

航空发动机结构系统的可靠性模型

洪 杰^{1,2}, 张 姿¹, 徐筱李¹, 马艳红^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为使航空发动机可靠性模型误差更小,对航空发动机传统可靠性模型进行误差分析,指出可靠性指标扩张的原因,建立了考虑航空发动机结构系统及其失效力学特征的基于结构系统失效模式的航空发动机可靠性模型,并给出了各层的可靠度计算方法。所建立的基于失效模式的航空发动机结构系统可靠性模型考虑了失效模式的相对独立性、时效性和失效率的时变性,可以避免重要失效模式的遗漏、可靠性指标的过度扩张等问题,具有较强的工程适用价值。

关 键 词: 航空发动机; 结构系统; 失效模式; 可靠性模型; 时效性

中图分类号: V231.96

文献标志码: A

Reliability model of aero-engine structural system

HONG Jie^{1,2}, ZHANG Zi¹, XU Xiao-li¹, MA Yan-hong^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to make the error of aero-engine reliability model smaller, error analysis was made for traditional aero-engine reliability model, the reason that reliability indexes over expand was pointed out, and the aero-engine reliability model based on failure modes in structural system considering aero-engine structural system and the failure mechanics characteristics was established. The reliability calculation method of each layer was given. Structural system reliability model of aero-engine based on failure modes, which considers relative independence, timeliness and time varying of failure rate, can avoid problems such as missing important failure modes and over expansion of reliability index, so it has great engineering application value.

Key words: aero-engine; structural system; failure mode; reliability model; timeliness

航空发动机是飞机的心脏,国产航空发动机可靠性低、故障频发,严重影响了部队的战斗力和保障能力^[1]。根据对涡扇发动机研制期间内故障数据的统计,与设计有关的典型结构系统的故障占总故障的 52% 以上^[2],是制约整机可靠性的关键问题。

针对结构系统的可靠性设计问题,国内外学

者及工程人员开展了大量的研究工作。这些工作所建立的可靠性模型多是基于构件的,以功能独立性为主导,将整机结构系统离散为物理结构单元,建立由构件组成的全串联模型^[3],本文将其称为传统可靠性模型。传统可靠性模型存在分配到底层构件的可靠性指标要求过高(即可靠性指标“过度扩张”)的问题,可靠性要求超出设计制造的

收稿日期:2015-12-24

作者简介:洪杰(1965—),男,北京人,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机结构完整性与可靠性研究。

通讯作者:徐筱李(1993—),女,山东青岛人,硕士生,主要从事航空发动机可靠性研究。E-mail:362743347@qq.com

能力,失去可靠性设计的真正意义.可靠性指标过度扩张的直接原因是传统可靠性模型对构件之间符合功能独立和故障独立的假设与可靠度服从指数分布的假设过于简化.航空发动机中,构件没有独立的功能,只有任务,而且故障往往与多个构件有关,因此构件不存在功能独立或故障独立.由于航空发动机是机械产品,存在耗损型失效,耗损型失效的失效率随时间增长^[4],所以构件的可靠度并不都服从指数分布.可靠性指标过度扩张的根本原因是传统可靠性模型以构件为单元破坏了失效机理.系统可靠的本质是系统不发生失效,传统建模方法中单元的选取割裂了结构系统的失效机理或损伤力学变化过程,使失效过程发生质变.以构件为单元,可能会遗漏某些失效模式,使系统可靠性参数指标评估值偏高;若考虑了涉及多构件的失效模式,却有可能将失效模式等比分摊给各个构件,使得构件的可靠性参数指标分配值过高.例如,对于叶片-轮盘连接界面损伤失效模式,如果将其可靠性指标分别分配到叶片和轮盘两个构件上,通过加强叶片和轮盘结构,简单地通过提高其强度储备,对防止界面损伤失效,提高叶盘结构系统的可靠性是没有任何效果的,这样没有针对叶片榫头-轮盘榫槽接触界面损伤失效机理而对组成构件进行的“强化”,直接造成叶片和轮盘等构件的可靠性指标过度扩张.

