

航空发动机典型任务剖面归纳方法

郝晓乐¹, 雷晓波¹✉, 李 密¹, 辛晓文², 雷蒂远¹

(1. 中国飞行试验研究院发动机所, 西安, 710089; 2. 中国飞行试验研究院型号办, 西安, 710089)

摘要 航空发动机典型任务剖面不仅需要反映飞行任务特点, 而且需要衡量飞行任务对发动机寿命损伤大小。将发动机低周疲劳损伤、稳态蠕变损伤、热冲击损伤作为任务剖面归纳的主导因素。针对某型发动机确定了 13 个飞行参数共 77 个统计量作为任务剖面归纳的原始载荷矩阵, 用系统聚类法、主成分聚类法、模糊聚类法对 71 个飞行剖面进行了聚类归纳。对比分析表明: 确定的任务剖面原始载荷矩阵充分代表了发动机使用用法, 参数彼此具有较强的独立性; 相比其他 2 种聚类法, 系统聚类法归纳的任务剖面集合能够充分反映该类任务剖面的共同特点和属性。

关键词 航空发动机; 典型任务剖面; 归纳方法; 低周疲劳损伤; 载荷矩阵; 系统聚类法

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.06.003

中图分类号 V217+.39 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)06-0014-06

A Study of Inductive Method of Typical Mission Profiles of Aero-engine

HAO Xiaole¹, LEI Xiaobo¹✉, LI Mi¹, Xin Xiaowen², LEI Diyuan¹

(1. Power-Plant Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

2. Aircraft Type Office, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Typical mission profiles of aero-engine not only represent flight mission characteristics, but also weigh up life damage resulting from flight missions. Low cycle fatigue damage, steady creep damage and thermal shock damage are regarded as the dominate elements of mission profile induction. In view of a certain type of aero-engine 77 statistical parameters of 13 flight parameters are composed of original load matrix, and then 71 flight profiles are clustered and induced on the system clustering method, principal component clustering method and fuzzy clustering method. The results show that the original load matrix reflects aero-engine usage employ and that parameters of profile induction have strong independence from each other. In comparison with other methods, the mission profile collections on the system clustering method enable to reflect corporate characteristics and attributes.

Key words: aero-engine; typical mission profile; inductive method; low cycle fatigue; load matrix; system clustering method

航空发动机模拟任务持久试车谱和加速任务试车谱是开展发动机部件耐久性试验和整机定寿延寿

收稿日期: 2017-06-05

基金项目: (中航工业)装备预研联合基金(6141B05110404)

作者简介: 郝晓乐(1987—), 男, 河南孟津人, 工程师, 主要从事发动机工作特性与载荷谱试飞技术研究。E-mail: zhanshen-bati@163.com

通信作者: 雷晓波(1986—), 男, 陕西合阳人, 工程师, 主要从事航空发动机推力直接测量技术研究。E-mail: 627983062@qq.com

引用格式: 郝晓乐, 雷晓波, 李密, 等. 航空发动机典型任务剖面归纳方法 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 14-19. HAO Xiaole, LEI Xiaobo, LI MI, et al. A Study of Inductive Method of Typical Mission Profiles of Aero-engine [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 14-19.

试验的重要依据。由于发动机的飞行任务剖面多达上百种,各个任务剖面之间的载荷状态差异明显,要较准确衡量发动机载荷或寿命损伤程度,需要建立合理的方法,归纳出若干种能够代表发动机实际使用过程中载荷特点的典型任务剖面,再根据任务混频编制试车谱。美军规范 MIL-E-5007E 中已明确要求开展与飞行任务有关的加速任务试车,并在 TF41、F404、F110 等多型发动机开展了加速任务试车^[1-5],但如何对任务剖面进行分类,进而获得典型剖面的各种飞行参数数据(简称飞参),国外公开文献并未涉及此方面的研究,国内的研究也较少。王奉明等^[1,6-8]指出编制发动机加速任务试车谱首先需要将实际飞行任务剖面归纳成 4~6 个典型任务剖面。杨兴宇等^[9]基于低周疲劳和热冲击损伤原理对某涡轴发动机飞行剖面进行了归纳,但未涉及任务剖面归类合并的具体方法。程德金^[10]选取飞行高度、马赫数和油门杆角度参数,利用模糊聚类法归纳典型任务剖面。宋迎东等^[11]选取飞行高度、马赫数、发动机转速和飞机法向过载参数,利用主成分聚类法提取典型任务剖面。文献^[10~11]都没有考虑发动机低周疲劳循环 LCF,而 LCF 是决定发动机寿命的关键因素之一。原始载荷参数的不完整,可能导致归纳的剖面不能科学的代表发动机实际的载荷状态及寿命损伤程度。

