

某航空发动机热端件寿命消耗 计算模型及寿命监视

北京航空航天大学 何景兰** 洪 杰 李其汉

【摘要】 在航空发动机热端件寿命消耗模型中考虑了离心负荷、热负荷及蠕变的影响。在计算中通过对一般军用发动机飞行剖面的数据处理提取出影响寿命的 3 个主要循环进行其寿命消耗的计算。应用线性累积损伤理论将各种形式的寿命消耗百分数叠加以得到每次飞行发动机的寿命消耗和剩余寿命。以航空发动机高压涡轮盘作为算例, 针对榫槽第二喉部、轮缘与腹板连接处和盘中心孔三危险处进行了寿命消耗计算。按本文模型编制的计算程序可对发动机热端件进行实时寿命监视。

主题词: 寿命 监视 消耗 循环载荷

分类号: O 346. 2

1 寿命消耗计算模型^[1]

飞行循环的确定: 为计算寿命消耗首先应提取飞行剖面循环数。发动机实际转速(应力)飞行剖面通常由一个主循环和若干个次循环组成。寿命计算时需将其换算成标准循环。采用实时雨流计数法得到所有循环并识别每一循环的最大和最小应力及应变。

根据航空发动机的使用情况并参考文献[2]可分成主循环 LCF1 (停车—最大—停车)、次循环之一 LCF2 (慢车—最大—慢车)、次循环之二 LCF3 (巡航—中间—巡航)。寿命计算时需将次循环按照修正的 Goodman 图转换成脉动循环或对称循环。转换成对称循环表达式为:

$$\sigma_{10} = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) / \{ [2 - K_0(\sigma_{\max} + \sigma_{\min})] / \sigma_s \} \quad (1)$$

需指出, 对于一些较小的次循环, 当其峰值应力 $\sigma_{\max} < 0.03\sigma_s$ 时, 由于对疲劳损伤极小可以略而不计。

应力修正方法: 某型发动机的热端件在很小的局部区域出现塑性, 其应力值是按弹性理论计算得到的, 而实际上应力超过屈服极限后, 将按弹塑性条件重新分布。应用局部应力应变法对最大状态的应力进行修正, 修正后的应力状态仍按线弹性问题处理, 即用应力控制法预测寿命。根据 Neuber 准则及塑性区应力应变关系, 可导出理论峰值弹性应力 σ_s 和局部塑性区真应力 S 间的增量 K_n , 从而对循环应力进行修正, 进而对疲劳损伤计算进行修正:

$$S = \sigma_s - K_n, \quad S = [(\sigma_s^2/E) K^{1/(1+n)}]^{n/(1+n)} \quad (2)$$

式中, S 为循环稳定后应力集中区的真实应力幅值; σ_s 为理论峰值弹性应力; K_n 为 S 间的增量; K 为循环疲劳强度系数, 即产生一次循环所得到的真实应力; n 为循环应变硬化指数; E 为

材料弹性模量。认为增量 K_n 为常值并对任意次循环适用。

线性累积损伤理论应用: $\sum (n_i/N_i) = 1, (i = 1, 2, 3, \dots)$ 。式中 N_i 是给定载荷水平下的疲劳寿命, 是在给定载荷水平下实际使用掉的循环数。应该强调指出, 正确地应用线性累积损伤规律, 其循环中的应力或应变应是全反复的, 即其平均应力或平均应变等于零^[1]。

(1) 低循环疲劳寿命消耗计算。低循环疲劳应包括离心载荷、扭转载荷、气动力及温度梯度和不均匀膨胀等引起的应力循环。如果在发动机零件中造成其破坏的应力主要由转子转速引起的离心力产生, 则认为是机械因素导致的低循环疲劳(LCF)。计算低循环疲劳寿命需要用一合适的数学函数建立转速循环与疲劳的关系。对每一次飞行剖面提取循环后, 用次循环转换方法将所有的次循环转换成对称循环, 查出监测点在最大状态时的工作温度, 再查出构件材料在该温度下的应力—寿命关系式, 便可计算出每一循环的寿命值, 将各循环寿命值的倒数乘以该循环的个数并相加便得到一次飞行的寿命消耗百分数。

