

FEIJI JIEGOU FUSHI/LAOHUA KONGZHI
YU RILI YANSHOU JISHU

飞机结构腐蚀/老化控制 与日历延寿技术

刘文珽 贺小帆 等编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

第1章 绪论

1.1 飞机结构腐蚀/老化控制与日历延寿的重要性

1.1.1 飞机结构的腐蚀与老化

军用飞机在设计所要求的化学、热和气候环境中使用,包括停放环境(含地面停放时的地面环境和舰上停放时的舰上环境)、飞行时的空中环境以及使用维护所引起的环境。在环境的作用下,金属材料结构会产生腐蚀,非金属材料会发生老化,从而产生结构的腐蚀/老化损伤。大量飞机的服役使用情况表明,在经历一定的服役年限后,结构腐蚀/老化损伤频繁出现,随着服役年限的增加,腐蚀/老化损伤呈现较快的发展趋势,即腐蚀部位增加,腐蚀程度加剧。

结构腐蚀/老化损伤对飞机的使用安全、战备出勤率以及经济性均有重大危害。腐蚀/老化损伤会影响结构的完整性,特别是影响结构的耐久性、损伤容限特性。腐蚀与载荷的共同作用会加剧结构的疲劳损伤,降低结构的使用寿命、检查周期和剩余强度;腐蚀损伤严重的构件可能产生功能失效或由于不可修复而报废;为修复腐蚀损伤而必须进行的大修或外场的修理不仅增加了维修费用,而且会明显影响飞机的战备出勤率。

1.1.2 腐蚀条件对飞机结构寿命/强度的影响

由于腐蚀/老化导致飞机结构材料性能、局部尺寸等的变化,腐蚀/老化对结构静强度、动强度、耐久性、损伤容限性能等均存在影响,在本书中主要针对腐蚀/老化对飞机结构耐久性,尤其是使用寿命的影响。

飞机的使用寿命是飞机研制的重要性能指标,它包括以飞行小时数(或起落数)表示的疲劳寿命和用使用年限表示的日历寿命,它们均包括着首翻期、修理间隔和总寿命。而飞机结构的使用条件是飞机使用寿命的决定性因素与基础。决定飞机结构寿命的使用条件主要是载荷—时间历程(载荷谱)和环境—时间历程(环境谱)。环境—时间历程是产生腐蚀/老化损伤的主要原因,以下简称为“腐蚀条件”。腐蚀条件不仅是决定结构日历寿命的根本因素,而且对飞机结构的疲劳寿命有重要影响,同时影响着飞机结构的寿命体系。

1.1.2.1 腐蚀条件对飞机结构疲劳寿命的影响

腐蚀条件对飞机结构的疲劳寿命有着不可低估的影响。总体来说,包括两个方面:一是飞机在停放时,由于停放地点(如机场)的自然环境等因素,导致各疲劳关键件及关键部位处于一定的局部腐蚀环境之中,随着地面停放年限的增加,腐蚀的作用使这些构件的疲劳品质不断下降,从而降低疲劳寿命;二是空中飞行时,由于空中环境与载荷的共同作用而使疲劳损伤加剧,也使疲劳寿命下降。对于军用飞机,特别是战斗机和运输机而言,停放腐蚀的影响居主导地位。值得注意的是,腐蚀条件对飞机结构疲劳寿命的影响不仅取决于环境的恶劣程度,还与飞机每年的飞行小时数(年飞行强度)密切相关。因此,对于一种型号飞机结构而言,其寿命体系中的疲劳寿命是和使用环境及年飞行强度有关的。作为疲劳寿命的设计指标,不仅应该明确其对应的使用环境(地域)限制,而且要明确对该机种的年平均飞行强度的要求。作为细化和完善的疲劳寿命指标,应当区分几种不同的典型使用地域的环境条件和几种不同的使用情况(年飞行强度),给出不同的首翻期、修理间隔与总寿命体系。

1.1.2.2 腐蚀条件对飞机结构日历寿命的影响

首先,腐蚀条件影响飞机结构的疲劳寿命,而疲劳关键件的日历寿命则与疲劳寿命及年飞行强度有关,因此,腐蚀条件会使疲劳关键件的日历寿命的修理间隔及总寿命相应地降低。

其次,对于腐蚀失效关键件,其日历寿命的修理间隔必须保证在关键件(部位)所处的环境下结构不会产生造成功能失效的腐蚀/老化,或者由于腐蚀/老化而造成结构无法实施有效的经济修理。因此腐蚀条件是决定这类关键件(部位)日历寿命的决定性因素。对军用飞机而言,停放时间(地面和舰上停放时间)要远大于空中飞行时间,后者通常不会超过总使用时间的10%,而空中环境通常要弱于停放环境,因此,这类关键件(部位)的日历寿命主要取决于停放腐蚀/老化。

