

有关直升机结构耐久性 技术的一些思考

Thoughts About Durability of Helicopter Structure

昌河飞机工业集团公司 崔晶
陆航驻景德镇地区军事代表室 陈先有



崔晶

飞行器制造专业,现就职于昌河飞机工业集团公司技术部,工装设计师、工程师。

对于现行直升机,安全性和耐久性是最重要的两个方面,前者反映直升机应具有的安全可靠这一最重要的使用品质,而后者反映产品应具有经济合理的特性。对于结构,目前广泛采用耐久性设计保证结构的经济性,这是由于种种原因,结构总是存在初始缺陷裂纹或其他损伤。

直升机结构耐久性设计是国外20世纪80年代前后发展起来的一项综合性设计新技术,总结和改进了传统抗疲劳设计方法,扩大了应用范

围,形成的耐久性设计,更好地满足了直升机的多用途、高性能、低维修成本的综合要求;它是确定直升机使用寿命的基础设计,并为直升机结构在使用寿命期中不致出现功能损伤提供保障。耐久性定义为在规定的期限内,机体结构抵抗疲劳开裂(包括应力腐蚀开裂和氢所引起的开裂)、腐蚀、热退化、剥离、脱层、磨损和外来物损伤作用的能力^[1]。

特定材料在特定的载荷、特定环境条件下表现出的耐久性是不同的,载荷包括常幅载荷(如座舱增压)等,环境包括不同浸泡介质(如高湿空气、海水、油箱积水)、不同接触介质(如漆层、接触金属)和不同温度等。例如,在空气中耐蚀性极好的铝合金和奥氏体不锈钢,却在腐蚀性很弱的环境中(如含微量氯离子溶液中)表现出应力腐蚀开裂的现象。

(2)要区别和协调耐久性选材和损伤容限选材的标准。

直升机结构耐久性设计

1 材料选用

尽量选用具有抗磨损和抗表面恶化的合金。为了延长零件的裂纹形成时间并得到好的抗腐蚀、抗应力腐蚀断裂、抗氢脆的性能,对零件要选择合适的热处理和表面处理方法。在材料选择和控制上应遵循如下的基本原则:

(1)材料必须与载荷、环境协调。

材料在开裂阶段和裂纹扩展阶段所表现的特性不一定是完全一致的。因此损伤容限特性较好的材料,不一定是耐久性好的材料,一般来说耐久性选材标准和损伤容限选材标准存在不协调之处。通常结构细节耐久性设计中,对所有的直升机结构都应采用耐久性好的材料,以此作为选材的标准,同时对损伤容限有要求

的关键件,应复查所造材料的损伤容限特性是否和耐久性协调一致。若存在不协调、甚至相反情况时,则应进行设计折中。

(3)要考虑材料过去的继承性指标。

在材料选择和控制时,设计者必须在获得目标经济寿命所必须的材料耐久性指标和为达到其他常规强度、结构和工艺要求所必须的继承性指标之间协调一致,即不能为满足耐久性准则而过多地牺牲其他设计准则。

(4)耐久性材料选择和控制应由设计、制造和使用3个部门共同负责。

设计部门根据研制试验和计算分析,结合使用经验,选择最佳材料和涂层,并依据制造、使用部门反馈信息,及时进行设计更改,制造部门的材料来源应和设计研制试验的材料来源一致,以确保材料的稳定性。制造和使用部门(特别是各大修厂)应将制造中的材料问题反映到设计部门中。使用部门在直升机维修中特别要注意替换件的材料必须和设计要求协调一致。

