

# 飞机结构完整性的度量与控制

何宇廷<sup>1</sup>, 张 腾<sup>1,2</sup>, 马斌麟<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学航空工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 94354 部队, 山东嘉祥, 272412)

**摘要** 结构完整性是飞机结构的重要属性。通常,对结构完整性的描述是一种定性的描述,强调的是对结构完整性的保持,缺乏对结构完整性的定量描述,不利于结构完整性工作全面开展。为此,提出了结构完整性控制的概念;提出了采用结构完整度来度量结构完整性的定量度量方法,并基于结构的完好度、可用度、安全度和存活率评估结构的完整度;提出了以结构完整度最大化为目标优选结构完整性控制方案的结构完整性控制理念,阐明了结构完整性开环控制、协调控制和权衡控制的结构完整性控制的基本内涵,最后基于“建立/评估-维持-验证-恢复/增长-控制”的框架阐述了结构完整性控制的基本任务。提出的飞机结构完整性的度量与控制方法,对其他装备的结构完整性也同样适用。

**关键词** 飞机;结构完整性;完整度控制

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.03.001

**中图分类号** V215.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)03-0001-07

## A Measurement and Control of Aircraft Structural Integrity

HE Yuting<sup>1</sup>, ZHANG Teng<sup>1,2</sup>, MA Binlin<sup>1</sup>

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;  
2. Unit 94354, Jiexiang 272412, Shandong, China)

**Abstract:** Structural integrity is an important attribute of aircraft structure. Generally, the description of structural integrity is a qualitative description, which emphasizes the maintenance of structural integrity. However, a lack of quantitative description on structural integrity is disadvantageous to the comprehensive development of structural integrity. For this reason, a concept of structural integrity is proposed in this paper. A quantitative measurement is proposed to measure the structural integrity by the structural integrity degree, and the structural integrity degree is evaluated based on the safety degree, intact degree, survival rate and availability degree of the structure. A structural integrity control concept, taking the maximum structural integrity degree as an optimum structural integrity control scheme, is put forward. And the basic connotation of structural integrity control, including the open-loop control, the coordination control and the weighing control, is expounded. Finally, the basic task of the structural integrity control is expounded by the framework of the Establish/Assessment-Sustainment-Validation-Recovery/Increment - Control. The measure and control method of aircraft structural integrity proposed in this paper is also applicable to the structural integrity of other equipment.

**收稿日期:** 2018-11-20

**基金项目:** 国家自然科学基金(51475470);国家重点研发计划(2018YFF0214702);陕西省重点研发计划(2018GY-021)

**作者简介:** 何宇廷(1966—),男,四川阆中人,教授,博士生导师,主要从事飞机结构强度与使用寿命研究。E-mail:heyut666@126.com

**引用格式:** 何宇廷,张腾,马斌麟.飞机结构完整性的度量与控制[J].空军工程大学学报(自然科学版),2019,20(3):1-7. HE Yuting, ZHANG Teng, MA Binlin, et al. A Measurement and Control of Aircraft Structural Integrity[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(3): 1-7.

**Key words:** aircraft; structure integrity; integrity degree control

飞机结构完整性的概念是美国在1954年首先提出的,是伴随着美国空军出现的一系列事故而形成和发展的。1958年,多架B-47飞机由于疲劳问题发生了损毁事故,飞机结构完整性开始受到重视。1969年,F-111飞机由于机翼关键接头部位存在漏检裂纹,仅100飞行小时便发生了严重事故。从此之后,飞机结构完整性经历了长时间的发展,建立了结构完整性的理论和方法,并逐渐成熟。现在,飞机结构完整性已经发展成为飞机结构设计中的重要设计思想,并通过相关标准的颁布成为飞机设计过程中的一项固定要求。

美国空军针对结构完整性发展了一系列的标准,最新的标准是2016年发布的MIL-STD-1530D<sup>[1]</sup>,这是迄今为止内容最完善的完整性大纲标准,为构建现代飞机结构完整性奠定了坚实的基础。1989年,国内也颁布了首部飞机结构完整性大纲标准GJB 775.1—1989,该标准规定了实现军用飞机结构完整性的全部要求和为达到这些要求所应依从的任务方法,现最新版是GJB 775.A—2012。