考虑上述原因,包含 n 个构件的传统可靠性模型下整机系统可靠度 $R_s(t)$ 实际应为

$$R_s(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) + R_{\Delta_1} + R_{\Delta_2} + R_{\Delta_3} \quad (1)$$

式中 $R_s(t)$ 为整机系统可靠度函数; $R_i(t)$ 为每个构件的可靠度函数; R_{Δ_1} 为模型的指数分布假设造成的可靠度偏差项; R_{Δ_2} 为以构件为单元且假设各单元独立造成的可靠度偏差项; R_{Δ_3} 为其他因素造成的可靠度偏差项.

综合上述分析,航空发动机结构系统可靠性模型要想减小误差,除了不过度简化假设外,还应该从可靠性的本质出发,进行考虑失效模式的可靠性建模.李楠^[5]对航空发动机涡轮叶盘结构系统的故障模式建立了动态贝叶斯网络模型,以叶片、轮盘、轴的失效模式为单元,考虑了不同构件共有的失效模式.蔡玲芳等^[6]针对传统零部件设计方法不能反映零部件失效本质的问题,建立了基于失效机理的零部件可靠性预计模型,使用以失效模式为单元的故障树建立可靠性模型.然而,文献[5-6]中所考虑的失效模式的本质还是某个

构件或者构件的某一部分失效,没有充分考虑类似于航空发动机中的结构系统的失效特征,而且建立的模型不够完整.易宏等^[7]结合了基于部件系统的可靠性框图形式的模型和基于失效的故障树模型,对潜艇建立了多级任务可靠性模型,该模型具有物理意义明确、不易遗漏失效模式、实现动静态转换、建模方法简单等优点,对建立结构系统可靠性模型有一定借鉴意义,但所针对的研究对象不同,需要考虑的失效特征也不同,因此这种建模方法不完全适用于航空发动机.王华伟等^[8]建立了性能失效、结构强度失效、突发失效3种失效模式对可靠性影响的分析模型.李伟^[9]建立了航空发动机系统基于性能退化失效和突发失效的竞争失效复合可靠性评估模型.Nieto等^[10]基于粒子群-支持向量机算法,提出了一种混合可靠性计算模型,并将其用于航空发动机剩余使用寿命评估中.王大伟等^[11]针对航空发动机可靠性指标评估的需要,提出了基于危害故障统计模型,考虑各故障样本对航空发动机危害性的影响,从故障的失效机理出发建立相应的分布模型,采用分布计算和二次分布算法进行整体可靠性指标评估,并对故障的时间变化进行了分析.但是上述研究不是具体的可靠性建模,对可靠性设计缺乏工程上的指导意义.

本文借鉴上述研究,针对目前方法存在的不足,将失效模式分析引入航空发动机结构系统可靠性模型的建立,以解决可靠性指标的过度扩张问题,进一步给出基于失效模式的航空发动机结构系统可靠性模型的建模方法与计算方法,并通过算例验证方法的可行性.

1 航空发动机结构系统失效特征

航空发动机结构系统是指由两个或多个构件通过界面配合、连接形成的组件、部件和整机,如叶盘结构系统、齿轮结构系统等.航空发动机的结构系统不同于其他机械系统,由于结构质量的限制,必须轻质高效,因此一般不采用冗余设计提高可靠性.航空发动机结构系统失效特征可以大致总结为失效模式的相对独立性、失效率时变性和失效模式的时效性.

1.1 失效模式的相对独立性

航空发动机结构系统失效模式之间有相对独立性,即独立性与相关性并存.