发动机任务剖面不但要反映飞机/发动机飞行任务特点,而且需要反映发动机整机和关键部件载荷状态/寿命损伤程度。本文依据航空发动机结构完整性大纲,合理选取整机和关键部件载荷参数,科学划分载荷参数的统计区间,针对某型发动机选取了 13 个飞行参数共 77 个统计量作为任务剖面归纳原始载荷矩阵。选取系统聚类法、主成分聚类法、模糊聚类法归并任务剖面,通过分析剖面集合的合理性,筛选出最优的聚类方法,进而根据剖面集合里的载荷数据得出典型任务剖面数据。

1 确定任务剖面原始载荷矩阵

1.1 任务剖面原始载荷参数确定原则

将所有飞参、发参引入原始载荷矩阵会导致矩阵过大,关键载荷参数影响因子缩小,进而导致任务剖面归纳出错。因此,首先需要从众多的飞参、发参中选取有代表性的参数,组成能充分反映发动机整机和关键部件寿命损伤的载荷矩阵。选取飞行高度 H_p 、马赫数 Ma 作为发动机飞行任务描述参数,并作为发动机外部环境载荷参数。基于发动机寿命损伤主要由低周疲劳 LCF 次数和高温部件蠕变时间所决定的原则,不但将衡量整机寿命损伤的参数引

入到原始载荷矩阵中,还将关键部件寿命损伤纳入原始载荷矩阵中。最终的原始矩阵参数由两部分组成,一部分由载荷参数某一区间工作时间组成,另一部分由载荷参数的低周疲劳循环次数组成。

稳态载荷参数包括 H_p 、 Ma 、 N_z 、 P_{LA} 、 N_1 、 N_2 、 T_6 ,其中:

N_z 为飞机法向过载,衡量外部力对发动机造成的寿命损伤;

P_{LA} 为发动机油门杆角度,衡量稳态工作时间对发动机整机造成的寿命损伤;

N_1 为发动机低压转子转速,衡量稳态机械、热载荷工作时间对低压转子系统造成的寿命损伤;

N_2 为发动机高压转子转速,衡量稳态机械、热载荷工作时间对高压转子系统造成的寿命损伤;

T_6 为发动机排气温度,衡量稳态热载荷对喷管造成的寿命损伤。

低周循环载荷参数包括 N_{JL} 、 L_{PLA} 、 L_{N1} 、 L_{N2} 、 L_{T6} 、 L_{NZ} ,其中:

N_{JL} 为发动机加力次数,衡量发动机加力点火对热端部件造成的热冲击损伤;

L_{PLA} 为油门杆移动次数,衡量发动机状态变化对整机寿命造成的损伤;

L_{N1} 为发动机低压转子转速循环次数,衡量机械、热载荷循环对低压转子系统造成的寿命损伤;

L_{N2} 为发动机高压转子转速循环次数,衡量机械、热载荷循环对高压转子系统造成的寿命损伤;

L_{T6} 为排气温度循环次数,衡量热载荷循环对喷管造成的寿命损伤;

L_{NZ} 为飞机法向过载循环次数,衡量外部力循环对发动机结构造成的寿命损伤。

1.2 确定稳态载荷参数统计区间

由于不同架次飞行时长不同、载荷循环次序不相同,无法对整个参数——时间历程进行比较。为克服该困难,将原始参数矩阵分为若干个数值统计区间,统计各飞行任务剖面统计区间分布频率/频次,这样所有任务剖面原始载荷参数都可用同一矩阵来表达,有利于计算分析。

