

对飞机结构耐久性与损伤容限的设计研究

陈建平

(中航通飞研究院, 广东 珠海 519040)

摘要: 伴随着航空技术的不断发展, 飞机结构的设计研究也在不断进步, 其中对飞机结构耐久性与损伤容限的设计研究是目前设计飞机结构的核心内容。文章从设计飞机结构的思路发展过程出发, 对飞机结构耐久性与损伤容限的设计思想、理论与方法进行了重点分析。

关键词: 飞机结构; 耐久性; 损伤容限

中图分类号: V215

文献标识码: A

文章编号: 1009-2374 (2013) 19-0015-02

20世纪70年代, 在结构分析法快速发展以及断裂力学理论不断成熟的理论前提下, 通过对飞机结构进行实践的分析及飞机服役经验的不断积累, 飞机结构的耐久性和损伤容限的设计研究开始形成一种规范, 这是对于传统的飞机设计方法的一种完善与发展。当前, 对于此项理论的研究已经进入了实用的阶段, 并逐渐形成了较为完备的飞机设计体系。

1 飞机结构设计理念的发展历程

对飞机结构进行设计的理念在发展过程中不断发生着变化。从分类上来讲民用类型的飞机主要注重的是经济性能与安全性能, 而军用飞机则注重的是飞机的飞行与战斗性能。在历经半个多世纪的发展历程中, 对飞机结构进行设计的理念呈现出了一个不断完善的过程, 不断向着更高的安全性能、更高的经济性能、更长的寿命、更低的维护成本、更高的机动性能以及更高的出勤率方向发展。

2 飞机结构耐久性与损伤容限的基本设计理念

2.1 飞机结构的耐久性设计

2.1.1 飞机结构耐久性设计的概念。耐久性作为一项指标, 其概念是在规定的时限之内, 飞机结构的整体性能在抗腐蚀性能、抗疲劳开裂性能、避免热退化与机体剥离等多个方面所表现出来的能力。这种概念的认知从基础上认定飞机机体在正式投入使用之前就存在着或大或小的缺陷, 在飞机服役工作的过程中, 因为机体所承受的载荷作用, 会慢慢地在飞机机体上出现一定规模的损伤与裂纹, 如果任凭这种趋势发展下去, 必然会直接对飞机机体结构的功能产生影响, 增加飞机的维修成本, 影响飞机的正常使用, 因此, 必须对此进行及时的修理, 此种修理可以分为若干次进行, 直到能够满足飞机的使用寿命。具体表示公式为:

$$N_{ej} \leq \sum_{i=1}^n T_{ei}$$

式中:

N_{ej} ——对飞机结构进行设计时所初步预定的工作寿命

n ——飞机在修理期所进行维修的具体次数

T_{ei} ——进行第一次大修前飞机的使用寿命

2.1.2 飞机结构耐久性设计的基本准则:

$$N_{sy} \leq N_e$$

式中:

N_{sy} ——使用寿命

N_e ——耐久性寿命

2.2 飞机结构的损伤容限设计

2.2.1 飞机结构损伤容限设计的概念。对飞机结构在正式投入使用之前就不可避免地已经存在着一定的缺陷有着清楚的认识, 同时清楚地认识到在飞机使用的过程当中也不可避免地受到外来物冲击所形成的损伤, 但是, 一定要把这些缺陷与损伤在飞机未修复之前的扩展控制在合理的范围之内, 避免出现不安全的发展趋势, 同时, 设计飞机结构应该与对飞机结构的剩余强度要求相适应, 以达到来实现飞机结构可靠性与安全性的目的, 具体表示公式为:

$$L_{max} < L_{lin}$$

$$P_{max} \leq P_{syu}$$

式中:

L_{max} ——所可能产生的最大裂纹所呈现出来的尺寸

L_{lin} ——对应临界裂纹所呈现出来的尺寸

P_{max} ——飞机机体可能会承受的具体的最大载荷量

P_{syu} ——与剩余强度规定相符合的一个许用载荷

2.2.2 飞机结构损伤容限设计的基本准则。在规定的没有对飞机结构进行维修的飞机服役时间内或者是服役结束时, 要求有一个相对应的剩余强度的具体水平。针对部分已经发生破损的飞机机体结构, 可以使用多路传力的方法, 重点对发生破损部位的不稳定裂纹进行有效控制。对扩展相对比较缓慢的裂纹结构, 它的缺陷不能够超过不稳定性的扩展所呈现出来的具体尺寸大小。

2.3 飞机结构耐久性与损伤容限的定寿

耐久性定寿的概念具体指在对飞机机体进行诊断时, 具体依据断裂学的原理, 对结构修理的周期进行合理化的定寿, 使结构使用过程中的总的寿命不能够低于在进行

结构设计时所初步设定的理论使用寿命；损伤容限定寿的概念具体指在进行裂纹检测的时候，依据检测裂纹的扩展过程来确定对结构进行检查的合理周期，以此来保证飞机机体结构的可靠性与安全性。所以说，飞机结构耐久性与损伤容限定寿的一个基本理念可以这样进行定义：用耐久性设计对飞机结构进行定寿，用损伤容限设计来对飞机安全进行保证。

飞机结构耐久性与损伤容限的定寿和飞机结构疲劳性与损伤容限的定寿进行一下对比，有共同点，即两者都是以损伤容限的设计理念来保证飞机结构的安全，也有差异，飞机结构耐久性与损伤容限的定寿是以断裂设计的理念为基础来对耐久性进行定寿，而飞机结构疲劳性与损伤容限的定寿是以疲劳设计的理念为基础对飞机结构的耐久性进行定寿。