不同的失效模式之间具有失效机理上的独立性.例如高周疲劳一般是结构振动而出现的一种

基于弹性交变应力作用的疲劳损伤^[12];而低周疲劳则是在结构处于大交变应力并产生塑性损伤条件下发生的^[13];蠕变是在高温环境并在一定的外载荷作用下发生的塑性损伤^[14]。

各失效模式之间还具有非常复杂的相关性:①一种失效模式可能会引起另一种失效模式,例如低周疲劳、外物损伤、热疲劳等都对结构的高周疲劳损伤有较大的影响^[15];②各失效模式的影响因素之间存在耦合,例如结构的材料参数对多种失效模式都有较大影响;③各失效模式之间不是线性叠加的关系,几种失效模式交互作用会加剧结构系统的失效。本文在计算时为考虑失效模式相关性引入 PNET(概率网络估算法),该方法为解决失效模式相关性的一种近似解法,详见后文。

失效模式还具有复杂的构件相关性,例如界面损伤失效。界面损伤失效是结构界面由于磨损等原因产生损伤(积累),引起结构系统的力学特性发生变化,使结构系统中某些构件乃至整个系统的载荷状态发生变化,最终导致相对薄弱的构件失效。其特点是初始损伤位置与最终失效位置可能不是同一构件,因此不能简单地将这种失效分割给构件,必须在结构系统中对其进行考虑。

1.2 失效率的时变性

与构件的失效率一样,失效模式的失效率也与结构系统材料参数、制造工艺、设计参数、时间等密切相关。对于航空发动机结构系统,其损伤随时间增长而积累,工作环境和承受的载荷随时间变化,材料参数也随时间变化,导致失效率随时间变化,而且往往是非线性变化的^[16]。传统可靠性模型中可靠度均采用指数分布,忽略了失效率的时变性,使误差增大。在求失效模式的可靠性指标函数的时候应该选择合适的分布类型,不能全部简化为指数分布。

1.3 失效模式的时效性

航空发动机结构系统中各种失效的发生是有一定条件的,并非所有工作区间(即时间/循环/距离等)内都发生,例如蠕变只有在金属材料结构的温度达到其熔点 40% 以上的工作区间内才有可能发生。因此,在结构系统可靠性模型中针对给定的失效模式进行分析时,需要考虑其时效性,即失效条件、失效区间与整个工作环境、工作区间的相对关系。传统可靠性模型中,不考虑失效模式的时效性,扩张了结构系统可能发生失效的区间,导致

可靠性指标的过度扩张。时效修正计算方法见后文。

本文提出的航空发动机结构系统可靠性模型就是要建立基于失效模式并充分考虑航空发动机结构系统失效特征的可靠性模型,其最终目标是要实现结构系统设计参数与可靠性参数的等效转化,进行可靠性设计。

2 基于失效模式的航空发动机结构系统可靠性模型

2.1 可靠性模型

航空发动机整机由风扇、压气机、燃烧室等部件和滑油系统、起动系统等附件系统组成,其中部件往下又有众多组件和构件。对于航空发动机整机基于失效模式的结构系统可靠性模型,根据是否具有独立且与整机功能直接相关的功能可分为两层——整机结构系统层和部件结构系统层,分两层建立可靠性模型。

针对航空发动机整机,需要以各部件/附件系统为单元,建立整机结构系统可靠性模型。一方面是由于各部件和附件系统在功能上与整机功能直接相关又彼此独立,符合功能独立性原则,也符合该层可靠性模型完成功能的目标;另一方面是航空发动机不同部件/附件系统中的失效彼此之间关联性较小,可以认为不同部件/附件系统中的故障是彼此独立的,符合故障独立性原则。

对部件与附件系统内部的结构系统(齿轮传动系统、叶盘结构系统、转子结构系统等)建立以失效模式为单元的部件结构系统可靠性模型。不以构件为单元的原因:一是结构系统内部的构件不再具有独立的功能,不能符合功能独立性原则;二是结构系统内部失效复杂,构件不具备故障独立性。各失效模式之间的失效机理与失效表现不同,可以说具有故障相对独立性。以失效模式为单元可以建立以防止发生任何失效模式为任务(也可以说是“功能”)的结构系统可靠性模型。

航空发动机结构系统可靠性模型整体框架如图 1 所示。

2.2 整机结构系统可靠性模型与计算方法

整机结构系统可靠性模型就是建立以整机功能完成为目标,以整机为系统,以具有独立功能且故障相对独立的各个部件或附件系统为单元的传统可靠性模型。航空发动机不是冗余系统,整机功能的完成需要所有的部件/附件系统顺利完成各