根据各个参数变化范围确定参数统计区间。在划分区间时并不一定采用等步长,首先统计出大部分任务剖面参数区间分布频率/频次,然后合理划分统计区间,出现频率/频次较高的区间需要细分,出现频率/频次较低的区间需要合并。比如根据区间频率/频次统计结果,将实际工作时间少的小加力状态和部分加力状态合为一个统计区间,最终确定的稳态载荷参数统计区间如表 1 所列(表中的 X 代表训练状态, Z 代表战斗状态)。

表1 稳态载荷参数统计区间

Tab. 1 Steady statistic intervals of load parameters

No.	H_p/km	Ma	N_z	$P_{LA}/(^{\circ})$	$N_1/\%$	$N_2/\%$	$T_6/^{\circ}\text{C}$
1	0~3.5	0.4~0.6	1~3	10~15	40~60	70~80	400~500
2	3.5~4.5	0.6~0.7	3~4	15~65	60~80	80~84	500~600
3	4.5~6.5	0.7~0.8	4~5	X65~X76	80~88	84~88	600~660
4	6.5~7.5	0.8~0.9	5~6	X76~X110	88~92	88~92	660~700
5	7.5~8.5	0.9~1.0	>6	X110~120	92~96	92~96	700~740
6	8.5~9.5	1.0~1.1	—	Z65~Z76	96~100	96~100	740~780
7	9.5~10.5	1.1~1.2	—	Z76~Z110	100~105	100~105	780~800
8	10.5~11.5	1.2~1.3	—	Z110~Z120	—	—	800~820
9	11.5~13.5	1.3~1.4	—	—	—	—	820~840
10	>13.5	1.4~1.5	—	—	—	—	840~860
11	—	1.5~1.6	—	—	—	—	—

1.3 确定低周循环载荷参数统计区间

低周循环载荷参数需要统计对发动机损伤较大的循环,忽略绝大部分对发动机损伤小的循环,本文采用雨流计数法对载荷参数的循环均值幅值进行统计计算^[12]。

根据大部分任务剖面低周循环载荷区间分布频率/频次来确定参数统计区间。在确定油门杆低周循环统计区间时,根据空中最小状态为慢车、最大状态为全加力状态,常用油门杆角度为节流状态和中间状态,综合确定油门杆 LCF 统计区间。参照某型发动机定寿过程中统计的高低压转速区间划分,本文主要考虑离心应力与转速平方差成正比,将雨流计数法获得的最大最小转速做平方差,再结合常用状态转速区间确定高低压转子 LCF 统计区间。最终确定的各载荷参数的 LCF 统计区间见表 2。

表2 各载荷参数确定的低周循环幅值统计区间

Tab. 2 LCF statistic intervals of load parameters

No.	$L_{PLA}/(^{\circ})$	$L_{N1}/\%$	$L_{N2}/\%$	$L_{T6}/^{\circ}\text{C}$	L_{NZ}
1	40~60	10~20	10~20	100~200	2~4
2	60~70	20~30	20~30	200~300	4~6
3	70~80	30~40	30~40	300~400	6~8
4	80~90	40~50	40~50	>400	—
5	90~115	50~60	50~95	—	—
6	—	60~70	>95	—	—
7	—	70~80	—	—	—
8	—	80~90	—	—	—
9	—	>90	—	—	—

2 典型任务剖面归类的原理及方法

设有 n 种飞行任务剖面,每种飞行任务剖面有 p 个载荷参数,所得到的观测值为 x_{ij} ($i=1,2,\dots,n; j=1,2,\dots,p$),飞行任务剖面可用式(1)表达:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1p} \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2p} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{np} \end{bmatrix} \quad (1)$$

典型任务剖面归纳是按照飞行任务相似、发动机工作状态相近的原则归类得到具有代表性的飞行任务剖面。用数学原理可表述为:第 i 个样品 x_i 由矩阵 \mathbf{X} 的第 i 行所描述,所以任何 2 个样品 x_i 与 x_j 之间的相似性,可通过矩阵 \mathbf{X} 中的第 i 行与第 j 行的相似程度表示。根据该目的,数学中常用的归类方法有:系统聚类法、主成分聚类法、模糊聚类法。

