

基于推广疲劳-蠕变等效转换理论的高温条件 载荷谱编制方法^{*}

王常宇, 李政广, 秦海勤, 徐可君, 肖 阳

(海军航空大学青岛校区 航空机械工程与指挥系, 山东 青岛 266041)

摘 要: 针对现有载荷处理方法对高温条件下保载时间内损伤的忽略或考虑不足问题, 对疲劳-蠕变转换理论进行了推广, 给出普适的转换模型建立流程, 以此修正雨流计数中的等值点压缩、小幅值剔除等数据压缩步骤, 从而获得了能够量化全工况保载损伤的高温条件载荷谱编制方法。在航空发动机高压涡轮盘上的应用表明: 本方法考虑了全工况等值及小幅值载荷贡献的疲劳-蠕变耦合损伤, 其相当于纯疲劳循环(传统雨流法)的298.25%, 比常规转换方法多236.91%; 寿命预测误差为8.35%, 较常规转换方法降低了95%, 仅为传统雨流法的2.5%, 证明了优化的高温条件载荷谱编制方法的应用价值。

关键词: 航空发动机; 保载时间; 雨流计数法; 载荷谱; 寿命预测

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 09-210399-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210399

Method for Load Spectrum Compiling Spectra under High Temperature Conditions Based on Generalized Equivalent Transformation Theory of Fatigue-Creep Load

WANG Chang-yu, LI Zheng-guang, QIN Hai-qin, XU Ke-jun, XIAO Yang

(Department of Aviation Mechanical Engineering and Management in Qingdao Branch, Naval Aviation University, Qingdao 260041, China)

Abstract: Aiming at the problem of ignoring or insufficiently considering the holding time at elevated temperature through the existing methods, a common method to establish the fatigue-creep equivalent transformation model is offered based on the generalized transformation theory. Accordingly, the damage contributed by the holding time and massive small-amplitude cycles in load history are measured quantitatively with optimizing the related steps concluding equivalent compression and invalid amplitude elimination in the rainflow counting. The application on high-pressure turbine disc of an aero-engine shows that the method takes into account the fatigue-creep coupling damage in full work conditions, which is equivalent to 298.25% of the pure fatigue cycles (by traditional rainflow method) and 236.91% more than conventional transformation method. The life prediction error is 8.35%, which is 95% lower than the conventional method and is only 2.5% of the traditional method. The applicability for high temperature load spectrum compilation is confirmed.

Key words: Aero-engine; Holding time; Rainflow counting; Load spectrum; Life prediction

^{*} 收稿日期: 2021-06-22; 修订日期: 2021-07-29。

基金项目: 国家自然科学基金(11772089)。

作者简介: 王常宇, 硕士, 讲师, 研究领域为航空发动机结构强度。

通讯作者: 秦海勤, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机转子动力学与结构完整性。

引用格式: 王常宇, 李政广, 秦海勤, 等. 基于推广疲劳-蠕变等效转换理论的高温条件载荷谱编制方法[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 210399. (WANG Chang-yu, LI Zheng-guang, QIN Hai-qin, et al. Method for Load Spectrum Compiling Spectra under High Temperature Conditions Based on Generalized Equivalent Transformation Theory of Fatigue-Creep Load[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(9):210399.)

1 引 言

载荷谱是航空发动机结构完整性研究全过程的依据^[1],由载荷-时间历程适当压缩得到^[2-3]。作为一种随机载荷处理方法,雨流计数法可简便地提取时间无关的关键信息^[4],且其计数规则迎合了循环加载下材料的应力-应变迟滞回线^[5],因而在机械工程、振动系统及功率半导体等领域得到广泛应用^[6-10]。