目前,对完整性的描述是一种定性的描述,完整性大纲描述的是为保持结构完整性而开展的一系列工作,缺乏对完整性的定量描述以及实现完整性增长的相关内涵。为此,本文提出结构完整性控制的概念,建立了结构完整性的度量方法,提出了以结构完整度最大化为目标优选结构完整性控制方案的结构完整性控制理念,然后阐明了结构完整性开环控制、协调控制和权衡控制的基本内涵,最后基于“建立/评估-维持-验证-恢复/增长-控制”的概念阐述结构完整性控制的基本任务。

## 1 飞机结构完整性控制的基本概念

### 1.1 飞机完整性的基本概念

飞机完整性是指在要求的安全性、耐久性、飞机功能和可保障性水平下,飞机可以正常使用及功能未受到削弱时所处的状态。飞机完整性一词已成为了表征飞机质量特性的一个重要概念,其最初包括飞机结构完整性、发动机结构完整性、航空电子设备完整性和机械设备及子系统完整性等。

飞机结构完整性<sup>[1]</sup>,是在要求的结构安全性、耐久性、结构能力和可保障性水平下,结构可正常使用以及功能未受到削弱时所处的状态,其内容包含影响飞机安全使用和成本费用的机体强度、刚度、耐久性、损伤容限和功能等。发动机结构完整性<sup>[2]</sup>,指的

是发动机安全性、耐久性、可靠性、维修性和全寿命周期费用的综合。其内容涉及发动机结构的功能、强度、刚度(变形)、振动、疲劳、蠕变、损伤容限、寿命及结构可靠性等方面。航空电子设备完整性<sup>[3]</sup>,指的是电子设备可靠性、维修性、质量、寿命、生产性、保障性和可用性度量的综合。机械设备及子系统完整性<sup>[4]</sup>,指在定义的服役期内,在特定的使用条件下,机械设备及其子系统达到特定的性能、安全性、耐久性、可靠性和可保障性。

但是,对于一个涉及飞机结构、发动机结构、航空电子设备和机械设备及子系统4个完整性学科的系统,如飞控系统、座舱系统等,则需要将多个完整性过程整合后应用。例如,当需要将完整性概念应用到飞行控制系统上时,机械元件(如作动筒)需要应用机械设备及子系统完整性大纲,电子元件(如传感器、处理器等)需要应用航空电子设备完整性大纲。将完整性概念应用到飞机级别时,则有武器系统完整性<sup>[5]</sup>和推进系统完整性<sup>[6]</sup>的概念。

此后,上述完整性概念经过应用后,又逐渐产生了系统级的完整性概念,包括武器系统完整性和推进系统完整性。武器系统完整性,指武器系统在设计、分析、生产、质量控制和寿命周期管理等全过程中进行规范化管理的一种方法。其内容主要包括系统、子系统、设备、组件、部件、零件和材料等各个方面,并在使用环境、材料特性、设计准则、强度、耐久性、损伤容限、维修条件和质量控制等方面。推进系统完整性,指的是推进系统和子系统及部件耐久性、安全性、功能、运行、性能、可靠性和可保障性等方面的综合,其内容由飞机结构完整性(如针对进气道、发动机吊挂等飞机结构)、航空电子设备完整性、机械设备及子系统完整性和发动机结构完整性几部分内容整合而成。

### 1.2 飞机结构完整性的基本特性

飞机结构完整性是首先提出来的完整性概念,在飞机完整性中占有非常重要的地位。飞机结构完整性思想是由美国最先提出的,伴随着美国空军出现的一系列事故而形成和发展。飞机结构完整性是在要求的结构耐久性、可保障性、安全性和结构能力水平下,结构可正常使用以及功能未受到削弱时所处的状态。结构完整性的基本特性可以概括为客观性、相对性、随机性和可控性。客观性是指结构完整性是客观存在的结构的一种属性,可以使用某种手段去度量。相对性是指结构的完整性是针对其承担的任务和工作环境而言的,离开了对应的任务和工

作环境则没有意义。随机性是指由于结构本身质量、承担任务和工作环境的随机导致结构完整性也具有随机特性,所以可以使用概率统计的方法来描述结构完整性。可控性是指结构完整性可以通过一定的措施实行控制的,如可以增长结构的完整性等。