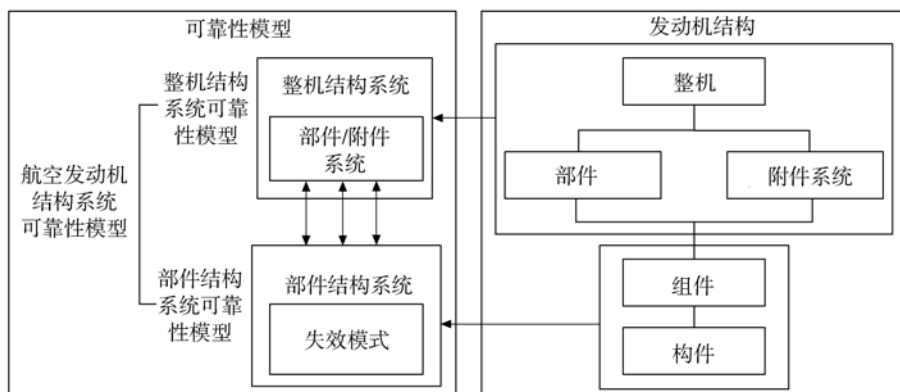


图1 航空发动机结构系统可靠性模型整体框架

Fig. 1 Overall framework of the reliability model of aero-engine structural system

自的功能,因此该层可靠性模型为串联模型.该层模型的可靠性框图如图2所示.



图2 整机系统可靠性模型框图

Fig. 2 Diagram of the whole aero-engine reliability system

由于各个部件与附件系统故障之间的相关性非常小,可靠性模型可写为

$$R_s = \prod_{i=1}^n R_{C_i} \cdot \prod_{j=1}^m R_{A_j} + R_{\Delta} \quad (2)$$

式中 R_{C_i} ($i=1,2,\dots,n$) 为第 i 个部件的可靠度; R_{A_j} ($j=1,2,\dots,m$) 为第 j 个附件系统的可靠度; R_{Δ} 为由于部件/附件系统存在故障相关性而造成的可靠度偏差项.

高可靠性的复杂部件、机器或系统的失效分布模型可以用指数分布描述^[17],由于没有试验支持以及为了工程应用方便,本文暂假设该层模型各单元的可靠性分布为指数分布,则有

$$\begin{aligned} R_i &= \exp(-\lambda_i t) \\ R_s &= \exp\left(-\sum_{i=1}^{n+m} \lambda_i t\right) \\ \lambda_s &= \sum_{i=1}^{n+m} \lambda_i \\ T_{mtbfs} &= \frac{1}{\lambda_s} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 λ_i 为第 i 个单元的失效率; λ_s 为整机系统失效率; T_{mtbfs} 为整机平均故障间隔时间.

2.3 部件结构系统可靠性模型与计算方法

2.3.1 建模步骤

部件结构系统内部的失效难以分到构件上,

该层构件不满足故障独立性,因此在该层不能以构件为单元建立可靠性模型.可靠性的本质是不发生失效,对该层以失效独立为主导,以防止发生失效为结构系统的任务,以部件结构系统为系统,直接以失效模式为单元建立可靠性模型,包括界面损伤失效等失效模式,失效模式也不只是按照构件划分.

基于失效模式的部件结构系统可靠性模型建立步骤如下:

1) 确定结构系统.对结构系统进行 FMECA (故障模式、影响及危害性分析),确定结构系统的主要失效模式并分析失效过程与失效机理.

2) 建立故障树.将结构系统失效当作最终事件,把失效模式用可以反映失效模式导致结构系统失效的方式与最终失效连接起来构建成树.所建立的故障树如图3所示,其中失效模式 F_k ($k=1,2,\dots,l$) 表示间接引起结构系统失效的失效模式,失效模式 F_i ($i=1,2,\dots,n$) 表示由失效模式 F_k 引起的可以直接导致整个结构系统的失效的失效模式,失效模式 F_j ($j=1,2,\dots,m$) 表示能直接导致结构系统失效的失效模式.结构系统中任一失效模式发生,一般都会使整个结构系统失效,因此故障树中都使用了“或门”.