经典的雨流计数法分为数据压缩(伪数据替换、等值点压缩、峰谷值检测和小幅值剔除等步骤)和循环提取两大模块。其中,等值点压缩和小幅值剔除是基于损伤完全由疲劳循环贡献的思想的简化步骤,认为载荷历程中主循环外的小循环对寿命几无影响,其理论依据是较低温度条件下材料时间相关的蠕变行为通常可以忽略。小幅值剔除(包括等值点压缩)的关键在于剔除后剩余载荷贡献的损伤应与原始历程等效,于是许多学者在这一方面进行了研究。

徐可君等^[11]分析了某部队一年内的飞行剖面数据,认为峰值应力低于 $0.3\sigma_b$ 的次循环造成的疲劳损伤可忽略不计;洪杰等^[12]在其设计的航空发动机关键件寿命消耗监视系统中提出峰值应力低于 $0.03\sigma_b$ 的次循环应当剔除;苏清友^[13]提出了按飞行载荷变程的8%~12.5%阈值进行小幅值剔除的涡扇发动机载荷处理方法;Vandijk等^[14]试验研究了略去不同阈值对疲劳损伤的影响,得出阈值不超过循环最大应力幅的13%时疲劳寿命几无差别的结论;Conover等^[15]认为舍去最大载荷的10%对疲劳寿命预测结果不产生影响;宋迎东等^[3]在推导某发动机综合任务载荷谱时以三循环编谱为基础,对峰值转速小于80%的循环加以忽略;Heuler等^[16]的试验结果表明低于材料疲劳极限50%的小载荷可以不计损伤。

尽管上述研究取得了一定的应用成果,但均未摆脱计数方法本身的局限性。对于受载情况极端且复杂的发动机热端部件(如涡轮盘)而言,高温下材料的蠕变行为不再微弱,保载时间内疲劳-蠕变的交互作用显著限制了其使用寿命^[17]。显然,此时若沿用传统雨流法将忽略由时间较长或平均应力较大的大量小幅值载荷贡献的相当一部分损伤,寿命预测将偏于危险。同时,由经验设定的应力、载荷百分比或疲劳强度极限等剔除阈值非常敏感,存在明显的个体差异性^[18]:某个经验阈值换到不同型号、使用单位和环境以及飞行任务的发动机上,便不再适用而需要重新确定。

基于以上,本文对疲劳-蠕变转换理论进行了推广,给出普适的转换模型建立流程,以此修正雨流计

数中的数据压缩模块,从而获得能够定量衡量承载损伤的高温条件载荷谱编制方法。将其应用在某型航空发动机高压涡轮盘寿命预测中,并与传统雨流计数法、常规转换方法进行了对比验证。

2 推广的疲劳-蠕变载荷等效转换理论

课题组前期提出了基于损伤曲线的疲劳-蠕变载荷等效转换理论^[19],将特定载荷水平的等值点等效换算为疲劳循环。为了全面地考虑完整工况区间(任意载荷水平、温度、保载时间)内保载时间贡献的疲劳-蠕变耦合损伤并考虑小幅值和等值载荷复合加载的情况,对该理论进行如下推广:

(1)将高温条件转速小幅值循环视为保载;

(2)若一组疲劳-蠕变复合(保载时间 $t_h \neq 0$)加载与相同峰谷值的另一组纯疲劳($t_h = 0$)加载贡献的损伤相等,即

$$\left(n_f/N_f\right)^a = D_f = D_{f-c} = \left(n_{f-c}/N_{f-c}^{t_h}\right)^b \quad (1)$$

式(1)经过变形,可得等效换算比 $[K]$ 为

$$[K](S, t_h, T) = N_f/(N_{f-c}^{t_h})^{b/a} \quad (2)$$

式中 a, b 分别为纯疲劳和疲劳-蠕变复合加载时的损伤指数; $N_f, N_{f-c}^{t_h}$ 分别为二者对应的寿命循环数,上述参数均由低周疲劳(疲劳-蠕变)试验获得。