2.1 系统聚类法归类原理

将研究的每个个体自身看作一个类,按照某种定义计算 2 个个体之间的“距离值”,将最相近的先合并为一类。然后,进一步计算类与类之间的距离,再合并相近的类,直至将所有对象合并为 1 个大类。最后根据问题需要,选择聚类过程中的 1 个分类结果。具体归纳过程如下:

a) 首先对原始矩阵进行标准化处理,避免变量不同量纲对计算造成的错误;

b) 通过对比各种定义的距离、相关系数的聚类结果,选取效果更好的相关系数矩阵来衡量样本之间的相似性,以式(1)中 $n \times p$ 矩阵为例,样本之间的相关系数矩阵为 $n \times n$,其表达式为:

$$r_{ij} = \frac{\sum_{k=1}^p (x_{ik} - \bar{x}_i)(x_{jk} - \bar{x}_j)}{\sqrt{\sum_{k=1}^p (x_{ik} - \bar{x}_i)^2 \sum_{k=1}^p (x_{jk} - \bar{x}_j)^2}} \quad (2)$$

式中: $\bar{x}_i = \frac{1}{p} \sum_{k=1}^p x_{ik}$; $\bar{x}_j = \frac{1}{p} \sum_{k=1}^p x_{jk}$ 。

c) 归并各样本合成类,利用类与类之间的聚类法进行聚类分析,类平均法充分考虑了各个样本的信息,其聚类效果较好,其表达式为:

$$D_{kr}^2 = \frac{n_p}{n_r} D_{kp}^2 + \frac{n_q}{n_r} D_{kq}^2 \quad (3)$$

式中: d_{ij} 为类 G_p 的任意样品 x_i 与类 G_q 的任意样品 x_j 之间的距离; D_{pq} 为类 G_p 与 G_q 之间的距离;类 G_r 是由类 G_p 与 G_q 合并而成的新类,任意其他类 G_k 到类 G_r 的距离记为 D_{kr} 。

2.2 主成分聚类法归类原理

主成分分析是将多个变量通过线性变换,选出少数几个相互独立变量的一种降维方法。对于变量较多的复杂问题,只需要考虑少数几个主成分变量,这样既不丢掉原始数据的信息,又避免了变量之间线性相关带来的问题,提高了分析效率。通常情况下选取累积贡献率大于 80% 的主成分变量来描述原始数据即可获得较好的分析效果。获得主成分后参照 2.1 中的 b)、c) 即可获得归类结果,归纳原理和具体实现步骤见文献[13~14]。

2.3 模糊聚类法归类原理

模糊聚类法和系统聚类方法相似,先将数据进行标准化,然后按照某种定义的距离或相关系数计算样品间的距离矩阵,使其元素压缩到 0 与 1 之间形成模糊相似矩阵。采用平方法对模糊相似矩阵作传递闭包运算,转化为模糊等价矩阵,最后取合适的截距 λ ,就可以获得聚类集合,归纳原理和具体实现步骤见文献[15]。