3) 建立以失效模式为单元的结构系统可靠性模型.或门转化成可靠性模型就是串联模型.可靠性模型框图如图4所示.

2.3.2 计算方法

针对建立的基于失效模式的部件结构系统可靠性模型,给出其可靠度计算方法,假设共有 n 个失效模式,则计算过程如下.

1) 对失效模式 F_i 建立可靠性数学模型——可靠度函数 $R_i(t)$.可靠度函数可以通过对系统

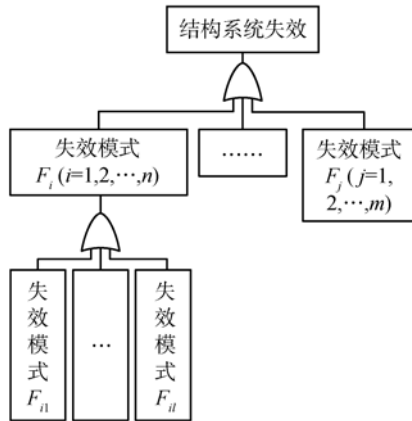


图 3 部件结构系统的故障树

Fig. 3 Fault tree of component structural system

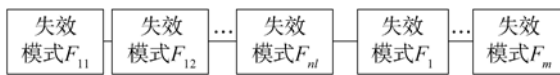


图 4 部件结构系统可靠性模型框图

Fig. 4 Diagram of component structural system

工作过程中的统计数据拟合得到,需要说明的是,在拟合的时候需要考虑失效率的时变性。

2) 失效模式相关的近似求解方法——

PNET. PNET^[18]通过判断不同失效模式相关性大小选择“代表失效模式”代表某几个失效模式,从而考虑失效模式相关性.具体过程为:计算失效模式的失效率,按照 $\lambda_{i+1} \geq \lambda_i (i=1, 2, \dots, q)$ 排序,

计算相关系数矩阵 $A = \begin{bmatrix} \rho_{11} & \dots & \rho_{1q} \\ \vdots & & \vdots \\ \rho_{q1} & \dots & \rho_{qq} \end{bmatrix}$, ρ_{ij} 为失效

模式 F_i, F_j 之间的相关系数, $\rho_{ij} = \rho_{ji}$, $\rho_{ii} = 1$, 规定相关系数上限 ρ_0 . 如果 $\rho_{ij} > \rho_0, i=1, 2, \dots, q, j=i, i+1, \dots, q$, 则舍掉“失效模式 F_j ”. 设剩余失效模式为“代表失效模式”。

3) 对“代表失效模式”进行时效修正. 修正方法为:失效模式可靠度函数中的时间(或循环/距离等)取为工作时间(或循环/距离等)之前有可能发生该失效模式的时间,而不是工作时间(或循环/距离等). 用公式表示为

$$R'_i(t) = R_i(t^*) \quad (4)$$

式中 $R'_i(t)$ 为给定时刻 t 之前不发生“代表失效模式 F_i ”的概率(即时效修正后失效模式 F_i 的可靠度); t^* 为时刻 t 之前有可能发生失效模式 F_i 的时间; $R_i(\cdot)$ 为未时效修正的代表失效模式 F_i 的可靠度函数。

4) 整合得到部件结构系统可靠度。

$$R'_s(t) = \prod_{i=1}^n R'_i(t) \quad (5)$$

式中 $R'_s(t)$ 为经过时效修正后结构系统在时刻 t 之前不发生失效的概率; n 为“代表失效模式”数量。

3 算 例

以某型涡扇发动机为例,基于本文提出的整机可靠性模型和可靠度计算方法给出计算流程。

3.1 整机结构系统可靠性模型

某型涡扇发动机整机可以分为进气系统、风扇系统、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、尾喷管、外涵道、排气混合器、安装节等 10 个部(组)件,以及传动、润滑、起动等附件系统. 部件、附件系统都是航空发动机中的结构系统. 以整机为系统,以部件和附件系统为单元,整机可靠性模型框图如图 5 所示。