2 控制零件表面质量和抗腐蚀性能

(1)转动接头应具有良好的润滑条件。

(2)构件在紧贴表面时尽量避免相互滑移和擦伤。在无法避免时,如突缘桁条和蒙皮之间应垫入纯铝或塑料带或加涂层。

(3)在零件表面增加残余压应力措施,采取诸如喷丸强化、冷挤压加工、安装干涉配合衬套和滚磨抛光等措施,可减缓裂纹增长速度,从而提高构件的使用寿命。

(4)在零件表面采用渗碳、渗氮、氰化和表面高频淬火等表面处理强化措施,以提高构件抗擦伤疲劳性能。

(5)选用不同材料组合的运动副,可以防止构件间相对运动时的粘

连磨损,如钢-铜组合或钢-铸铁组合效果较好。

(6)在必须采用相同材料的摩擦组合时,可在相互磨擦表面(1件或2件上)采用硬膜磷化等措施,以防止摩擦表面的粘连磨损。

3 结构设计时注意刚度及变形的协调

(1)注意蒙皮增载。在长桁搭接而蒙皮连续的地方,蒙皮可能因搭接接头的柔性而超载。

(2)在口盖的布置,应尽可能将口盖布置在小应力区。

(3)注意热变形,避免因受热不均而产生裂纹。

(4)注意支持刚度,避免将操纵面多个铰支点安排在结构变形较大的部位。

(5)注意刚度分布,对结构局部加强时,注意可能导致刚度分布的变化,造成其相关部位过大的变形、增载。

(6)在组合结构中,对不能参加受力的构件采用柔性连接(如波纹管)或传力结构脱开的办法,以使辅助结构卸载。

(7)留补偿间隙,在座舱盖和后风档框架与有机玻璃连接部位,应留有适当的间隙,避免因玻璃的预应力而引起微裂纹。

(8)在使用载荷作用下尽量避免发生肉眼可见的波纹。

提高结构耐久性的工艺措施

在构件开孔及断面突变的应力集中部位,在形成的高的局部应力及环境腐蚀的作用下,常常导致构件的疲劳断裂破坏。为了提高结构件的抗疲劳、断裂能力,需要采取有效的工艺措施,如内孔挤压强化、喷丸、防腐蚀等。

1 结构钉孔的挤压强化

内孔的挤压强化是利用金属的塑性变形特点使孔的内壁获得良好质量的一种新工艺。它是在冷态下利用硬质材料制成的挤压棒对预加工过的零件的内孔表面施加压力,使之产生塑性变形,改变表层金属结构和应力状态,以光整和强化孔的内表面。大量的试验研究指出,残余压应力对疲劳寿命具有良好的影响,在外加交变应力作用下,该残余应力可提高构件寿命。

内孔挤压强化可用来提高承受交变载荷作用的零件疲劳强度、抗应力腐蚀能力和抗腐蚀疲劳能力。内孔挤压强化适应性强,各种金属材料加工成的带孔零件均可选用不同的工艺参数进行内孔的挤压强化。例如,发动机主副连杆的孔,机壳上边的孔、直升机结构中的框架、大梁、起落架和蒙皮上的螺栓孔、拉力杆、吊挂大孔的内壁、管状零件的内壁等均可采用孔挤压强化工艺。

在以下几种情况下,直升机和发动机带孔零件必须采用内孔的挤压



强化措施:危险断面上有孔的零件、热处理以后内孔表面脱碳的零件、翻修时孔内壁铰孔后的零件和铝合金受力圆筒件的内壁。

2 航空零件表面的喷丸强化

喷丸强化是用高速弹丸流喷射金属表面,使表面金属发生塑性变形的过程(塑性变形层厚度通常处于0.1~0.8mm范围)。材料表层内的变

形具有循环塑性变形的性质,循环应变的结果使材料的表面形成“应变硬化”层或“应变硬化+应变软化”层,统称为“循环应变”层,简称“应变层”。应变层内发生以下两种变化:组织结构变化(即位错密度及形态、亚晶粒尺寸、相转变等)和残余应力变化。恰当地、合理地控制应变层内的上述两方面的变化,便可改善零件的表面完整性,从而提高了零件在室温和高温下的疲劳断裂和应力腐蚀断裂抗力。

各种金属材料(碳素钢、合金结构、不锈钢、铸钢、铸铁、铝合金、镁合金、铁基或镍基高温合金等)制成的航空零件,均可采用喷丸强化。例如直升机结构中的起落架、大梁、各种耳片、各种框架、扭力轴、吊挂、齿轮、弹簧、螺栓、管件(纹管、油管、排气管等)以及各种轴类零件等。

3 防腐蚀工艺措施

(1) 防腐蚀的意义

金属材料由于腐蚀介质的化学和电化学作用,或者由于与介质间有机械因素或生物学因素同时作用产生的破坏,称为腐蚀,腐蚀分为化学腐蚀和电化学腐蚀两种。

这些腐蚀会导致金属构件产生不同类型不同程度的损伤,从而降低寿命。对于直升机构件来说,有应力腐蚀、氢脆和腐蚀疲劳。由于结构所用合金强度越来越高,而使问题更加突出。控制或减缓这3种腐蚀的产生,首先是控制设计应力、避免应力集中和合理选材,其次是防护^[2]。