### 1.3 飞机结构完整性控制的基本概念

决定飞机结构完整性的是结构耐久性、可保障性、安全性和结构能力,而对于上述4个性能又有很多影响因素。但是,飞机的结构完整性归结起来取决于两大方面的因素,分别是设计/制造因素和服役/使用因素。其中,设计/制造技术的优劣是决定飞机完整性的先天因素,对飞机完整性具有决定性影响;服役后飞机使用的科学程度和维修的精确程度是影响飞机实际结构完整性的后天因素,决定了飞机结构完整性下降的快慢;上述2个因素,不论是飞机的设计/制造还是服役/使用,均可以通过主动的控制来保证飞机的完整性,满足飞机的服役/使用需求<sup>[7]</sup>。

在飞机投入使用之前,使用先进的设计技术可以为结构完整性奠定良好的基础,使其具备“优秀基因”;使用先进的制造加工技术可以提高飞机的品质,锻造其“强健体格”。对于已交付使用的飞机,其基本品质可以认为是一定的,但是,服役环境条件、飞行载荷强度和维修保障环境对飞机的结构完整性具有决定性的影响,通过一系列的控制手段可以实现其完整性的最大化。

因此,飞机结构完整性的控制,就是人们在飞机的设计/制造和服役/使用过程中为达到既定完整性目标(耐久性、可保障性、安全性和结构能力)而开展的一系列活动过程,如:飞机设计、工艺优化、飞机改装、结构定/延寿、单机寿命监控(跟踪)、飞机更改(修理、加强、更换等)、服役/使用计划调整、维修措施与计划调整等,其本质就是对飞机结构完整性的调整控制过程。

## 2 飞机结构完整性的度量

### 2.1 飞机结构完整度

为了更好地控制结构完整性,首先提出结构完整性指标结构完整度 $I$ ,以此对结构完整性进行度量。结构完整度即在规定的时间内、规定的条件下,飞机执行规定任务时,飞机结构可以正常使用及功能未受到削弱的概率,可用式(1)表示。例如,针对一个单传力脆性材料结构件,结构在工作中的性能退化直接表现为断裂破坏(失效),在不考虑维修保障的情况下,其结构完整度就直接退化为结构可靠

度,完整性也就退化为可靠性了<sup>[8-10]</sup>。

$$I = P\{\tau > t_0\} \quad (1)$$

式中: $t_0$ 为规定的时间; $\tau$ 为结构可以正常使用及功能未受到削弱的时间。

根据结构完整性的定义,结构可以正常使用及功能未受到削弱时的状态是由结构耐久性、可保障性、安全性和结构能力所保证的,由于结构完整度是结构完整性的度量,则结构完整度 $I$ 也可以由结构耐久性、可保障性、安全性和结构能力的度量指标来综合表征。即结构完整度 $I$ 可由完好度 $U$ 、可用度 $A$ 、安全度 $S$ 和存活率 $C$ 来综合表征。因此,结构完整度 $I$ 可表达为:

$$I = \frac{Q_{t_0} - Q_{n,t_0}}{Q_{t_0}} = f(U, A, S, C) \quad (2)$$

式中: $Q_{t_0}$ 和 $Q_{n,t_0}$ 分别指规定时间 $t_0$ 内机队中飞机的总数量和不能正常使用的飞机数量; $U$ 是结构完好度; $D=1-U$ 为损伤度,是结构在达到指定时间 $t$ 时所产生的耐久性损伤的定量度量,用结构细节群的平均裂纹超越百分数来表示; $A$ 为可用度,是指在一定的保障水平(人员和备件)下,能正常出动的飞机数量占飞机总数的比例; $S$ 是结构安全度,表示结构在整个寿命周期内在规定的条件下完成规定任务时不发生事故的概率; $C$ 是结构存活率,而 $F=1-C$ 为结构破坏率,是强度小于应力时结构发生破坏的概率。

