

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2016.04.004

民机结构适航限制项目制定方法的探讨

Study of Airworthiness Limitation Items Establishment for Commercial Aircraft Structures

施剑玮 / SHI Jianwei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

按破坏是否对飞机安全必需的结构完整性产生影响,对潜在的适航限制项目候选项进行分类。给出通过计算候选项目的寿命得到检查门槛值和重复检查间隔的方法,以及基于检查门槛值、重复检查间隔确定结构适航限制项目的原则。

关键词:持续适航;结构适航限制项目;检查门槛值;重复检查间隔

中图分类号: V221

文献标识码: A

[**Abstract**] The potential airworthiness limitation items candidates are identified according to the failure impact that could affect the structural integrity necessary for the safety of the aircraft. The airworthiness limitation items selection criterion is established based on the inspection threshold and repeat inspection interval, whose determining approach is derived from the calculated service life of the structural candidates.

[**Keywords**] continued airworthiness; structural airworthiness limitation items; inspection threshold; repeat inspection interval

0 引言

民用航空规章 FAR/CS/CCAR25.571 条规定^[1-3]:对可能引起飞机灾难性破坏的每一结构部分须进行疲劳和损伤容限评定。可能引起飞机灾难性破坏的结构必须制订检查工作或其他步骤,并被纳入到适航限制项目(Airworthiness Limitation Item,以下简称ALI)中,且必须载入“持续适航文件(Instructions for Continued Airworthiness,以下简称ICA)”的适航限制部分(Airworthiness Limitations Section,以下简称ALS)。疲劳和损伤容限评定结果将纳入到维护大纲中,形成结构检查要求及其检查门槛值、重复检查间隔,或更换时间。

最新的FAR/CS25.571条款同时要求制订用于支持结构维修大纲的工程数据有效性限制(Limit of validity of the engineering data,以下简称LOV,以一系列总累积起落循环次数和/或飞行小时表示),而且LOV必须载入“持续适航文件”的适航限制部分。

一旦飞机达到这一限制,运营人不得再使用飞机,除非运营人在其维护大纲中编入一个延伸的有效性限制和任何必要的维修活动的信息。截至目前,CCAR25.571条款暂无LOV的要求,中国民航正在研究国外有关规章内容,适时修订自己的规章要求。

关于持续适航的研究很多,普遍集中在对条款内容的理解、符合条款应开展什么工作,以及评定工作包含的大致内容等。对如何分类潜在结构ALI候选项、确定结构ALI的原则等研究则相对较少。

本文的主要目的是按破坏对飞机安全必需的结构完整性的影响,对潜在的适航限制项目候选项进行分类^[4],给出根据结构计算寿命得到结构检查门槛值、重复检查间隔的方法,以及确定结构适航限制项目的原则。

1 结构分类

疲劳和损伤容限评估的目的是获得重要结构

的疲劳和裂纹扩展特性,这些结构是有限的,但须包括充分多的区域。因此,有必要对那些需要评估的结构进行分类。

从安全性控制的角度来讲,国内外航空制造企业结构的分类不尽相同。本文按破坏对飞机安全必需的结构完整性造成的影响,将结构分为以下四类:

1) A类结构:对承受飞行、地面或增压载荷具有重要贡献的元件,其完整性是维系飞机整体完整性的基础(Principal Structural Element,简称PSE)。譬如:

(1) 机身

周向框及相邻蒙皮,驾驶窗支柱,切口周围的蒙皮以及单框或加强件,环向/轴向载荷下的蒙皮、蒙皮对接区域或两者,窗框等;

(2) 机翼和尾翼

操纵面、缝翼、襟翼和它们的机械系统及连接(包括铰链、滑轨和接头),整体加筋板,主要搭接件,主要对接件,蒙皮或开口周围或不连续处的加强件,蒙皮长桁组合件,翼梁缘条,翼梁腹板等;

(3) 起落架及其连接;

(4) 发动机安装节和吊挂;

