

# 航空发动机设计任务循环的选取

宋迎东 高德平

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

## CHOICE OF AEROENGINE DESIGN DUTY CYCLES

Song Yingdong, Gao Deping

(Department of Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

**摘要** 由某型发动机的未来使用任务推导了其设计飞行任务剖面 and 飞行任务混频, 然后根据该发动机的高度-速度特性得出了其转速剖面。在该转速剖面对发动机的压气机盘进行了应力和疲劳寿命计算, 由计算结果得出该发动机设计任务循环的选取范围, 认为: 航空发动机的设计任务循环除 0-最大-0 慢车-最大-慢车和巡航-最大-巡航 3 类循环以外, 还应当包括对发动机构件疲劳寿命有较大影响的其它载荷循环, 否则将造成设计载荷估计精度大大降低。

**关键词** 航空发动机 飞行载荷谱 疲劳寿命

**中图分类号** V215.13, O316

**Abstract** The design flight mission profiles and mission mixing of an aeroengine are obtained from its future usage, and then the rotation speed profiles are derived based on its altitude-airspeed performance. The compressor discs stress and low cycle fatigue life are calculated under these rotation profiles. From the results, the choice ranges of the design duty cycles are given. Besides 0-maximum-0, idle-maximum-idle and cruise-maximum-cruise cycles, the load cycles which can create obvious fatigue damage to the engine components must be chosen into design duty cycles.

**Key words** aeroengine, flight load spectrum, fatigue life

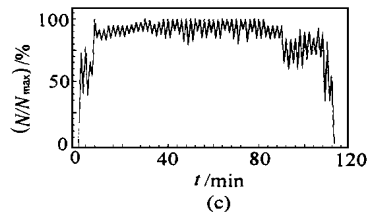
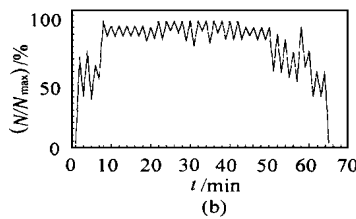
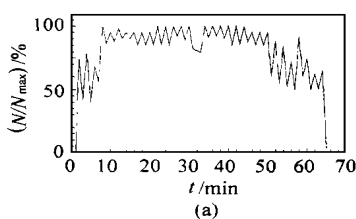
由设计飞行任务剖面和设计任务混频混合得出的设计任务循环是航空发动机寿命设计和寿命试验的基础。设计任务循环的选取将直接影响发动机的寿命和可靠性。随着我国自行研制航空发动机工作的不断深入, 近几年来设计任务循环的研究越来越引起人们的重视。

按航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范<sup>[1,2]</sup>规定, 发动机设计任务循环包括 3 类: 0-最大-0 循环(I类循环); 慢车-最大-慢车循环(II类循环)以及 巡航-最大-巡航循环(III类循环)。1984年由美国空军颁发的航空发动机结构完整性大纲中<sup>[3]</sup>, 设计任务循环规范仍然只包括上述 3 类循环, 但是在其补充说明中认为: 设计任务循环除上述 3 类以外, 还应该包括“较大影响寿命消耗的其它油门移动次数和类型”, 显然比文献<sup>[1,2]</sup>规定的要广泛得多。在编制

设计任务循环时这些不完整循环若不被选入, 可能会对发动机设计任务循环的编制带来一定的误差, 使其不能正确反映发动机的使用载荷, 从而大大地降低了载荷预测的精度。本文对某型战斗机发动机的压气机盘在设计载荷下进行疲劳寿命分析, 然后对设计任务循环的选取问题进行了研究, 对我国航空发动机的设计任务循环的研究具有重要的意义。

### 1 发动机设计载荷谱的推导

根据某新型发动机的使用任务, 推导了其典型的设计飞行任务剖面并确定了相应的任务混频, 然后根据飞行力学原理和发动机的高度-速度特性<sup>[3]</sup>导出了其转速谱。图 1 为该发动机的 6 个设计转速谱的峰谷系列, 对该设计谱进行雨流循环的统计分析, 得到如表 1 所示的结果。