(2) 热疲劳寿命消耗计算。热疲劳实质也是低循环疲劳。要对零件进行精确的预测和监测, 就必须准确知道稳态和过渡状态下金属的温度。本文仅在上规定的 3 个主、次循环中考虑热负荷的作用, 即在计算应力同时考虑离心负荷和热负荷的作用, 统一按低循环疲劳进行寿命消耗计算。

(3) 蠕变寿命消耗计算。对于有长巡航飞行剖面的发动机而言蠕变比 LCF 成为更严格的寿命限制准则。蠕变寿命的计算步骤为: 对构件进行各状态下的应力、温度场计算和试验分析确定危险部位; 建立监视点处温度、应力与可监测的参数的函数关系; 获取构件材料的热强综合参数方程; 计算高温下每一状态的蠕变寿命; 将每一状态下蠕变寿命的倒数乘以其持续时间后相加得到蠕变寿命消耗百分数。

在航空发动机中热端件的寿命消耗主要取决于低循环疲劳、热疲劳、蠕变疲劳载荷的作用。综上所述, 航空发动机中热端件的寿命消耗可记为: $\sum (n_{fi}/N_{fi}) + \sum (n_{Ti}/N_{Ti}) + \sum \text{Sum} H_i = 1, (i = 1, 2, 3)$ 。式中: N_{fi} 是给定离心力载荷下的疲劳寿命, n_{fi} 为相应实际使用掉的循环数; N_{Ti} 是给定热循环载荷下的疲劳寿命, n_{Ti} 为相应实际使用掉的循环数; $\text{Sum} H_i$ 为给定状态的蠕变寿命消耗百分数。

2 某航空发动机高压涡轮盘寿命监测

某型发动机高压涡轮盘材料是 DA Inconel718, 根据某型发动机高压涡轮盘两种状态二维轴对称带温度负荷的应力计算结果, 并参考相似发动机核心机一级涡轮盘光弹性应力分析结果, 选定 3 个监视部位分别为: 榫槽第二喉部, 轮缘与腹板交接段处和中心孔边应力最大处。轮盘的监测主要考虑 LCF1、LCF2、LCF3 这 3 种循环。每种循环要考虑离心负荷和热负荷的综合作用。按照计算结果和参照相似发动机涡轮盘温度分布, 近似地给定了地面慢车、巡航和中间 3 种状态的温度场, 并依此温度场计算了包括温度负荷和离心负荷作用下的轮盘应力分布。进而对各监测部位寿命消耗计算。

(1) 榫槽第二喉部寿命消耗。由计算和实验研究高压涡轮盘榫槽第二喉部应力集中系数为 $K = 2.42$, 各状态平均应力乘以应力集中系数后分别为: 最大—911.6 MPa、地面慢车—472.6 MPa、巡航—658.5 MPa、中间—911.6 MPa。由于轮缘处的温度负荷对低循环疲劳寿命影响不大, 故此寿命消耗仅考虑离心负荷的作用即可。

轮盘材料为 DA GH416。为了同时比较 DA GH4169 材料和 GH4169 材料在第二喉部处寿

命消耗的差别,故同时也采用 GH 4169 材料数据计算监测点的寿命消耗。DA GH 4169 和 GH 4169 在 650℃时的性能数据如表 1。

表 1 DA GH 4169 和 GH 4169 在 650℃时的性能数据^[3]

	$\sigma_{0.2}$ (M Pa)	σ_b (M Pa)	E (M Pa)	K' (M Pa)	n'
DA GH 4169	1093	1233	182. 295	1763. 6	0. 1188
GH 4169	980	1129	153	1950	0. 15

两种材料在 650℃时的应力~ 寿命关系式分别为:

$$\Delta\sigma/2 = 1445. 6 \times (2N_f)^{-0. 0745}, \quad \Delta\sigma/2 = 1418. 9 \times (2N_f)^{-0. 08599} \tag{3}$$

式中 N_f 是断裂循环数。榫头第二喉部处最大状态的应力值仅接近材料的 $\sigma_{0.2}$, 暂不作修正。根据公式(1) 将 3 种循环应力分别转换成对称循环应力, 代入式(3) 即可得到 3 种循环的寿命循环数见表 2。