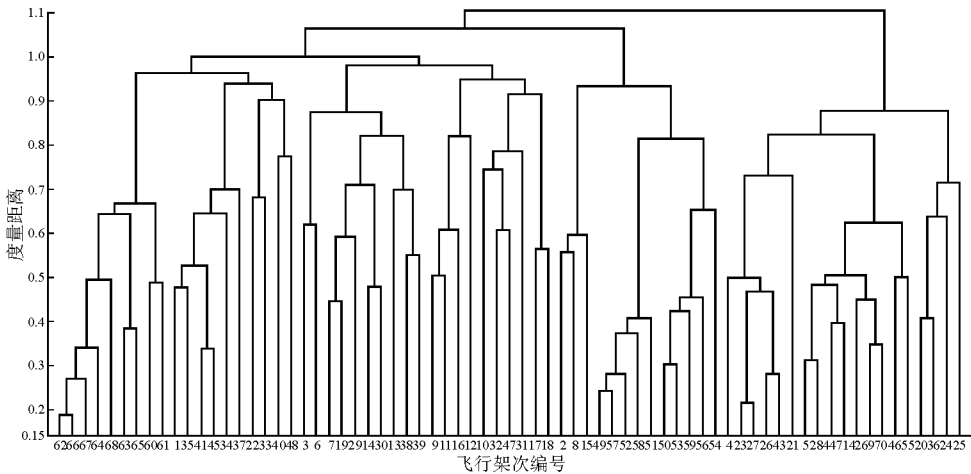


图 1 系统聚类法获得的聚类树

Fig. 1 Clustering tree on the system clustering method

3.2 主成分聚类法归类结果

通过主成分分析,获得了 70 个相互独立的主成

3 各聚类方法归并的任务剖面结果分析

本文选取某型发动机试飞中的 71 个飞行架次作为任务剖面样本,表 3 列出了飞行架次编号与飞行科目对应关系。

表 3 71 个飞行架次与飞行科目对应表

Tab. 3 Flight courses comparison tables of 71 flights

飞行科目	飞行架次
进发匹配试飞	1~18
发动机稳定性试飞	19~32
发动机加减速试飞	33~48
武器发射发动机检查试飞	49~59
发动机空中起动试飞	60~68
发动机升限试飞	69~71

3.1 系统聚类法归类结果

一般用 4~6 个典型剖面即可满足试车谱的要求,本文典型任务剖面数取 5。按照系统聚类法对载荷原始矩阵进行计算,得到聚类树图 1,归并的 5 类典型任务剖面集合为:第 1 类{3、6、7、13、14、19、29、30、38、39};第 2 类{9、10~12、16~18、31、32、47};第 3 类{1、22、33~35、37、40、41、45、48、60~68};第 4 类{2、8、15、49~54、56~59};第 5 类{4、5、20、21、23~28、36、42~44、46、55、69~71}。

分变量,按照各主成分贡献率排列,前 10 个主成分贡献率见表 4。

表 4 各主成分特征值及贡献率

Tab. 4 Eigenvalues and contribution rates of principal components

No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
特征值	13.07	8.18	5.66	4.80	4.10	3.83	3.13	2.72	2.51	2.17
贡献率/%	16.98	10.62	7.35	6.23	5.32	4.98	4.07	3.53	3.26	2.82
累积贡献率/%	16.98	27.6	34.95	41.18	46.5	51.48	55.55	59.08	62.61	65.43

从累积贡献率可以看出,前10个主成分仅达到65.43%,而大多数工程问题经过主成分分析后,3~5个主成分即能精确表述(累积贡献率达80%以上)^[16-17]。这反映出发动机飞行任务剖面是由多种具有不同性质的变量组成的复杂体,其影响因素很

多,并不能用几个主成分衡量,同时也验证了任务剖面原始矩阵的合理性。最终选取了累积贡献率为83%的前20个主成分简化原始数据矩阵。

利用类平均法归并相似的任务剖面,得图2。

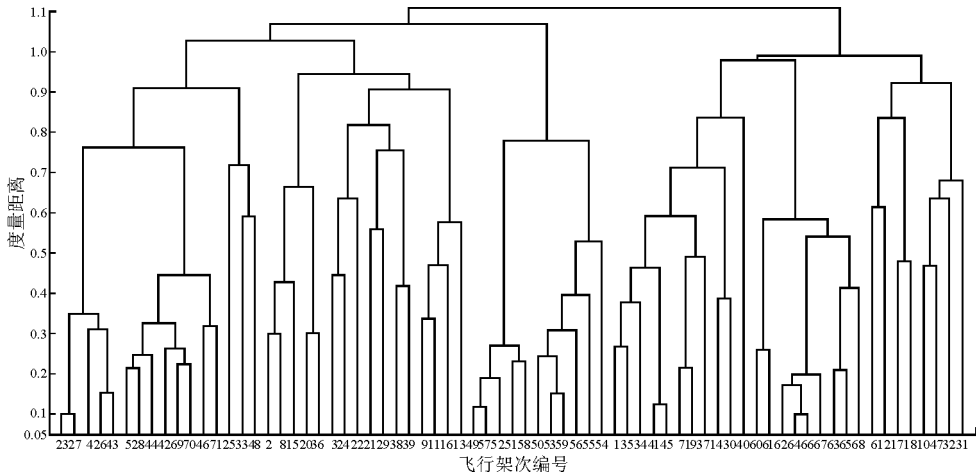


图2 主成分聚类法获得的聚类树

Fig. 2 Clustering tree on the principal component clustering method

归并得出的5类典型任务剖面集合为:第1类{6、10、12、17、18、31、32、47};第2类{1、7、14、19、30、34、35、37、40、41、45、60~68};第3类{4、5、23、25~28、33、42、44、46、48、69~71};第4类{2、3、8、9、11、13、15、16、20~22、24、29、36、38、39};第5类{49~59}。