其可靠性模型为

$$R_s = R_c \cdot R_f \cdot \dots \cdot R_m + R_{\Delta} \quad (6)$$

式中 R_c, R_f, R_m 分别为进气机匣与中介机匣、风



图 5 某型涡扇发动机以部件/附件系统为单元的可靠性模型

Fig. 5 Reliability model of a turbofan engine taking parts/accessories system as units

扇级部件、状态监控与诊断系统的可靠度. 因部件/附件系统之间的故障相关性较小, 所以 R_A 很小, 可忽略不计.

3.2 部件结构系统可靠性模型

以风扇级部件为例, 风扇级部件是由进气机匣筒体、3 级静子叶片、作动筒、摇臂组合件、防冰集气腔、3 级轮盘、后轴颈、3 级转子叶片等结构组成的结构系统, 简化考虑, 用风扇叶盘结构系统代替风扇部件结构系统. 该航空发动机中的风扇叶盘结构系统(包括 3 级轮盘、3 级转子叶片以及叶

盘连接结构)是该航空发动机中的典型结构系统.

1) 对风扇叶盘结构系统进行 FMECA, 得到风扇叶盘结构系统主要失效模式如表 1 所示.

2) 建立风扇叶盘结构系统故障树如图 6 所示.

3) 建立以失效模式为单元的部件结构系统可靠性模型. 简化考虑, 假设只有叶片低周疲劳断裂、轮盘低周疲劳断裂、榫头榫槽连接结构接触磨损引起轮缘断裂 3 个失效模式, 则风扇叶盘结构系统可靠性框图如图 7 所示.

表 1 风扇叶盘结构系统主要失效模式

Table 1 Main failure modes of fan-blade-disc structural system

叶片故障模式	轮盘故障模式	结构界面损伤产生的失效模式
叶片的低周疲劳断裂失效 叶片的颤振疲劳断裂失效 叶片的扭转共振疲劳断裂失效 叶片微动损伤疲劳断裂失效 叶片腐蚀损伤疲劳断裂失效 叶片高周疲劳断裂失效	轮盘的弹性变形失效 轮盘的塑性变形失效 轮盘的低周疲劳断裂失效 轮盘榫齿断裂失效 轮盘外缘封严齿断裂 轮盘振动疲劳断裂 轮盘榫槽底部应力腐蚀开裂	榫头榫槽连接结构接触磨损引起轮缘断裂失效 叶片凸肩磨损引起的叶片高周疲劳断裂失效