表 2 高压涡轮盘各监测部位寿命计算比较

部 位	榫槽第二喉部		转接段处	盘心处
温 度	650℃		550℃	360℃
材料型号	DA GH 4169	GH 4169	GH 4169	GH 4169
应力值	$\sigma_{\text{最大}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{最大}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{最大}} = 981. 0$	$\sigma_{\text{最大}} = 1084$
	$\sigma_{\text{地慢}} = 472. 6$	$\sigma_{\text{地慢}} = 472. 6$	$\sigma_{\text{地慢}} = 388. 3$	$\sigma_{\text{地慢}} = 613$
	$\sigma_{\text{巡航}} = 658. 5$	$\sigma_{\text{巡航}} = 658. 5$	$\sigma_{\text{巡航}} = 600. 7$	$\sigma_{\text{巡航}} = 924$
	$\sigma_{\text{中间}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{中间}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{中间}} = 981. 0$	$\sigma_{\text{中间}} = 1081$
LCF1	$\sigma_{\text{峰值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{峰值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{峰值}} = 981. 0$	$\sigma_{\text{峰值}} = 1084$
	$\sigma_{\text{幅值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{幅值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{幅值}} = 981. 0$	$\sigma_{\text{幅值}} = 1084$
LCF2	$\sigma_{\text{峰值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{峰值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{峰值}} = 981. 0$	$\sigma_{\text{峰值}} = 1084$
	$\sigma_{\text{幅值}} = 439. 0$	$\sigma_{\text{幅值}} = 439. 0$	$\sigma_{\text{幅值}} = 592. 7$	$\sigma_{\text{幅值}} = 471. 0$
LCF3	$\sigma_{\text{峰值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{峰值}} = 911. 6$	$\sigma_{\text{峰值}} = 981. 0$	$\sigma_{\text{峰值}} = 1081$
	$\sigma_{\text{幅值}} = 253. 1$	$\sigma_{\text{幅值}} = 253. 1$	$\sigma_{\text{幅值}} = 380. 3$	$\sigma_{\text{幅值}} = 157$
寿 命	$N_{f1} = 2423$	$N_{f1} = 294$	$N_{f1} = 332$	$N_{f1} = 225$
	$N_{f2} = 121725$	$N_{f2} = 2874$	$N_{f2} = 362$	$N_{f2} = 840$
	$N_{f3} = 7432027$	$N_{f3} = 39353$	$N_{f3} = 461$	$N_{f3} = 61564$

由表 2 可见, 经过 DA (时效) 处理的 DA GH 4169 材料, 在给出的三种应力循环情况下寿命比未经 DA 处理的 GH 4169 材料要高出许多。其中标准循环 DA GH 4169 材料的寿命是 GH 4169 材料寿命 N_{f1} 的 8. 24 倍, 次循环 1 的寿命 N_{f2} 两者差 42. 35 倍, 次循环 2 的寿命 N_{f3}

表 3 转接段处和中心孔处的应力值

	$\sigma_{\text{最大}}$	$\sigma_{\text{地慢}}$	$\sigma_{\text{巡航}}$	$\sigma_{\text{中间}}$
A (M Pa)	1020. 0	388. 27	600. 68	1020. 0
B (M Pa)	1154. 0	613	924	1128

两者差 189 倍。

(2) 轮缘与腹板转接段处和盘中心孔处寿命消耗计算。GH 4169 材料在 550℃和 360℃时的性能参数见表 3。由应力计算结果可得各状态应力值如表 3, 表中 A 和 B

分别代表转接段处和中心孔处。

GH 4169 材料在 550℃和 360℃时的性能参数见表 4。

表 4 GH 4169 材料在 550℃和 360℃时的性能参数

温 度	550℃	360℃
材料数据	$\sigma_{0.2} = 996 \text{ MPa}$	$\sigma_{0.2} = 1043.4 \text{ MPa}$
	$\sigma_b = 1165 \text{ MPa}$	$\sigma_b = 1236.4 \text{ MPa}$
	$E = 161 \text{ GPa}$	$E = 168 \text{ GPa}$
	$K' = 1543 \text{ MPa}$	$K' = 1530 \text{ MPa}$
	$n' = 0.09$	$n' = 0.07$
	$\Delta\sigma/2 = 1477.0 \times (2Nf)^{-0.07388}$	$\Delta\sigma/2 = 1559.0 \times (2Nf)^{-0.06618}$