由于完好度针对的主要是耐久性关键件,安全度针对的主要是损伤容限关键件,而存活率主要针对静强度关键件,因此,为简化目的,完好度、可用度、安全度和存活率可以看作相互独立。如果将各影响参数对结构完整性的影响简单地以线性关系表示时,完整度模型可以表达为:

$$I = UASC \quad (3)$$

根据式(3)反映出的结构完整性的一些特点有:结构完整性存在“短板效应”。公式中的各项参数只要其中一项很差,那么飞机的结构完整性就会受到很大的影响。若完好度偏低,则飞机结构的耐久性差,飞机使用寿命短、不耐用,会导致出现无飞机可用的情况;若飞机的可用度低,则飞机出勤率太低,会导致出现有飞机而无法出动使用的情况;若安全度偏低,则飞机结构安全性差,出动执行任务后无法保证安全飞行,会导致出现有飞机出动使用而无法安全飞行的情况;若结构存活率偏低,则飞机结构的承载能力差,执行作战任务的能力差,会导致出现飞机能够安全飞行但无法执行既定作战任务的情况。因此,只要完好度、可用度、安全度、存活率有一项指标差,便会导致结构完整性差。同时,这也反映出,

在资源一定的条件下(如经费、设计水平、保障能力等),可以通过合理的资源调控,使结构完好度、可用度、安全度和存活率指标相互协调,从而使结构完整度达到最高,即飞机结构完整性是可以控制的。

根据结构完整度对结构完整性的表征含义划分,结构完整度可以分为固有完整度和使用完整度两类。其中,结构固有完整度反映了飞机结构的固有属性,反映的是飞机结构完整性设计、制造水平;结构使用完整度反映的是飞机在服役使用过程中的完整性水平,还与维修保障水平等使用因素相关。

## 2.2 飞机结构完好度

飞机结构损伤度用于度量飞机的结构耐久性。对于一个指定的细节群,在给定应力区( $i$ )下的裂纹超越数概率是该细节在指定时间  $t$  时裂纹超过选定参考尺寸  $x_1$  (通常取经济修理极限  $a_e$ ) 的概率,用  $p(i, t)$  来表示,它是时间  $t$  的函数。

指定时间  $t$  对应的  $p(i, t)$ <sup>[11]</sup> 可以由该应力区的使用期裂纹扩展控制曲线(Service Crack Growth Master Curve, SCGMC) 和细节群的通用当量初始缺陷尺寸(Equivalent Initial Flaw Size, EIFS) 分布函数表达式计算得到,且分为 2 种情形:

对情形 I ( $b > 1$ ), 有:

$$\begin{cases} p(i, t) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{(y_{li}(t)^{1-b} - x_u^{1-b})}{(b-1)Q\beta}\right]^\alpha\right\}, & 0 < y_{li}(t) \leq x_u \\ p(i, t) = 0, & y_{li}(t) > x_u \end{cases} \quad (4)$$

对情形 II ( $b = 1$ ), 有:

$$\begin{cases} p(i, t) = 1 - \exp\left\{-\left[\frac{\ln(x_u/y_{li}(t))}{Q\beta}\right]^\alpha\right\}, & 0 < y_{li}(t) \leq x_u \\ p(i, t) = 0, & y_{li}(t) > x_u \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $b$  和  $Q$  为裂纹扩展方程中的参数;  $\alpha$  和  $\beta$  分别为裂纹形成时间(Time to Crack Initiation, TTCl) 分布的形状和比例参数;  $x_u$  为当量初始裂纹尺寸 EIFS 的上界;  $y_{li}(t)$  为  $t$  时刻裂纹尺寸等于  $x_1$  的细节在时间  $t = 0$  时的当量初始缺陷尺寸,其表达式如下:

$$\begin{cases} y_{li}(t) = (x_1^{1-b} + (1-b)Qt)^{1/(1-b)}, & b > 1 \\ y_{li}(t) = x_1 \exp(-Qt), & b = 1 \end{cases} \quad (6)$$

在给定应力区( $i$ )下,某个指定细节群的裂纹超越数用  $N(i, t)$  来表示,则平均裂纹超越数(期望)为:

$$\bar{N}(i, t) = N_i p(i, t) \quad (7)$$

结构的指定细节群通常会包含若干个应力区( $i = 1, 2, \dots, m$ ), 则结构细节群的裂纹超越数  $L(t)$  可由下式计算:

$$L(t) = \sum_{i=1}^m N(i, t) \quad (8)$$

指定细节群的平均裂纹超越数  $\bar{L}(t)$  为:

$$\bar{L}(t) = \sum_{i=1}^m \bar{N}(i, t) \quad (9)$$

结构损伤度是结构在达到指定时间  $t$  时所产生的耐久性损伤的定量度量,其通常用结构细节群的平均裂纹超越百分数来表示,计算方式如下:

$$D = \frac{\bar{L}(t)}{N} \quad (10)$$

因此,飞机结构的完好度  $U$  为:

$$U = 1 - \frac{\bar{L}(t)}{N} \quad (11)$$

## 2.3 飞机可用度

飞机固有可用度和使用可用度均可用于度量飞机的可保障性。区别在于,固有可用度反映了飞机固有的可保障性,这种属性是飞机设计制造服役之后固有的,而使用可用度反映了飞机实际的可保障性,这种实际的可保障性还与机务人员维修保障水平相关。