3.3 模糊聚类法归类结果

将模糊矩阵中的元素值由高到低排列,当截距 λ 为0.71时,71个飞行架次数据可划分为5个大类,其分类结果如下:第1类{9、11、15、16};第2类{12};第3类{40};第4类{54};第5类{1~8、10、13、14、17~39、41~53、55~71}。

3.4 模糊聚类法归类结果合理性分析

主成分聚类法归类结果与系统聚类法归类结果较一致,而模糊聚类法与前两种方法的聚类结果差异很大,从归类结果可以明显看出,模糊聚类法分析结果出现明显的错误,理由如下:一是将发动机稳定性试飞、加减速试飞和武器发射等科目试飞都归为一类显然不合理,发动机加减速试飞状态变化频繁,大马赫数飞行时间较长,低周循环较多,而武器发射试飞时发动机状态切换较少,低周循环较少;二是武器发射发动机工作特性试飞中,编号54的飞行剖面与编号53的飞行剖面任务基本一致,发动机载荷参数统计结果接近,应该将53、54合为一类。

3.5 系统聚类法与主成分聚类法归类结果对比

主成分聚类法和系统聚类法将飞行架次编号60~68归为一类,这9个架次都属于发动机空中起动的空滑迫降试飞科目,该试飞任务的主要特点是中低空中低速飞行时间长,发动机状态主要以慢车和节流状态为主,将这9个架次归为一类是科学合理的。从总体来看,这两种归类方法都能够合理的提取发动机典型任务剖面。

再深入分析主成分聚类法和系统聚类法2种方法归类结果的差异。针对编号49~59武器发射试飞,主成分聚类法将编号49~59都归为一类。通过分析编号49~59统计数据的差异,发现在武器发射试飞架次中,编号55飞行参数中飞行马赫数时间比例与其他编号试飞架次具有明显的不同,编号55超音速飞行时间比例达到了12%,高于其他架次约3%的超音速时间比例。系统聚类法将编号55与编号69~71归为一类,这一类任务剖面集合的特点是超音速飞行时间比例高,从这一点来看系统聚类法归类的发动机任务剖面更为科学合理。

得到分类后,将各剖面集合内的飞行架次统计结果平均化或者选取某一代表性的任务剖面,都可获得发动机典型任务剖面使用用法,表5为采用平均化得出的第一类典型任务剖面部分载荷数据。

表5 第1类典型任务剖面部分载荷数据

Tab. 5 Part load data of the first typical mission profile

加力相对	$Ma > 1$	$N_1 > 96\%$	$T_6 > 740^\circ\text{C}$	$L_{PLA} > 60^\circ$	$L_{N1} > 50\%$	$L_{T6} > 200^\circ\text{C}$
时间/%	时间比/%	时间比/%	时间比/%	循环次数	循环次数	循环次数
7.82	2.76	10.4	11.5	2.84	6.67	3.26

4 结语

航空发动机典型任务剖面不仅需要反映飞机/发动机飞行任务特点,而且需要重点衡量任务剖面对发动机造成的寿命损伤大小。本文从任务剖面原始载荷数据矩阵和归类方法对典型任务剖面归纳方法进行了研究,得出了以下结论:

1) 本文建立了原始载荷矩阵参数确定原则和方法。针对某型发动机,选取了13个飞行参数共77个统计量组成任务剖面归纳原始载荷矩阵,结果表明77个统计量之间独立性较强,能够充分反映飞行任务对发动机的累积损伤;