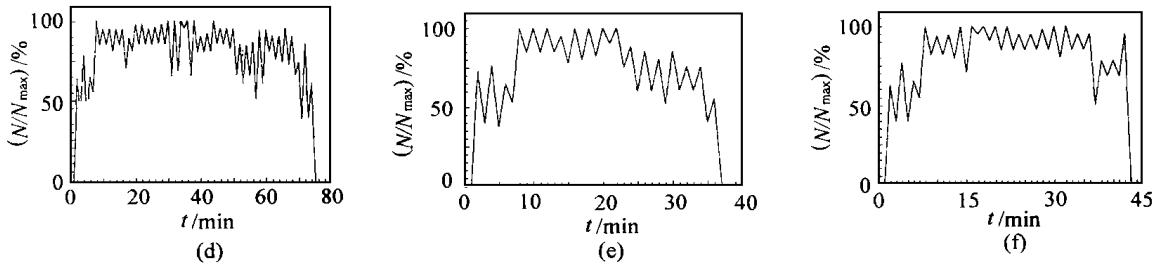


图 1 某发动机设计载荷谱(转速)的峰谷系列

表 1 某发动机设计载荷谱的统计结果

峰值值	0~ 30	30~ 34	34~ 46	46~ 79	79~ 82	82~ 87	87~ 95	95~ 100
0~ 30								1338
30~ 34								
34~ 46				3466 <sup>13</sup>	251 <sup>11</sup>	67		
46~ 79				4046 <sup>14</sup>	408 <sup>12</sup>	1719 <sup>10</sup>	2308	1340
79~ 82							1161	2610
82~ 87							4063	5244
87~ 95								1644

注: 表中峰值值为  $(n/n_{max})\%$ ; 循环数后面的方括号中数字为循环的编号, 如“1338”表示第 类循环, 数量为 1338 个, 编号是为了 2.1 节中的叙述方便; 峰、谷值范围: 30~ 34, 表示 30 峰、谷值 34, 其余类推; 雨流计数幅值范围的门槛值为 5%。

## 2 设计任务循环的选取

根据某发动机的特性, 其特征转速规定如下: 慢车转速为  $34\% \sim 82\% n_{max}$ ; 巡航转速为  $82\% \sim 87\% n_{max}$ 。按照文献[1, 2], 设计任务循环中 0- 最大- 0 循环数量为 1338, 慢车- 最大- 慢车循环数量为  $1340 + 3009 = 4349$  个, 巡航- 最大- 巡航数量为 5244 个, 其它载荷在设计任务循环中则不予考虑。按照文献[4]的规定: 设计任务循环还应该包括“较大影响寿命消耗的其它油门移动次数和类型”, 即表中的其它部分。下面分析各类载荷循环对该发动机压气机盘的损伤, 以确定哪些循环还应该引入设计任务循环之中。

### 2.1 损伤的计算步骤与方法

(1) 首先对压气机盘进行表 1 中各种转速循环下的应力分析, 得到工作温度下的应力循环。应力分析的结果表明在 12、13、14 项的转速下, 压气机盘的应力小于该盘材料的疲劳极限, 因此认为它们不造成疲劳损伤, 这样在下面的分析中不予

考虑。

(2) 将各种状态下的应力循环转化为参考温度 (本文选取室温为参考温度) 下的等效应力循环。一般认为材料的疲劳性能随温度的变化规律与拉伸强度极限随温度变化规律相同<sup>[5]</sup>, 则参考温度下等效的应力为:  $\sigma_{T_0} = \sigma_T \sigma_{b_{T_0}} / \sigma_{b_T}$ , 式中:  $\sigma_{T_0}$  为参考温度下的等效应力;  $\sigma_{b_{T_0}}$  为材料在参考温度下的强度极限;  $\sigma_{b_T}$  为工作温度下材料的强度极限;  $\sigma_T$  为工作温度下的应力

(3) 利用该压气机盘材料的 Goodman 图, 将非脉动应力循环转化为脉动应力循环。

(4) 由脉动应力循环下光滑试样的  $S-N$  曲线和轮心的疲劳分散系数建立轮心危险点的  $S-N$  曲线<sup>[5, 6]</sup>。

(5) 根据脉动循环下轮心的  $S-N$  曲线和表 1 中各非脉动循环对应的脉动循环 (由第 (3) 步得到) 计算损伤, 其结果见表 2。

表 2 各类载荷循环的损伤比以损伤度

										10	11
循环数	1338	1340	3009	4826	1476	1900	1245	3979	67	1742	251
破坏循环数	$2 \times 10^3$	$1 \times 10^4$	$6 \times 10^4$	$1.3 \times 10^5$	$1 \times 10^6$	$9 \times 10^6$	$6 \times 10^5$	$8 \times 10^5$	$5.5 \times 10^4$	$8 \times 10^4$	$1 \times 10^5$
损伤比	1.0	0.2000	0.0333	0.0154	0.0020	0.2222	0.0033	0.0025	0.0364	0.0250	0.020
损伤度	0.6690	0.1340	0.0502	0.0371	0.0015	0.2111	0.0021	0.005	0.0012	0.0218	0.0025