(5) 反推部件。

2) B类结构:破坏或分离对A类结构造成不利影响,从而危及持续安全飞行或着陆,譬如起落架舱门,内襟翼滑轨整流罩接头,机身底部整流罩,短舱风扇罩等。

3) C类结构:破坏或分离不会危及持续安全飞行或着陆,但潜在的大尺寸单元的脱离必须要考虑(考虑耐久性)。

4) D类结构:破坏或分离并不影响安全飞行或着陆,但是有经济性的影响。

将A、B类结构归为潜在ALI候选项。

2 结构适航限制项目内容

飞机结构设计存在两种设计原则^[5],即损伤容限设计和安全寿命设计。损伤容限设计依赖于飞机安全性受到危害前能及时发现问题,它的设计方法建立在适时损伤检测的基础上。安全寿命设计仅仅在结构变得危险之前不大可能检测到损伤的情况下才应用,为保证安全往往给这种结构规定到期更换时限。

航空制造厂家根据疲劳和损伤容限评定结果,将飞机结构中损伤容限件的检查要求(包含检查部位、检测方法、检查门槛值和重复检查间隔)和安全寿命件的到期更换时限纳入到适航限制项目(ALI)中,本文仅就损伤容限件的检查门槛值和重复检查间隔的确定^[6-10]作介绍。

2.1 检查门槛值确定

检查门槛值为第一次疲劳裂纹检查应当进行的那一时刻所对应的飞行循环次数或飞行小时,即首次检查期。检查门槛值不应超过目标检查门槛值。

1) 由观察、分析或/和试验证明,多传力路径结构中,“破损安全”结构的一条途径失效或“破损安全”止裂结构的部分失效,在飞机的正常维护、检查或使用期间,在残余结构失效之前能够被发现和修理,检查门槛值可由下述方法之一确定:

(1) 缺少任何结构特征的疲劳试验结果的情况,检查门槛值 I_{th} 按以下公式确定:

$$I_{th} \leq \frac{N_f}{5} \quad (1)$$

N_f 是计算的疲劳寿命。

(2) 如果有结构特征的疲劳试验结果,并且有证据表明在疲劳试验或后续的拆毁检查中发现裂纹,则检查门槛值 I_{th} 按以下公式确定:

$$I_{th} \leq \frac{N_{f,m}}{3} \quad (2)$$

$N_{f,m}$ 是考虑疲劳试验结果的计算的疲劳寿命。

(3) 如果有结构特征的疲劳试验结果,并且有证据表明在疲劳试验或后续的拆毁检查中没有发现裂纹,则检查门槛值 I_{th} 按以下公式确定:

$$I_{th} \leq \frac{N_{test}}{3} \quad (3)$$

N_{test} 是疲劳试验寿命。

(4) 在适当的初始制造缺陷上的缓慢裂纹扩展分析和试验:

$$I_{th} \leq \frac{n_i}{k} \quad (4)$$

式中: I_{th} 为检查门槛值; n_i 为从初始缺陷尺寸至临界裂纹尺寸之间的裂纹扩展次数; k 为分散系数,通常可取2。

2) 对于单传力路径结构和多传力路径结构以及“破损安全”止裂结构,如果不能证明,在正常的维护、检查和使用中,传力路径失效、部分失效

或裂纹止裂在残余结构失效前能够被查出并修理,检查门槛值应通过裂纹扩展分析和/或试验来确定,假定结构存在一个最大可能的制造或使用损伤。裂纹扩展分析中检查门槛值的确定方法同式(4)。

2.2 重复检查间隔确定

重复检查间隔是在检查门槛值之后开始的一次检查到下一次检查之间的重复检查时间间隔。

重复检查间隔 I_{re} 按如下方法确定:

$$I_{th} \leq \frac{n}{k} \quad (5)$$

式中: n 为从可检裂纹尺寸至临界裂纹尺寸之间的裂纹扩展次数; k 为分散系数,通常对单传力路径结构可取 3,对损伤容限结构或多传力路径结构可取 2。对于典型的使用载荷情况,系数 2 是适用的,比如机身的增压载荷。如果受载是变化和复杂的,比如机翼和尾翼易受突风或地面冲击和机动的区域,分散系数还要乘以 1.25。因此,诸如对于带整体止裂筋的机加机翼梁,或机翼加筋壁板长桁之间的蒙皮这些部件,总系数可取 2.5。