对应于某一工况点(应力水平 S 、保载时间 t_h 、温度 T), $[K]$ 的意义是: $t_h \neq 0$ 时,1个循环贡献的损伤相当于 $t_h = 0$ 时的 $N_f/(N_{f-c}^{t_h})^{b/a}$ 个循环,如图1所示。

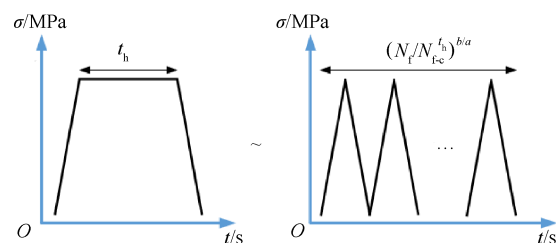


Fig. 1 Equivalent transformation between fatigue-creep load and fatigue load

3 高温条件载荷谱编制方法

高温条件下的载荷谱编制须额外考虑疲劳-蠕变耦合损伤。由上文确定等效换算比 $[K]$ 时,其与三个参数相关(应力水平 S 、保载时间 t_h 、温度 T),不利于建模求解。

由EGD-3应力标准^[20],温度为 T 时的应力水平 S_T 对材料引起的疲劳损伤取决于其与该温度下材料抗拉强度 $S_{T_0}^T = S_T \frac{\sigma_b^{T_0}}{\sigma_b^T}$ 之比。因此,可将各温度 T 对应

的应力 S_T 都转换为某一参考温度 T_0 下的等效应力 $S_{T_0}^T$ 为

$$S_{T_0}^T = S_T \frac{\sigma_b^{T_0}}{\sigma_b^T} \quad (3)$$

这样,式(2)即可简化为仅包含两个参数的形式

$$[K](S_T, t_h) = \frac{N_f}{(N_f - c)^{b/a}} \quad (4)$$

上式左边可通过多项式级数逼近确定(Weierstrass逼近定理),系数由最小二乘回归试验数据得到。兼顾拟合精度和求解难度,经比较后(一阶形式 $R^2=0.86$,二阶形式 $R^2=0.95$,三阶形式不稳定),选取二阶多项式形式为

$$[K](S_T, t_h) = c_0 + c_1 S_T + c_2 t_h + c_3 S_T t_h + c_4 S_T^2 + c_5 t_h^2 \quad (5)$$

式中 c_i 为材料参数。

基于以上,对雨流计数流程作如下修正:

(1) 等值点处理

在峰谷值提取前,识别等值载荷持续时长(保载时间),调用模型将其转换为疲劳循环并在原载荷-时间历程中压缩为一点。

(2) 小幅值循环处理

定义“小幅值”的阈值可由按不同幅值去除时总损伤值下降趋势变化确定,如 0.3% [18]。小循环主要集中于峰谷值都在 80% 以上的转速范围,这正是发动机使用频繁的区域,油门杆小幅移动较多;在慢车转速区间也有一部分;慢车转速以下区间可忽略不计。

在峰谷值提取后,识别慢车转速区间以上的小幅值循环峰谷值,如图2所示。

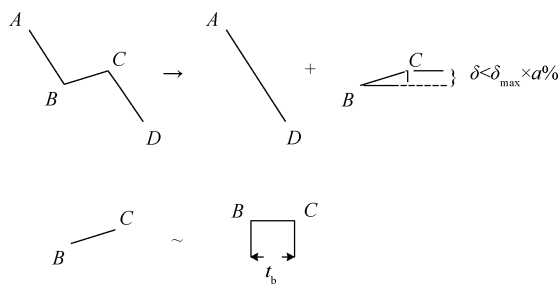


Fig. 2 Processing for small-amplitude cycles

循环判读采用“四点法”,即由相邻四点的大小关系(图中 $|AB| > |BC|$, $|BC| \leq |CD|$)作为判据。将小幅值循环视为保载(即“0幅值循环”),识别出循环峰谷值在原历程中的位置以计算其间隔的保载时间,并由模型转换为疲劳循环。