(2) 控制设计应力。设计应力尽可能控制在 σ_M 以下($\sigma_M=K/\beta\pi\alpha$, K 为材料I型应力腐蚀断裂门坎值; β 为修正系数, α 为裂纹长度)。

(3) 避免应力集中。产生应力腐蚀、氢脆和腐蚀疲劳的重要原因之一是有应力集中。表面裂纹和类似裂纹缺陷、偶然的机械损伤、产品几何形状的奇异和尺寸大小的变化,以

及由于设计的不合理或考虑不周所产生的应集中导致的局部腐蚀等等,设计时应严加注意。

(4) 残余应力的去除和调整。

·机械法消除残余拉应力。

采用表面压延、喷丸、超声波、振动等方法可减小残余拉应力,或将残余拉应力变为残余压应力,以提高材料抗应力腐蚀、氢脆和腐蚀疲劳的能力。

·热处理法消除残余拉应力。

一般把构件置于较高温度下进行数小时或数日的持续保温,然后进行缓慢冷却,可消除残余拉应力。这种方法,虽然可消除残余应力,但必须考虑到材料也会随之软化,因此,必须选择适当的温度和保温时间。

结构耐久性的控制计划

耐久性的控制计划是耐久性设计程序和各个设计环节研制结果的执行大纲,它应该包括下述任务:

(1) 承包方应制定并执行结构设计和制造中的耐久性控制措施,使结构设计和制造中可能导致结构开裂或失效的有害残余应力、不恰当的结构细节设计、不恰当的材料和工艺选择以及生产操作带入直升机设计和制造的可能性减至最小。所制订的耐久性控制措施,应包括GJB775.1-89附录A(补充件)中所规定的要求。

(2) 应从现有资料的可用数据中取得最初综合研究和最终设计、分析所需的基本数据(如初始质量分布、疲劳许用值等)。所缺少的数据应通过试验来获得,这些试验应在研制合同中规定。

(3) 承包方应建立用以判别耐久性关键件的准则,并应征得订货方同意。耐久性关键件通常应是昂贵的或更换是不经济的,应按合同遵循GJB775.1-89附录A的要求来设计并确定其尺寸。承包方应依此准则确定耐久性关键件清单,并应随直升

机结构设计进程及时更新。

(4) 应在耐久性关键件设计图上标明:关键部位、特殊工艺要求和检查要求。

(5) 应避免构件和材料的初始质量低于耐久性设计、分析中所假设的质量,必要时修改材料采购的技术条件和构件的制造工艺。

(6) 在全尺寸耐久性试验中发生裂纹的结构部位应要求用可靠的断口分析的评定结果,按规定用来分析,评价全尺寸试验数据,如果合适的话,断口分析的试验测定结果还可用于制定部队维修计划。

(7) 应遵循GJB775.1-89及附录A(补充件)进行耐久性分析、研制试验和全尺寸试验^[3]。

结束语

随着航空科学技术的发展,直升机机身结构耐久性技术越来越受到关注。为了确保直升机结构的耐久性特性,需要制订一个切实可行的控制计划,其中包括材料控制技术、加工控制检查技术、结构制造使用跟踪技术、防腐和防磨损的措施等。通过这种对构件加工、使用及原材料的缺陷进行控制,大大地提高构件的抗疲劳断裂强度。因此,要想使结构耐久性要求得到具体落实,不仅取决于设计人员的设计,还取决于加工操作人员、装配工艺人员、材料保管员、采购人员、使用检查和维护人员的共同配合,需要设计方、制造方和使用方的共同努力。

参考文献

- [1] 陈勃,鲍蕊,张建宇,等.飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型.航空学报,2004,25(2):133-137.
- [2] 张建宇,刘爱民,费斌军.腐蚀环境下的随机耐久性分析方法.北京航空航天大学学报,2000,26(5):556-559.
- [3] GJB775.1-89 军用飞机结构完整性大纲—飞机要求.北京:国防科工委,1989.

(责编 侧卫)