3 结构适航限制项目的确定原则

根据飞机结构的分类原则,将 A、B 类结构归为潜在 ALI 候选项,针对 ALI 候选项结构(损伤容限件)进行疲劳与裂纹扩展评估,根据疲劳和裂纹扩展寿命,判定^[11]是否将该 ALI 候选项列入要求强制疲劳维护任务的 ALI(安全寿命件的到期更换时限直接纳入到 ALI 中),具体选择流程如图 1 所示。

由于某些部件的材料和应力水平的特点,计算的疲劳萌生寿命可能非常高,得到的检查门槛值远大于设计服役目标(Design Service Goal,以下简称 DSG)。但对于钛或钢材料的结构,比如发动机吊挂,裂纹一旦萌生,裂纹扩展速率会很高,而且由于临界裂纹很小,从可检测到临界之间的裂纹扩展周期将很短。这种情况符合图 1 流程中的“裂纹扩展寿命很短^①”,其 ALI 的选择必须考虑检测手段及其重复检查间隔影响。一般来说,对于采用无损检测或详细目视检查的情况,如果重复检查间隔小于 1/4 个 DSG,则将其纳入 ALI,并且这种情况下的检查门槛值应与型号设计文件中的检查门槛值目标值相等。

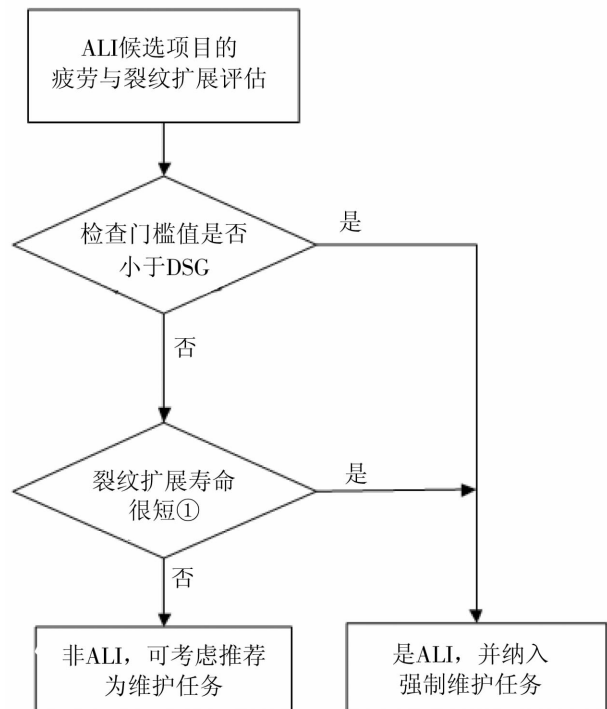


图 1 ALI 的选择过程

4 结论

(1)从破坏对飞机安全必需的结构完整性造成的影响,将其分为 A、B、C、D 四类结构。其中 C、D 类结构的破坏或分离不会危及飞机安全,不予纳入 ALI 候选项;A、B 类的结构破坏或分离,直接或间接危及飞机持续安全,将被纳入 ALI 候选项。

(2)从飞机结构的传力特点、可检性和可维修性出发,结合飞机结构的分析、试验和受载情况,给出确定结构门槛值和重复检查间隔的方法。

(3)对 ALI 候选项目进行疲劳和裂纹扩展评估,计算结构的检查门槛值和重复检查间隔,并根据 ALI 的确定原则进行判断,得到最终的 ALI 清单。

参考文献:

- [1] FAA Airworthiness standards: transport category airplanes [S]. USA: FAA, 2012.
- [2] European aviation safety agency. CS - 25 certification specifications for large aeroplanes [S]. EU: EASA, 2005.
- [3] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准 [S]. 中国: 中国民用航空总局, 2001.