需要注意,等效转换模型表达的是保载时间相对纯疲劳循环的换算关系,而实际载荷历程中保载

的位置、时间分布的随机性较大,为使程序能够自适应地识别处理历程中的各种保载载荷,需将换算比式(1)变形得到平均意义上每秒保载时间对应疲劳循环 n_f 的换算式为

$$[J_T]_{(S_T, t_h)} = ([K_T]_{(S_T, t_h)} - 1)/t_h \quad (6)$$

(3)利用 Goodman 曲线 [21] 将多次雨流计数得到的非对称应力循环(谷值-峰值-谷值,谷值 ≥ 0)统计矩阵转换为“0-峰值-0”型脉动应力循环统计矩阵,叠加前述步骤得到的转换疲劳循环统计矩阵从而获得总循环统计矩阵,如图3所示。

完整的高温条件载荷谱编制流程如下:

(1)数值计算。获得部件寿命考核区域的各工况(转速 n)状态参数,如应力场 $S(n)$ 、温度场 $T(n)$;

(2)拉伸试验。获得材料抗拉强度与温度的关系 $\sigma_b(T)$;

(3)等效应力换算。由(1),(2)结果将不同温度下的应力换算为同一参考温度下的等效应力 $S_{T_0}^T = S_T \frac{\sigma_b^{T_0}}{\sigma_b^T}$;

(4)单/多级加载的疲劳、疲劳-蠕变试验。获得各载荷水平、保载时间的寿命、损伤指数以及疲劳-蠕变等效换算比 $[K] = \frac{N_f}{(N_f - c)^{b/a}}$;

(5)确定转换模型参数 $[K](S_T, t_h)$;

(6)将模型嵌入载荷处理程序。

4 涡轮盘载荷谱编制与寿命预测

4.1 有限元分析

结合使用工况及实测飞参,对航空发动机高压涡轮盘(材料为镍基粉末高温合金 FGH96)进行热-弹塑性分析,最大状态应力场如图4所示。

可见,轮盘辐板与后封严齿根部的过渡圆角处为危险区域,确定其为寿命考核区域。为简化分析,选定发动机主要工况点的状态参数作为后续试验条件。各工况点的径向应力和温度如表1所示。

利用最小二乘法拟合得到径向应力 S 及温度 T 与转速 n_2 的关系为

$$S = -5.37 \times 10^{-6} n_2^2 + 0.168 n_2 \quad (7)$$

$$T = 1.13 \times 10^{-7} \times n_2^{2.35} \quad (8)$$

4.2 试验结果分析

按照 GB/T228.2-2015《金属材料拉伸试验高温试验方法》及 GB/T15248-2008《金属材料轴向等幅低循环疲劳试验方法》开展材料试验。试件尺寸见

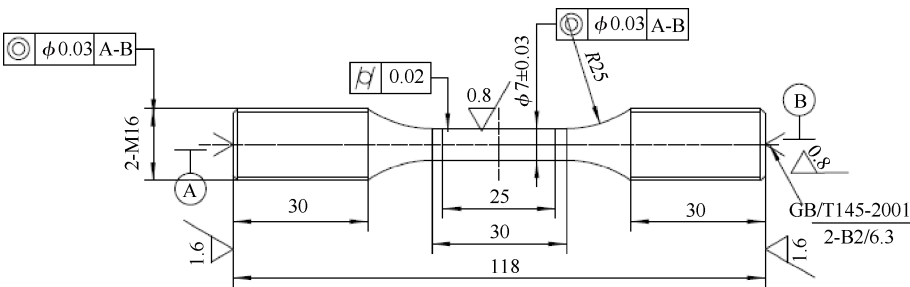


Fig. 5 Samples of tensile, fatigue or fatigue-creep tests (mm)



