG Changbing,ZHENG Guanghua. Strength design of aero gas turbine engine [M]. Beijing:Beijing Aviation Institute Press,1988:1-30. (in Chinese)
- [11] 李斌,白广忱. 某飞行科目中涡轮盘的损伤计算矢量喷管运动仿真[J]. 航空发动机,2013,39(5):55-59.
LI Bin,BAI Guangchen. Damage calculation of turbine disk in a flight subject[J]. Aeroengine,2013,39(5):55-59. (in Chinese)
- [12] 杨俊,张贵斌,祁圣英,等. 发动机高压两级涡轮盘联合低循环疲劳寿命试验[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012(1):9-13.
YANG Jun,ZHANG Guibin,QI Shengying,et al. Joint test of two-stage HP turbine disk low cycle fatigue life [J]. Gas Turbine Experiment and Research,2012(1):9-13. (in Chinese)
- [13] 李伟,董立伟,耿中行,等. 模拟扭矩载荷作用的涡轮盘低循环疲劳寿命试验[J]. 航空动力学报,2010,25(6):1346-1351.
LI Wei,DONG Liwei,GENG Zhongxing,et al. Experiment of turbine disc low cycle fatigue life with additional torque [J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(6):1346-1351. (in Chinese)
- [14] 王卫国,古远兴,卿华,等. 轮盘低循环疲劳寿命预测方法研究及试验验证[J]. 航空动力学报,2006,21(5):862-866.
WANG Weiguo,GU Yuanxing,QING Hua,et al. Investigation of disk LCF life prediction and its experimental verification [J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(5):862-866. (in Chinese)
- [15] 隋福成,刘文斑,王磊. 飞机结构关键件设计改进后的疲劳寿命评定技术[J]. 航空学报,2007,28(1):135-137.
SUI Fucheng,LIU Wenting,WANG Lei. Technique about evaluating the fatigue life of the improved main components in aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2007,28(1):135-137. (in Chinese)
- [16] Rolls-Royce LTD. 斯贝 MK-202 发动机应力标准(EGD-3) [S]. 北京:国际航空编辑部,1979:146-150.
Rolls-Royce LTD. Stress standard of bay MK-202 engine (EGD-3) [S]. Beijing:International Air Editorial,1979:146-150. (in Chinese)
- [17] 徐可君,叶新农. 航空发动机综合飞行换算率的确定 [J]. 推进技术,2006(1):24-29.
XU Kejun,YE Xinnong. Study on assessment method of comprehensive flight conversion ration for aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology,2006(1):24-29. (in Chinese)
- [18] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京:航空工业出版社,2004:225-226.
SU Qingyou. Manual of determining life for main parts of aero turbojet and turbofan engine [M]. Beijing:Aviation Industry Press,2004:225-226. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)