## 2.2 损伤分析

(1) 损伤比分析 从表2可以看出:第 项为最大,是主循环,损伤比为1.0; , 项属于同一数量级,而 项为慢车-最大-慢车循环,这说明文献[1,2]中规定的设计任务循环对于该发动机来说低估了载荷,是不安全的。 , 项属于同一数量级,大约6~7个该类循环就相当于一个慢车-最大-慢车循环; ,10,11属于同一数量级; , , 项损伤比很小,300~500个这类循环才相当于一个主循环,因此完全可以删除。

表3 不同循环对发动机总寿命的影响

删除项数	~ 11	10 11	~ 11	~ 11
寿命/h	880.7	887.4	906.95	1123.22
相对误差	0	0.76%	2.98%	27.54%

从表中可以看出,对于该发动机,表1中 , 项以至于 , , , ,10,11项可以忽略,前者只引起0.76%的误差,而后者3.09%的误差。然而再将 项加进去一起删除,那么误差将由3.09%增加到27.54%,可见第 项属于“较大影响寿命消耗的”次循环。

其次,根据损伤比大小可知, ,10,11项的损伤比比 项大,与 项在同一数量级范围内,大约25~50个该类循环相当于一个主循环,当飞行中其累积循环数较大时,也能对寿命有较大的影响。

综合损伤与寿命分析可知,在该发动机的11项循环中,除 ~ 项应取为设计任务循环外,作为“较大影响寿命消耗”的不完整循环,还应当取 , 两项,其次10,11项也可以根据具体情况考虑是否作为不完整循环来选取,其余各项均可以舍弃。

,10,11项这几类属于“较低慢车转速-较大慢车转速-较低慢车转速”循环, 项属于“较低慢车转速-巡航转速-较低慢车转速”循环,它们均具有较大的循环幅值,对发动机构件能造成较大的疲劳损伤,必须在设计任务循环中加以规定,否则低估了使用载荷,造成偏于危险的设计。

## 3 小结

某型战斗机发动机的设计任务循环除了3大类循环外,还应该包括其它具有较大影响寿命消

(2) 损伤度分析 损伤度与循环数和损伤比有关, ~ 项的损伤度之和为0.8903,占总损伤度的78.41%。如果再加上 项的损伤度,那末可占总损伤度的97%,其余各项仅占3%,所以完全可以忽略。 项的损伤比虽然较大,但是由于循环数较小,因此损伤度较小。

(3) 寿命分析 为了分析表1中 ~ 11项循环对寿命的影响,分别对5种组合情况进行了寿命分析和误差分析,结果见表3。

耗的循环,它们具有与II类和III类循环差不多的破坏影响。这类循环在我国其它类型的发动机使用中也经常碰到,因此是一个较为普遍的问题,在设计任务循环的研究中必须予以足够的重视。

## 参 考 文 献

- 1 M L-E-5007 D 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范 美国空军,1973
- 2 GJB 241-87 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范 北京:国防科工委批准,1987
- 3 宋迎东 航空发动机飞行载荷谱预测 航空动力学报,1997,12(1): 89~91
- 4 M L-STD-1783 航空发动机结构完整性大纲 美国空军,1984
- 5 斯贝MK202 发动机应力标准 EGD-3 北京:国际航空编辑部,1979
- 6 W P6 发动机寿命研究报告 北京:航空航天工业部发动机局,1988

宋迎东 男,29岁,博士后,副教授,主持航空基金和航空预研项目5项,获得部级科技进步二等奖2次,发表学术论文30篇。研究兴趣:疲劳载荷谱编制、疲劳与可靠性、材料本构模型与概率断裂力学。通讯地址:南京航空航天大学202教研室,210016, Tel: (025) 4892202, Email: ydsong@www.nu-

aa.edu.cn

高德平 男,1938年生,南京航空航天大学教授,博士生导师,研究方向:发动机结构强度与振动。