(a) Tension (b) Low cycle fatigue

Fig. 6 Diagram of sample installation

Table 2 Tensile test results at different temperatures

Temperature $T/^{\circ}\text{C}$	25	450	550	650	750	850
Tensile strength σ_b/MPa	1546	1519	1474	1408	1224	790

根据该发动机实际工作温度并结合有限元分析结果,取涡轮盘后封严篦齿根部的参考温度 T_0 为 550°C 。

(2) 带保载时间的低周疲劳试验

由式(9),式(10)得到 4 个典型工况点参考温度下的等效应力分别为 1066, 1144, 1244, 1287MPa。单独及依次加载的低周疲劳/疲劳-蠕变试验结果如表 3~6 所示。

Table 3 Individual loading fatigue test results

Equivalent stress	1287MPa	1244MPa	1144MPa	1066MPa
Cycle	4916	13549	41587	88430

Table 4 Joint loading fatigue test results (cycle, load in the order from left to right)

Test	Equivalent stress			
	1287MPa	1244MPa	1144MPa	1066MPa
1	900	3000	4000	51842
2	800	4000	5000	45525
3	700	5000	6000	38966
4	600	6000	7000	32154

Table 5 Individual loading fatigue-creep test results (cycle)

Holding time/s	Equivalent stress			
	1287MPa	1244MPa	1144MPa	1066MPa
1	1932	2472	3994	5984
5	1098	1758	2263	4801
10	963	1546	1944	2960
15	916	1022	1560	1953
20	462	567	895	1216
25	271	364	448	552

Table 6 Joint loading fatigue-creep test results (cycle, load in the order from left to right)

Holding time/s	Equivalent stress			
	1287MPa	1244MPa	1144MPa	1066MPa
1	500	300	400	3783
	550	400	500	3310
	600	500	600	2820
	650	600	700	2309
5	200	300	300	2939
	250	400	400	2300
	300	500	500	1625
	350	600	600	901
10	50	200	200	2323
	100	300	300	1900
	150	400	400	1451
	200	500	500	973
15	50	200	100	1455
	100	250	200	1167
	150	300	300	865
	200	350	400	545
20	50	50	30	982
	90	90	50	785
	130	130	70	580
	170	170	90	367
25	30	30	30	429
	40	40	40	386
	50	50	50	342
	60	60	60	297

4.3 疲劳-蠕变载荷等效转换

利用试验数据求得损伤指数(见表 7)并代入式(4),(5),从而得到疲劳-蠕变载荷与疲劳载荷的等效换算模型,如图 7 及式(11)所示($R^2 = 0.9463$)。

Table 7 Low-cycle fatigue damage index (b/a)

Holding time/s	Equivalent stress			
	1287MPa	1244MPa	1144MPa	1066MPa
0	1.053	1.057	1.076	1.123
1	1.087	1.095	1.124	1.131
5	1.063	1.074	1.088	1.125
10	1.052	1.072	1.089	1.107
15	1.048	1.059	1.082	1.098
20	1.042	1.051	1.058	1.07
25	1.025	1.035	1.061	1.076

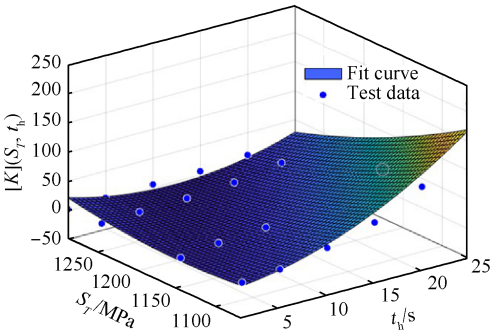


Fig. 7 Equivalent transformation model for fatigue-creep load based on flight parameters

$$\begin{aligned} [K_T]_{(S_r, t_h)} = & 389.1 + 22.59t_h - 0.6745S_r + \\ & 0.1296t_h^2 - 0.01966t_hS_r + 0.0002971S_r^2 \end{aligned} \quad (11)$$