3 飞机结构耐久性与损伤容限设计基础理论——断裂力学

无论是哪一种类型的飞机结构，都不可能完全避免出现类似于裂纹的缺陷，从而使飞机结构的承载力降低，甚至使承载力彻底失效，这些情况依靠经典力学理论或者是疲劳曲线都很难做出合理的解释，因此，催生了一门包含裂纹研究的结构力学的新学科，也就是断裂力学。

断裂力学的准则。裂纹扩展的曲线如图1所示：

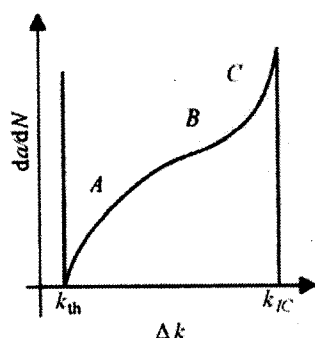


图1 裂纹扩展曲线的三个阶段和两个门槛值
其中：

k_{th} ——裂纹扩展的起裂门槛值

k_{IC} ——裂纹迅速不稳定扩展的门槛值

当 $\Delta k \leq k_{th}$ 时，裂纹不扩展，图中表现在曲线A段；当 $\Delta k > k_{th}$ 时，裂纹扩展，图中表现在曲线B段；当 $\Delta k \leq k_{IC}$ 时，裂纹不快速扩展，图中表现在曲线B段；当 $\Delta k > k_{IC}$ 时，裂纹快速扩展，图中表现在曲线C段。

4 飞机结构耐久性与损伤容限设计的关系和综合分析

对飞机结构的耐久性设计与损伤容限设计进行综合分析，需要在已有的分析基础之上，对飞机结构的检修一体化以及重量进行分析。图2是飞机结构的耐久性与损伤容限设计的综合设计和分析方法的系统流程图。

飞机结构耐久性与损伤容限设计中，基础的理论是断裂力学理论，基础的设计是飞机机体结构的设计技术，实践基础是对飞机结构生产质量的控制与结构使用的监控。

对飞机结构进行的耐久性设计在根本上保证了飞机结构具备了相对良好的维修性能，而损伤容限设计则确保了

飞机结构在性能方面的可靠性以及安全性，保证了飞机结构的安全极限范围。

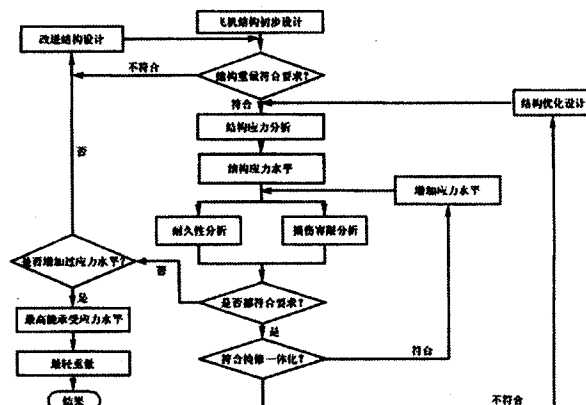


图2 飞机结构的耐久性与损伤容限设计分析流程图

在对飞机结构进行设计时，一般把飞机的结构部件分为两个类型，第一种类型是损伤容限的重要部件，也就是有关飞机安全性能方面的部件，它的总体数量一般保持在200个左右；第二种类型是耐久性的重要部件，在这一点上，部件所具有的具体数量会因经济寿命所表现出来的不同而有着截然不同的不同，但是一般情况下都会在上千个甚至几千个以上。

飞机结构的耐久性设计与损伤容限设计之间的关系表现为相互联系与相互补充。长期的实践经验表明，损伤容限如果没有耐久性做支撑，就不能够有充分的可靠性能与安全性能。主要原因在于在结构部件的寿命快要终了时，会普遍地出现裂纹情况，这就表明破损的安全性原则能够在有限的寿命周期内适用。所以，损伤容限要有耐久性做支撑才能保证其可靠性与安全性。

当前阶段的飞机结构设计当中，一般是将飞机结构的耐久性设计与损伤容限设计进行结合，这一种设计思想也是现在其他国家进行飞机结构设计时所采用的主要思想。但是殊途同归，设计飞机结构的思想的最终目标就是提高飞机的可靠性、安全性，并不断使飞机安全寿命得到提升。

5 结语

总体来讲，飞机结构的耐久性设计与损伤容限设计就是在不断吸取飞机结构疲劳设计的教训与经验的基础之上发展出来的。从飞机结构的发展历程来看，疲劳设计的规范是在20世纪60年代末70年代初的时间段内制定出来的，而飞机结构的耐久性设计与损伤容限设计出现的时间是在20世纪70年代的中后期；当前世界范围内所出现的最新型的设计飞机结构的规范，仍旧坚持着飞机结构的耐久性设计与损伤容限设计的飞机结构设计思想。②

参考文献

- [1] 王远达, 梁永胜, 王宏伟. 飞机结构的耐久性与损伤容限设计[J]. 飞机设计, 2009, (1): 1-4.
- [2] 李克唐. 飞机损伤容限和耐久性设计技术的发展[J]. 航空学报, 1986, (6): 1-4.
- [3] 崔晶, 陈先有. 有关直升机结构耐久性技术的一些思考[J]. 航空制造技术, 2011, (11): 1-4.