### 2.3.1 固有可用度

固有可用度  $A_i$  是飞机实际工作时间与总时间的比值<sup>[12]</sup>。假设故障概率密度函数为  $b(t)$ , 维修时间密度函数为  $m(t)$ , 则故障间隔时间  $T_u$  和维修时间  $T_m$  分别为:

$$T_u = \int_0^\infty tb(t) dt \quad (12)$$

$$T_m = \int_0^\infty tm(t) dt \quad (13)$$

则固有可用度为:

$$A_i = \frac{T_u}{T_u + T_m} \quad (14)$$

### 2.3.2 使用可用度

飞机使用可用度  $A_o$  通常用一段时间内装备可用时间与总时间的比值来计算<sup>[13]</sup>:

$$A_o = \frac{T_a}{T_t} = \frac{T_t - T_d}{T_t} \quad (15)$$

式中:  $T_a$ 、 $T_d$  和  $T_t$  分别指飞机的可用时间、不可用时间和总时间。其中,  $T_d$  可由下式计算:

$$T_d = \underbrace{T_{mdt} + T_{tpm} + T_{tfp}}_{T_{mtt}} \quad (16)$$

式中:  $T_{mdt}$ 、 $T_{tpm}$  和  $T_{mtt}$  分别指规定期间内总故障维修停机时间、规定期间内总预防性维修时间和规定期间内总维修时间;  $T_{tfp}$  代表总飞行保障时间(包括直接机务准备时间、再次出动机务准备时间和飞行后工作时间)。而规定期间内的总故障维修停机时间  $T_{mdt}$  又可以按下式计算:

$$T_{dtf} = \frac{T_o T_{dtf}}{F_{MFHB}} \quad (17)$$

式中: $T_o$ 、 $T_{dtf}$ 和 $F_{MFHB}$ 分别表示规定期间内飞机飞行时间、平均故障停机时间(包括平均故障修复时间、平均后勤延误时间和平均行政延误时间)和平均故障间隔飞行小时。

因此,飞机可用度的最终计算方式如下:

$$T_a = 1 - \frac{T_o T_{dtf}}{T_t F_{MFHB}} - \frac{T_{tmp}}{T_t} - \frac{T_{trp}}{T_t} \quad (18)$$

## 2.4 飞机结构安全度

飞机结构安全度用于度量飞机的结构安全性。结构安全性不同于结构可靠性,但它们具有紧密的联系。一方面,结构可靠时通常被认为是安全的;另一方面,当结构失效时,事故可能发生,也可能不发生,取决于该失效能否被及时发现和处理。所以,结构在整个寿命周期内在规定条件下完成规定任务时发生事故的概率 $P$ 可以表示为<sup>[14]</sup>:

$$P = R \times 0 + (1 - R) P_{A/F} \quad (19)$$

式中: $R$ 为结构可靠度; $P_{A/F}$ 为结构失效时发生事故的概率。

所以,结构安全度 $S$ 可以表示为:

$$S = 1 - P = 1 - (1 - R) P_{A/F} \quad (20)$$

若定义 $P_{\bar{A}/F} = 1 - P_{A/F}$ 为结构失效时不发生事故的概率,则上式可以转化为:

$$S = R + (1 - R) P_{\bar{A}/F} \quad (21)$$

## 2.5 飞机结构存活率

飞机结构破坏率用于度量飞机的结构能力。飞机结构能力是指承载能力,即飞机在正常使用飞行中承受多大过载、载重多少等,本质上是指静强度和刚度能力。飞机的刚度在设计制造完成后基本定型,不会发生太大变化,因此结构完整性控制中的结构能力主要关注结构静强度问题。在此,飞机结构破坏率使用基于应力-强度干涉模型<sup>[15]</sup>的定义。