4.4 涡轮盘载荷谱编制

选取某型航空发动机 591 组飞参数据,总工作时

间为 532.3h,分别利用传统雨流法(Traditional Rainflow Counting,T-RC)、文献[19]方法(XY-RC)以及本文改进的雨流计数法(Improved Rainflow Counting,I-RC)统计寿命考核区域的应力循环谱,如表 8 所示。三者统计得到的总循环数分别为 35508,41929 和 65574。

最后,利用寿命-时间分数预测法由表 8 得到 T-RC,XY-RC 和 I-RC 三种方法的损伤值分别为 0.0988,0.1594 和 0.3935。文献[19]由局部转速区间的等值点换算考虑的损伤相当于纯疲劳循环(T-RC 结果)的 61.34%,而本文方法由全工况等值及小幅值载荷处理引入的损伤相当于纯疲劳循环的 298.25%。三种方法所预测的剩余寿命分别为 4857.2h,2806.8h 和 822.0h;总寿命为 5388.5h,3338.8h 和 1354.4h。与目前该型发动机规定的高压涡轮盘寿命 1250h 相比,由式(12)得到三种方法预测误差分别为 331.08%,167.1%,8.35%。

$$Error_{rc} = \left| \frac{T_{residual} + T_0 - T_{total}}{T_{total}} \right| \quad (12)$$

可见,应用本文高温条件载荷谱编制法的寿命预测结果更加精确,优化明显;高温条件下的载荷处理必须针对保载时间内的疲劳-蠕变耦合损伤加以考虑,传统雨流法和文献[19]方法得到的误差较大是由于对这部分载荷忽略或考虑不足所

Table 8 Load cycle matrix of turbine disc (cycle)

Trough value/MPa	Method	Peak value/MPa						
		1244~1287	1207~1244	1144~1207	1066~1144	963~1066	848~963	<848
1207~1244	T-RC	44	0	0	0	0	0	0
	XY-RC	44	0	0	0	0	0	0
	I-RC	44	0	0	0	0	0	0
1144~1207	T-RC	1040	5881	12008	0	0	0	0
	XY-RC	1036	5853	11929	0	0	0	0
	I-RC	1036	5853	11929	0	0	0	0
1066~1144	T-RC	2515	1574	8467	362	0	0	0
	XY-RC	2504	1574	8448	361	0	0	0
	I-RC	2504	1574	8448	361	0	0	0
963~1066	T-RC	268	113	1262	1174	0	0	0
	XY-RC	268	113	1260	1172	0	0	0
	I-RC	268	113	1260	1172	0	0	0
848~963	T-RC	0	0	0	0	0	0	0
	XY-RC	0	0	0	0	0	0	0
	I-RC	0	0	0	0	0	0	0
715~848	T-RC	1	0	0	0	0	0	0
	XY-RC	1	0	0	0	0	0	0
	I-RC	1	0	0	0	0	0	0
564~715	T-RC	0	0	0	0	0	0	0
	XY-RC	0	0	0	0	0	0	0
	I-RC	0	0	0	0	0	0	0
<564	T-RC	550	13	7	3	6	0	220
	XY-RC	550	639	953	680	2370	0	2174
	I-RC	550	2316	5233	6724	16107	81	2174

致,而其贡献了总损伤中的大部分(本文应用中为74.89%)。

5 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)针对现有高温条件载荷处理方法对保载时间内损伤的忽略或考虑不足问题,本文引入推广的疲劳-蠕变载荷等效转换理论作为结构与材料的失效机制和载荷处理之间的枢纽;优化的高温条件载荷谱编制方法能够定量地将载荷-时间序列中的小幅值循环等损伤计入循环提取矩阵,较好地平衡了载荷压缩与保真;且模型一经建立,这一识别过程对于差异化的载荷历程能够自适应地调整。