(下转第 23 页)

为参照的方式,而是需要根据飞机地速进行判断。飞机地速是指飞机相对地面的相对速度,一般由飞机上的惯导系统提供。当出现某一机轮速度低于地速一定值时,就将此机轮上的刹车压力降为零,从而使此机轮可以随飞机自由滚转;当其轮速上升到地速附近时,就重新施加刹车压力进行正常刹车。

相应来说,积水等摩擦系数过低的跑道情况比较少,跑道上全程积水等情况出现的概率也比较低,因此只需要在左右主起落架机轮中各选出一个机轮执行滑水保护功能即可。本文推荐采用左外轮和右内轮或者左内轮和右外轮的组合,这样可以覆盖尽可能多的工况。

因此,针对左外轮和右内轮或者左内轮和右外轮的滑水保护的逻辑为:

飞机状态指示在地面上且机轮轮速比地速小 V 滑水且地速大于 V 滑水。

其中, V 滑水为机轮轮速比地速小的差值阈值和地速的阈值,以此来判断机轮轮速比飞机速度小的程度,地速达到阈值且差值达到阈值时就认为此机轮出现滑水情况,当地速小于阈值时,飞机处于低速阶段,不需要执行滑水保护,如可以设置为 $30\text{kn} \sim 60\text{kn}$ 。

当满足执行状态逻辑时,就将此机轮上的刹车压力设为零。当不满足此逻辑时,就抑制滑水保护功能,执行正常的刹车动作。

3.3 滑水保护的FHA分析

根据FHA分析原则,当滑水功能故障且告知飞行员时,飞行员可以轻踩刹车并随时准备纠偏,定为IV级;当滑水保护功能故障且未告知飞行员时,飞机可能出现刹车能力降低和偏转,定为III级;当非指令地执行滑水保护功能时,由于仅仅在左右各

一个机轮上有滑水保护设置,刹车能力降低和偏转不会太严重,定为III级。

因此滑水保护功能的FHA应为如下三条:

- 1) 通告的丧失滑水保护功能,IV级;
- 2) 未通告的丧失滑水保护功能,III级;
- 3) 非指令的滑水保护功能,III级。

4 结论

本文介绍了飞机刹车系统防滑功能的三个辅助功能:接地保护、锁轮保护和滑水保护,分析了功能来源、工作阶段、工作方式、控制逻辑和定性的安全性要求,并进行了锁轮保护两种不同控制方案的对比分析,对于飞机刹车系统的控制研究具有一定意义。其中,控制逻辑的建议阈值需要根据实际飞机的参数和需求进行最优选择,并辅助仿真和可行的试验进行验证。

参考文献:

- [1] Young D W. Aircraft Landing Gears—The Past, Present and Future[S]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D Transport Engineering, pp. 75–92, 1986.
- [2] 陆晓洁,谢利理,林辉. 飞机防滑刹车系统的回顾与展望[J]. 航空科学技术, 2003(2): 29–32.
- [3] SAE. AIR 1739A-Information on Antiskid Systems, Society of Automotive Engineers, pp. 12, 2010.
- [4] EASA. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes[S]. Amendment 16, European Aviation Safety Agency, pp. 1-D-13—1-D-15, 2015.
- [5] SAE. ARP 4761-Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment[S]. Society of Automotive Engineers, 1996: 26–28.

(上接第19页)

[4] ATA. MSG-3 Operator/manufacturer Scheduled maintenance development[S]. USA: ATA, 2007.

[5] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(下册): 损伤容限设计与分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 361–368.

[6] FAA. AC25.571-1D Damage tolerance and fatigue evaluation of structure[S]. USA: FAA, 2011.

[7] Boeing. Structural Fatigue Methods and Allowables Manual

[Z]. USA: Boeing, 1997.

[8] Airbus. Fatigue Manual[Z]. France: Airbus, 1998.

[9] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(上册): 疲劳设计与分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 312–323.

[10] Airbus. Factors to be Used in Justification [Z]. France: Airbus, 2007.

[11] Airbus. Selection of Mandatory Fatigue Maintenance Tasks [Z]. France: Airbus, 2003.