根据应力计算结果和材料数据可见, 轮缘与腹板转接段处与盘心两部位应力值均已超过屈服极限, 材料进入局部塑性需对应力进行修正, 根据公式(2)得转接处、盘心处应力修正结果为: $\sigma_{\text{最大A}} = 981.0 \text{ MPa}$ 、 $\sigma_{\text{中间A}} = 981.0 \text{ MPa}$ 、 $\sigma_{\text{最大B}} = 1084.0 \text{ MPa}$ 、 $\sigma_{\text{中间B}} = 1081.0 \text{ MPa}$ 将 3 种循环按公式(1)转换为对称循环, 并分别将 3 种循环的 σ_{10} 代入表 4 中材料的应力—寿命关系式, 得转接段处、盘心处 3 种循环的寿命如表 2。

3 结果分析

由表 2 中的计算数据可得出这样结论: (1) 监测部位在最大状态时都已接近或进入局部塑性, 这是造成低循环疲劳损伤的主要原因。(2) 按 GH 4169 材料的计算结果可见, 主循环时第二喉部的寿命为 294, 转接段处的寿命为 332, 盘心处的寿命为 225。可见各部位的寿命数量级相当。(3) 按照采用不同材料 DA GH 4169 和 GH 4169 榫槽第二喉部处的差异(即 8.24 倍)推算, 那么转接段处和盘心处主循环的寿命分别为 2735 个循环和 1854 个循环, 而第二喉部的寿命为 2423 个循环, 相比之下盘心处虽然温度较低, 没有应力集中, 但由于盘心的高应力使之成为最危险部位。(4) 因为在最大状态的应力计算中考虑了热负荷影响, 所以主循环的寿命计算是比较准确的, 整个轮盘的危险状况分析也是比较准确的。由于其它状况下温度分布是给定的, 所以两个次循环的寿命计算给出的是近似值。待有了瞬态热应力计算结果以后准确地计算热应力产生的低循环疲劳寿命消耗。总之, 按上述模型用 C 语言编制的程序能够满足对航空发动机热端件进行实时监控的要求, 但有待于在实践中加以验证。

参 考 文 献

1 何景兰 航空发动机热端件载荷和使用寿命监视: [学位论文] 北京: 北京航空航天大学, 1993

2 美国军用标准 发动机结构完整性大纲 北京: 航空发动机规范办公室, 1988

3 陈立滨 DA 及各种时效处理后 GH169 合金的高低温周疲劳性能研究: [学位论文] 北京: 北京航空航天大学, 1993

(责任编辑 杨再荣)

FULL - LENGTH PAPERS

A NEW APPROACH TO DETERMINING ROTORDYNAMIC RESPONSE

Liao Mingfu

(Dept. of Aeroengines, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Alex Sievi and Hartmut Walter

(Institute for Aeronautics and Astronautics, Technical University of Berlin, Germany)

ABSTRACT In order to determine the dynamic response of a complex rotor system to imbalance, a new approach is developed, based on the state equation and transition matrix of motion of a rotor. By means of this method, the exact solution of rotor vibration response can be directly obtained without any information about its modes in advance. Furthermore, as the transition matrix can be transformed into a transfer matrix, so this approach can be combined with transfer-matrix method, and the dynamic response of a complex rotor system to imbalance can be easily computed. A numerical example shows, that this approach is an effective and short-cut method.

Key Words Equations of states Transfer function matrix Rotors Responses

A COMPUTATIONAL MODEL FOR LIFE CONSUMPTION AND LIFE MONITORING OF AEROENGINE

He Jinglan, Hong Jie, Li Qihan

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A mathematical model is set up for life consumption of the high temperature parts in aero-engine. Low Cycle Fatigue, Thermal Fatigue, Creep, and any combination of them are considered in the model. Engine life usage must be determined for each flight mode by its mission analysis. A military engine flight mode can be divided into three types of cycle: zero-maximum RPM-zero, cruise-intermediate-cruise, idle-maximum-idle. The relative life consumption and remaining life of the high temperature parts of an engine for every flight can be obtained by the Miner's Rule summation. As an example, the life consumption of the high pressure turbine disk of a given engine is calculated by the model. Based on the mathematical model and its computational program in C language, the real-time life monitoring of high temperature parts in an aeroengine can be conducted.

Key Words Lifetimes Cyclic loads Monitoring Consumption