(2)以某型发动机涡轮盘寿命预测作为验证,由全工况等值及小幅值载荷处理考虑的损伤相当于纯疲劳循环(传统雨流)的298.25%,比常规计算方法多236.91%;对航空发动机高压涡轮盘的寿命预测误差为8.35%,比常规方法低95%,仅为传统雨流计数法的2.5%,证明了该方法评估高温下复杂受载部件寿命的应用性,对各种工作环境、工作历程的金属部件使用载荷谱的编制工作均具备适用价值。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 王通北,沈丙炎. 对国军标GJB241-87《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》的一些修改建议(有关结构完整性方面)[J]. 航空发动机, 1995(4): 42-51.
- [2] 马双员,张永峰. 航空发动机载荷谱综述[J]. 现代机械, 2011(5): 15-17.
- [3] 宋迎东,高德平. 发动机机动飞行类综合载荷谱研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 212-216.
- [4] 赵 盛. 某涡轴发动机加速任务试车谱编制及验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [5] 张洋洋,何 丽,刘 琥,等. 基于载荷谱的结构疲劳寿命预测技术研究及应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(4): 78-81.
- [6] Capponi L, Eshik M, Slavi J, et al. Non-Stationarity Index in Vibration Fatigue: Theoretical and Experimental Research [J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 104: 221-230.
- [7] Cui C, Zhang Q, Luo Y, et al. Fatigue Reliability Evaluation of Deck-to-Rib Welded Joints in OSD Considering Stochastic Traffic Load and Welding Residual Stress [J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 111: 151-160.
- [8] Gopireddy L R, Tolbert L M, Ozpineci B, et al. Rain-flow Algorithm-Based Life-Time Estimation of Power Semiconductors in Utility Applications on Industry Applications [J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2015, 51(4): 3368-3375.
- [9] Mainka K, Thoben M, Schilling O. Lifetime Calculation for Power Modules, Application and Theory of Models and Counting Method [C]. UK: *Proceeding of the 14th European Conference on Power Electronics and Applications in Birmingham*, 2011.
- [10] Musallam M, Johnson C M, Yin C, et al. Real-Time Life Expectancy Estimation in Power Modules [C]. UK: *IEEE Electronics System Integration Technology Conference in Greenwich*, 2008.
- [11] 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, 27(1): 24-29. (XU Ke-jun, YE Xin-nong. Study on Assessment Method of Comprehensive Flight Conversion Ratio for Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1): 24-29.)
- [12] 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 (1): 45-48.
- [13] 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.
- [14] Vandijk G M, Dejonge J B. Introduction to a Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue Evaluation [R]. *Lausanne: National Aerospace Laboratory*, 1975.
- [15] Conover J C, Jaeckel H R, Kippola W J, et al. Simulation of Field Loading in Fatigue Testing [J]. *Journal of Terramechanics*, 1966, 3(3): 101-102.
- [16] Heuler P, Seeger T. A Criterion for Omission of Variable Amplitude Loading Histories [J]. *Elsevier*, 1986, 8(4).
- [17] 胡殿印,马琦航,高 晔,等. GH720Li镍基高温合金蠕变-疲劳试验研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2018, 47(7).
- [18] 徐可君,王永旗,夏毅锐,等. 基于飞参的小幅值载荷循环对疲劳寿命计算的影响分析[J]. 机械强度, 2016, 38(3).
- [19] 肖 阳,徐可君,秦海勤,等. 基于疲劳-蠕变载荷等效转换的涡轮盘载荷谱编制及寿命预测[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2316-2324. (XIAO Yang, XU Ke-jun, QIN Hai-qin, et al. Load Spectrum Compiling and Life Prediction for Turbine Disc Based on Equivalent Transformation of Fatigue-Creep Load [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2316-2324.)
- [20] EGD-3, 斯贝 MK202 发动机应力标准[S].
- [21] 王铁凡. 航空发动机涡轮盘的寿命预测及可靠性研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2017.

(编辑:朱立影)