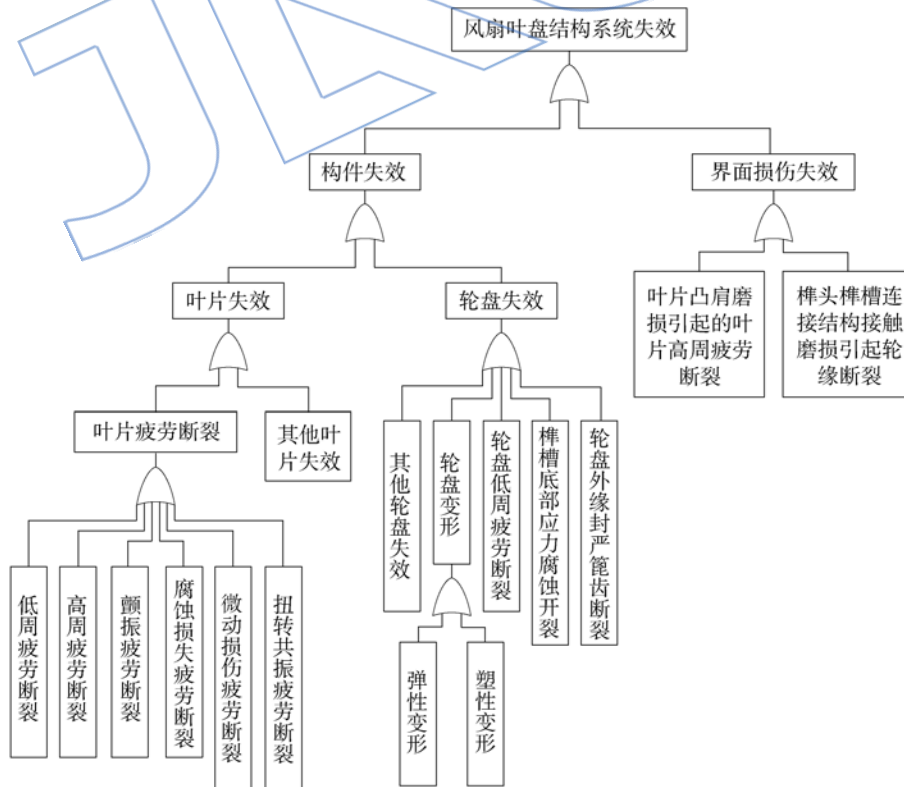


图 6 风扇叶盘结构系统故障树

Fig. 6 Fault tree of fan-blade-disc structural system



图7 简化风扇叶盘结构系统可靠性框图

Fig. 7 Simplified reliability diagram of fan-blade-disc structural system

4) 假设这3个失效模式的可靠度函数已知,分别为 $R_1(t)$, $R_2(t)$, $R_3(t)$. 其中,叶片低周疲劳断裂失效服从威布尔分布, $R_1(t) = \exp[-(t/900)^{1.5}]$; 轮盘低周疲劳断裂失效也服从威布尔分布, $R_2(t) = \exp[-(t/1000)^{1.4}]$; 榫头榫槽连接结构接触磨损引起的轮缘断裂失效服从正态分布, $R_3(t) = \int_{\frac{t-400}{130}}^{\infty} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp(-x^2/2) dx = 1 - \Phi \cdot \frac{t-400}{130}$.

5) 假设3个失效模式之间相关性小,均为“代表失效模式”.

6) 时效修正. 根据式(4),假设在工作时间 t 之前,各“代表失效模式”可靠度函数修正如表2所示.

7) 简化后的风扇部件结构系统可靠度为

$$R'_s(t) = R'_1(t) \times R'_2(t) \times R'_3(t) \quad (7)$$

设 $t=150$ h, 风扇部件简化可靠度为

$$R'_s(150) = 0.9525 \times 0.9583 \times 0.9938 = 0.9071 \quad (8)$$

类似地,可以得到其他部件/附件子系统在 $t=150$ h的可靠度,假设均为0.99,则航空发动机整机工作150h的可靠度为0.8204.

表2 “代表失效模式”可靠度函数的修正

Table 2 Correction of reliability function of “representative failure modes”

代表失效模式	可能失效的时间	修正的可靠度函数
叶片低周疲劳失效	$0.8t$	$R'_1(t) = \exp[-(0.8t/900)^{1.5}]$
轮盘低周疲劳失效	$0.7t$	$R'_2(t) = \exp[-(0.7t/1000)^{1.4}]$
榫头榫槽连接结构接触磨损引起轮缘断裂失效	$0.5t$	$R'_3(t) = 1 - \Phi \frac{0.5t-400}{130}$

4 结论

本文针对航空发动机结构系统可靠性问题进行了研究,首先对航空发动机结构系统及其失效特征进行了论述,在此基础上建立了基于航空发动机结构系统失效模式的分层可靠性模型,并给出了各层的可靠度计算方法. 主要结论如下:

1) 航空发动机结构系统中的构件没有独立功能,也不存在故障独立,建立可靠性模型时不能简单地将故障划分到构件而应当以结构系统为对象,建立考虑其失效模式的可靠性模型.

2) 结构系统失效模式具有相对独立性、时效性以及失效率的时变性等特征,可靠度计算过程中需要计及这些特征以获得更为准确的结果.

3) 本文所建立的基于失效模式的分层可靠性模型,可以避免航空发动机传统可靠性模型重要失效模式的遗漏、可靠性指标过度扩张等问题,更具有工程适用性.