若疲劳应力 $(s_a, s_m)$ 和疲劳强度 $(S_a, S_m)$ 都是二维随机变量,且它们的概率密度函数分别为 $f(s_a, s_m)$ 和 $g(S_a, S_m)$ 。则疲劳强度 $(S_a, S_m)$ 小于疲劳应力 $(s_a, s_m)$ 的概率为:

$$F(s_a, s_m) = P[(S_a, S_m) < (s_a, s_m)] = \int_{(s_m)_{\min}}^{s_m} \int_0^{s_a} g(S_a, S_m) dS_a dS_m$$

疲劳应力 $(s_a, s_m)$ 和 $F(s_a, s_m)$ 发生的概率均为 $f(s_a, s_m) ds_a ds_m$ ,则结构破坏率的微分 $dF$ 为:

$$dF = F(s_a, s_m) f(s_a, s_m) ds_a ds_m \quad (23)$$

对上式两边同时积分,得到结构的破坏率 $F$ 为:

$$F = \int_{(s_m)_{\min}}^{(s_m)_{\max}} \int_0^{(s_a)_{\max}} F(s_a, s_m) f(s_a, s_m) ds_a ds_m \quad (24)$$

因此,结构的存活率为:

$$C = 1 - \int_{(s_m)_{\min}}^{(s_m)_{\max}} \int_0^{(s_a)_{\max}} F(s_a, s_m) f(s_a, s_m) ds_a ds_m \quad (25)$$

## 3 飞机结构完整性控制的基本内涵

### 3.1 飞机结构完整性的开环控制

在飞机的服役使用过程中,由于各种因素,飞机结构的完整性不免会出现下降。根据结构完整性的特点,在飞机的设计制造和服役使用过程中,可以采取一系列的耐久性、可保障性、安全性和结构能力增长措施,以增长飞机结构的耐久性、可保障性、安全性和结构能力,从而实现飞机结构的完整性保持或增长,如图1所示。

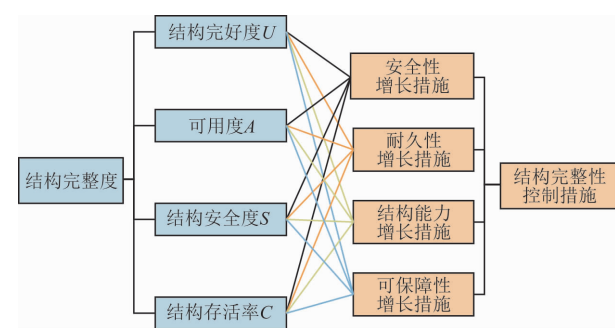


图1 各项控制措施对结构完整性的影响

耐久性、可保障性、安全性和结构能力增长措施均对应多种方法,即可以通过多种途径来分别实现耐久性、可保障性、安全性和结构能力增长。以安全性增长为例,至少可以通过以下几个方面实现飞机结构的安全性增长:①提高飞机的可靠性;②引入健康监控技术;③提高航空维修水平;④增加检查次数;⑤加大修理深度;⑥加强安全性建设;⑦建设安全文化等等。

### 3.2 飞机结构完整性的协调控制

在上述实现安全性增长的途径中,加大修理深度在实现安全性增长的同时也实现了耐久性的增长,提高航空维修水平在实现安全性增长的同时也实现了可保障性的增长,而引入健康监控技术在实现安全性增长的同时会制约可保障性的增长。可以看出,安全性增长措施不仅实现了安全性增长,也对耐久性和可保障性产生了影响。同理,耐久性、可保障性、安全性和结构能力的增长措施均会对其他的3种性能的增长产生或多或少的积极的或消极的影响。

因此,以单独增长耐久性、可保障性、安全性和结构能力出发,采取耐久性、可保障性、安全性和结构能力的增长措施,不一定能够实现所期望的结构完整性的增长。要实现结构完整性的增长,必须以结构完整度最大化为目标,协调实施耐久性、可保障

性、安全性和结构能力的增长。对于多种耐久性、可保障性、安全性和结构能力增长措施,将其组合可以形成多种结构完整性控制方案,每种方案对结构完整度各个参数有不同的影响,从而对结构完整度产生不同的影响,应该根据式(2)对每种控制方案下的结构完整度进行计算,以结构完整度最大化为目标,便可完成对结构完整性控制方案的优选,如图2所示。