2) 系统聚类法和主成分聚类法都可以作为典型任务剖面归纳的计算方法,其中系统聚类法结果更合理效果更好,模糊聚类法不宜作为典型任务剖面归纳方法。

本文建立的发动机典型任务剖面归纳分析方法为编制航空发动机加速任务试车谱奠定了重要基础。

参考文献(References):

- [1] ESSNAN D. TF41 Accelerated Mission Test [R]. AIAA-81-1349.
- [2] CASTELLS O T. Accelerated Mission Testing of F110 Engine [R]. AIAA-83-1235.
- [3] COWIE W. Development Trends in Engine Durability [R]. AIAA-83-1297.
- [4] METZ T. Development of Simulated Mission Endurance Test Acceleration Factors in Determining Engine Component Service Ability and Failure Mode Criticality [R]. AIAA-83-1409.
- [5] COTE S. Propulsion System Duty Cycle [R]. AIAA 78-1088.
- [6] 王奉明,朱俊强,徐刚. 航空发动机加速任务与等效应力试验方法研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(3): 1-6.
WANG F M, ZHU J Q, XU G. Method Study on Accelerated Mission and Equivalent Stress Testing of Aero-Engine, 2016, 29(3): 1-6. (in Chinese)
- [7] 程卫华,雷友锋,魏德明. 航空发动机加速任务试车方法初步研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 1999, 12(1): 7-10.
CHENG W H, LEI Y F, WEI D M. Initial Research on Accelerated Mission Test of Aero-Engine [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(1): 7-10. (in Chinese)
- [8] 赵晓斌,雷友锋,王进,等. 某型航空发动机寿命试车程序研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 29-32.

- ZHAN X B, LEI Y F, WANG J, et al. A Study on An Aero-Engine Life Test Program [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 29-32. (in Chinese)
- [9] 杨兴宇,宁向荣,史秋海,等. 涡轴发动机综合飞行载荷剖面研究 [J]. 机械强度, 2006, 28(6): 909-912.
YANG X Y, NING X R, SHI Q H, et al. Research on Turbo Shaft Aero Engine Composite Flight Profiles [J]. Journal of Mechanical Strength, 2006, 28(6): 909-912. (in Chinese)
- [10] 程德金. 发动机飞行任务剖面 Fuzzy 聚类分析 [J]. 航空动力学报, 1991, 6(2): 126-128.
CHENG D J. Fuzzy Clustering Analysis of Gas Turbine Engine Mission Profiles [J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(2): 126-128. (in Chinese)
- [11] 宋迎东,高德平. 发动机飞行任务剖面的主成分聚类法 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 176-200.
SONG Y D, GAO D P The Principal Component Analysis Method for Engine Flight Mission Profiles Categorization [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 176-200. (in Chinese)
- [12] 雷晓波. 航空发动机载荷谱计算方法研究 [J]. 航空计算技术, 2016, 46(1): 85-89.
LEI X B. Research on Load Spectrum Calculation Method for Aircraft Engine [J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(1): 85-89. (in Chinese)
- [13] 乔晓君,田洪祥. 系统聚类法与主成分分析法在润滑油聚类分析中的应用 [J]. 润滑与密封, 2013, 38(5): 99-103.
QIAO X J, TIAN H X. Application of System Clustering Method and Principle Component Analysis Method in Clustering Analysis of Lubricating Oil [J]. Lubrication Engineering, 2013, 38(5): 99-103. (in Chinese)
- [14] GRBOVIC M, LI W C, XU P. Decentralized Fault Detection and Diagnosis Via Sparse PCA Based Decomposition and Maximum Entropy Decision Fusion [J]. Journal of Process Control, 2012, 22(4): 738-750.
- [15] 刘合香. 模糊数学理论及其应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2013.
LIU H X. The Theory of Fuzzy Mathematics and Its Applications [M]. Beijing: Science Press, 2013. (in Chinese)
- [16] 张润楚. 多元统计分析 [M]. 北京: 科学出版社, 2006.
ZHANG R C. Multivariate Statistical Analysis [M]. Beijing: Science Press, 2013. (in Chinese)
- [17] JOLLIFE T. Principal Component Analysis [M]. New York: Princeton University Press, 1986.