基于本文建立的航空发动机结构系统可靠性模型计算可靠度,需要获得结构系统各失效模式的可靠度函数,在后续研究中需要进一步完善各

失效模式的可靠度计算方法.

参考文献:

- [1] 谢静,范文正,谢镇波. 某型军用发动机使用可靠性评估[J]. 航空发动机,2013,38(6):43-47.
XIE Jing, FAN Wenzheng, XIE Zhenbo. Evaluation of military engine service reliability[J]. Aeroengine, 2013, 38(6):43-47. (in Chinese)
- [2] 刘书国. 航空发动机转静子碰摩的动力学响应研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2012.
LIU Shuguo. Studies on dynamics of the rotor-to-stator rub-impact in aeroengine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [3] 孔瑞莲. 航空发动机可靠性工程[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [4] 曾声奎,赵廷弟,张建国,等. 系统可靠性设计分析教程[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2001.
- [5] 李楠. 基于动态贝叶斯网络的发动机涡轮叶盘系统可靠性分析[D]. 成都:电子科技大学,2013.
LI Nan. Application of dynamic Bayesian net-works in reliability computation of aero engine turbine blade disk system[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [6] 蔡玲芳,张建国. 基于失效机理的机械零部件可靠性预计

- [C]//中国航空学会可靠性工程专业委员会第十届学术年会论文集. 北京:中国航空学会,2006:136-141.
- [7] 易宏,沈国鉴. 常规潜艇总体任务可靠性模型研究[J]. 舰船科学技术,1991(5):17-27.
- [8] 王华伟,高军,吴海桥. 基于贝叶斯模型平均的航空发动机可靠性分析[J]. 航空动力学报,2014,29(2):305-313.
WANG Huawei,GAO Jun,WU Haiqiao. Reliability analysis on aero-engine using Bayesian model averaging[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(2):305-313. (in Chinese)
- [9] 李伟. 基于竞争失效的航空发动机可靠性评估研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
LI Wei. Research on aero-engine reliability assessment based on competing failure[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)
- [10] Nieto P J G,Garcia-Gonzalo E,Lasheras F S,et al. Hybrid PSO-SVM-based method for fore-casting of the remaining useful life for air-craft engines and evaluation of its reliability[J]. Reliability Engineering and System Safety,2015,138:219-231.
- [11] 王大伟,马艳红,洪杰. 基于危害度航空发动机可靠性评估模型及应用[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(8):883-886.
WANG Dawei,MA Yanhong,HONG Jie. Reliability assessment model and application for aero-engine based on criticality method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2008,34(8):883-886. (in Chinese)
- [12] 曹智顺,姚建尧,王建军. 基于概率特性的航空发动机转动部件高周疲劳寿命评估技术[R]. 南京:第24届全国振动与噪声高技术及应用会议,2011.
- [13] 彭茂林,杨自春,曹跃云,等. 涡轮叶片低周疲劳可靠性稳健设计优化研究[J]. 中国电机工程学报,2013,33(11):104-111.
PENG Maolin,YANG Zichun,CAO Yueyun,et al. Research on low cycle fatigue reliability-based robust design optimization of turbine blade[J]. Proceedings of the CSEE,2013,33(11):104-111. (in Chinese)
- [14] 刘景辉. 发动机燃气涡轮转子蠕变及可靠性分析[J]. 科技信息,2012(5):191-191.
- [15] 任军,张庆余,朱畅. 航空发动机设计中的高周疲劳问题[J]. 科技传播,2014(3):36-37.
- [16] 金星. 工程系统可靠性数值分析方法[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [17] 喻浩文. 关于可靠性分布函数及其工程应用的讨论[EB/OL]. [2015-12-01]. http://wenku.baidu.com/link?url=0qGczmUK5fldHWSa0zkKPHEFgEn_wQisOJrekj9Yyf3mUUKh2d8sUwsndEvt05LCx4E9y5YuaC439ZKrKLbPftFWcOyqBECobLubL6CiGcW.
- [18] 刘文琰. 结构可靠性设计手册[M]. 北京:国防工业出版社,2008.

(编辑:陈 越)