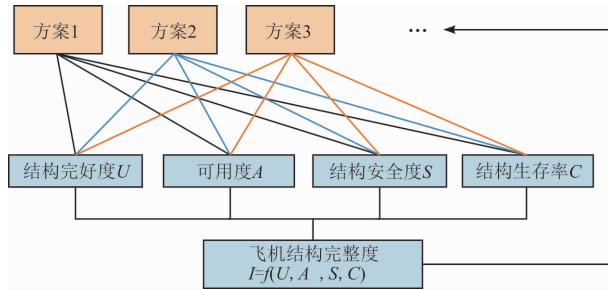


图2 控制方案对结构完整度的影响示意图

### 3.3 飞机结构完整性的权衡控制

根据飞机结构完整度的概念,通过限制使用,可以改善任务条件,以及降低对完成任务能力的要求,从而使结构完整度得到提高。但是,需要注意的是,在以结构完整度最大化为目标实施结构完整性控制时,在非必要的情况下,不能以大幅损害结构效能、作战效能和经济性为代价。例如,在设计时增大安全系数、大幅加强防护体系,可以提高结构完整性,但同时也增大了结构重量系数,即降低了结构效能,故也是不推荐的。因此,要在结构效能和经济性不大幅下降的前提下,以结构完整度最大化为目标,实施结构完整性的综合权衡控制。

从以上可以看出,结构完整性控制的基本内涵是:在厘清各项耐久性、可保障性、安全性和结构能力增长措施对飞机结构完整度的影响关系的基础上,建立结构完整度与结构完整性控制方案(耐久性、可保障性、安全性和结构能力增长措施)的关系模型,在结构效能、作战效能和经济性不大幅下降的前提下,通过对结构完整性控制方案的优选实现结构完整性控制的最优化,从而实现飞机结构完整性的最大化。

## 4 飞机结构完整性控制的基本任务

结构完整性控制应当贯穿飞机的全寿命阶段,在飞机的整个设计、制造和服役使用阶段均采取相应的结构完整性控制措施,使得结构完整性得到保持和增长,从而实现飞机结构完整性的主动控制。

在结构完整性控制的全过程中,基本任务的划

分采用“建立/评估-维持-验证-恢复/增长-控制”的概念,如图3所示。

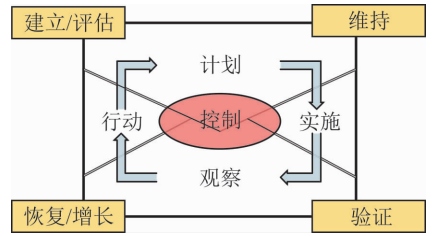


图3 结构完整性控制的基本任务

建立/评估是指通过评定飞机的安全度、完好度、存活率和可用度,建立/评估飞机的完整度;维持是指在飞机的全寿命周期内,通过一定的措施保持其结构完整性;验证是指针对使用和作战的更改活动;恢复/增长是指通过一系列的措施提高结构完整性;控制是指在飞机的全寿命周期内,实施结构完整性控制的方案。

可见,该框架不是一个单纯的时间序列框架,每个部分的各方面所需采取的措施可能涉及到一架飞机寿命的各个阶段。在设计阶段中,按照以往同类型飞机的经验和完整性控制的原则,主动分配耐久性、可保障性、安全性和结构能力4个指标的比重,设计过程中将结构完整度的评估融入设计优化中。则涉及的基本任务为建立/评估;在制造阶段,按照结构完整性控制方案,优化制造工艺,通过安全性、耐久性和结构能力的增长实现结构完整性的增长,从而使得飞机的初始固有结构完整性最大化。则涉及的基本任务为建立/评估、维持、恢复/增长;在服役使用阶段,按照结构完整性控制方案,采用一系列的完整性控制手段,使得飞机的使用完整性最大化。例如加强检查以提高安全性,采取更好地管理措施以提高可保障性等等。则涉及了所有的基本任务,即建立/评估、验证、维持、恢复/增长。

## 5 结论

目前,飞机结构完整性是飞机结构的重要属性,并有颁布的标准来保证设计、制造、使用过程中结构完整性概念的贯彻。本文针对飞机结构完整性的度量与控制,开展了以下几方面工作:

- 1) 提出了结构完整性控制的概念;
- 2) 提出了采用结构完整度来定量度量结构完整性,并基于结构的安全度、完好度、存活率和可用度评估结构的完整度;
- 3) 阐明了结构完整性开环控制、协调控制和权衡控制的结构完整性控制的基本内涵;
- 4) 采用“建立/评估-维持-验证-恢复/增长-控

制”的框架阐述了结构完整性控制的基本任务。

在结构效能和经济性不显著下降的前提下,以结构完整度最大化为目标,在飞机的全寿命周期内实施一系列的结构完整性控制措施,实现飞机结构完整性最高的目标。本文所提出的飞机结构完整性的度量与控制方法,对于其他装备的结构完整性的度量与控制也同样适用。

#### 参考文献(References):

- [1] USA Department of Defense. Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) [Z]. Department of Defense Standard MIL-STD-1530D(USFA), 2016.
- [2] USA Department of Defense. Engine Structural Integrity Program (ENSIP) [Z]. Department of Defense Standard MIL-STD-1783(USFA), 1984.
- [3] USA Department of Defense. Avionic Integrity Program (AVIP) [Z]. Department of Defense Standard MIL-STD-1796A(USFA), 2011.
- [4] USA Department of Defense. Mechanical Equipment and Subsystems Integrity Program [Z]. Department of Defense Standard MIL-STD-1798C(USFA), 2013.
- [5] USA Department of Defense. Weapon System Integrity Program [Z]. Department of Defense Standard MIL-HDBK-515 (USFA), 2013.
- [6] USA Department of Defense. Propulsion System Integrity Program [Z]. Department of Defense Standard MIL-STD-3024(USFA), 2008.
- [7] 何宇廷,张腾,崔荣洪,等.飞机结构寿命控制原理与技术[M].北京:国防工业出版社,2017.  
HE Y T, ZHANG T, CUI R H, et al. Theory and Technology of Aircraft Structural Life Control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017. (in Chinese)
- [8] 杨进慧,戚亚群,金平,等.重复使用液体火箭发动机结构可靠性分配[J].火箭推进,2018,44(6):39-43,80.  
YANG J H, QI Y Q, JIN P, et al. Allocation of Structural Reliability Index for Reusable Liquid Rocket Engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(6): 39-43, 80. (in Chinese)
- [9] 陈维宇,刘站国,王昕,等.流量调节器研制中的主要问题及结构改进[J].火箭推进,2009,35(6):31-36.  
CHEN W Y, LIU Z G, WANG X, et al. Problems in the Development Process of a Flow Regulator and Improvement of Its Structures [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(6): 31-36. (in Chinese)
- [10] 秦新华,叶力华,周塞塞,等.燃气发生器固定连接结构可靠性改进设计[J].火箭推进,2014,40(6):27-34.  
QIN X H, YE L H, ZHOU S S, et al. Reliability Improvement of Fixed Connection Structure of Gas Generator [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6): 27-34. (in Chinese)
- [11] 中国航空研究院.耐久性设计手册[M].北京:中国航空研究院,1994.  
Chinese Aviation Research Institute. Durability Design Manual [M]. Beijing: Chinese Aviation Research Institute, 1994. (in Chinese)
- [12] 张恒喜,刘晓东,段宝君,等.现代飞机效费分析[M].北京:航空工业出版社,2001.  
ZHANG H X, LIU X D, DUAN B J, et al. Cost-Effectiveness Analysis of Modern Aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [13] 王莉莉,陈云翔,欧阳洁.基于可用度的军用飞机可靠性指标确定方法[J].数学的实践与认识,2015,45(3),163-169.  
WANG L L, CHEN Y X, OU YANG J. Approaches to Setting Reliability Criterion of Military Aircraft Based on Availability [J]. Mathematics in Practice and Theory, 2015, 45(3), 163-169. (in Chinese)
- [14] 何宇廷.飞行器安全性工程[M].北京:国防工业出版社,2014.  
HE Y T. Safety Engineering of Aircraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [15] 熊峻江.疲劳断裂可靠性工程学[M].北京:国防工业出版社,2008.  
XIONG J J. Fatigue and Fracture Reliability Engineering [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)