因此,一种型号飞机结构日历总寿命指标的确定,应主要根据用户对该机种使用年限的需求,而日历修理次数(含首翻期及各次大修)应与疲劳寿命修理次数协调一致而加以安排。

1.1.2.3 腐蚀条件对飞机结构寿命体系的影响

由于腐蚀条件同时影响着飞机结构的疲劳寿命和日历寿命,因此疲劳寿命和日历寿命指标存在着一定的制约关系。在飞机寿命期内的使用地域、腐蚀条件和年飞行强度不发生显著变化的情况下,有些条件下其寿命体系以疲劳寿命为主,即飞机结构的首翻、大修及总寿命主要由飞行小时数控制;而另一些条件下,则以日历寿命为主,即飞机结构的首翻、大修及总寿命由使用年限控制。而

决定上述不同情况的主要因素就是腐蚀条件和年飞行强度。从而必须弄清腐蚀条件与年飞行强度对飞机结构疲劳寿命指标体系的影响,分别给出疲劳寿命与日历寿命的首翻期、因修理间隔与总寿命指标,以及在给定的腐蚀环境下,在怎样的年飞行强度范围内,寿命体系以疲劳寿命,还是以日历寿命作为主要控制指标,或是二者必须综合判断。这种完善的寿命指标体系将使用户能更为主动合理地对飞机结构的大修和使用寿命进行有效的控制。

1.1.3 飞机结构腐蚀/老化控制的基本要求

飞机结构腐蚀/老化控制要求作为结构完整性特别是耐久性要求的重要组成部分,在有关飞机结构的我国国家军用标准及美国军用规范(标准)中均有明确的阐述和规定。这些标准(规范)包括 GJB775.1—89《军用飞机结构完整性大纲 飞机要求》、GJB776—89《军用飞机损伤容限要求》、GJB2635—96《军用飞机腐蚀防护设计和控制要求 飞机结构》、MIL-A-87221、MIL-HDBK-1530B、MIL-STD-1530C(USAF)、JSSG-2006,《美国国防部联合使用规范指南》等以及我国最新国军标(GJB67.6A—2008)《飞机结构强度规范 重复载荷、耐久性与损伤容限》。综观上述标准(规范)中关于飞机结构腐蚀/老化控制要求的条文,飞机结构腐蚀/老化控制的基本要求可归纳为如下几点。

(1) 在使用和维护期间,机体的耐久性能力应足以抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、脱层和磨损,使其不降低机体使用和维护能力,并对使用寿命、使用方法不造成有害的影响。

(2) 在规定的使用环境中工作,在指定的使用寿命和服役年限内,结构不应出现影响机体状态的腐蚀。

(3) 腐蚀防护体系对难以检查、修理、更换或过分增加用户经济负担的结构应在整个使用寿命期内有效,而对其他结构应在修理间隔期内有效。这里“有效”应指不因腐蚀防护体系失效而使结构产生不可经济修复的腐蚀损伤。

1.1.4 结构腐蚀/老化控制的重要性

为尽可能地避免或控制飞机结构的腐蚀/老化损伤,降低腐蚀/老化对结构使用寿命的影响,以保证飞机结构在规定的使用寿命(包含疲劳寿命与日历寿命——使用年限)中满足结构腐蚀/老化控制要求,必须全面、系统地采用行之有效的结构腐蚀/老化控制技术,在结构设计、使用和维护全过程中实施飞机结构的腐蚀/老化控制。这对飞机结构在使用寿命期内确保使用安全,提高战备出勤率和降低维修费用具有十分重要的意义。

1.1.5 结构日历延寿的重要性

如 1.1.2 节所述,飞机结构的使用寿命包括疲劳寿命和日历寿命,两者均包含首翻期、修理间隔和总寿命,并以“先达为准”的原则决定飞机结构的寿命,即飞机结构的寿命只要达到其中一个指标,则寿命终止。按这种方式进行寿命管理的飞机结构,若年飞行强度低,则会出现飞机使用年限达到预定日历寿命指标,而疲劳寿命远未达到预定疲劳寿命指标的情况,飞机结构存在很大的寿命裕度;即使飞机寿命达到预定疲劳寿命指标,由于定寿时飞机结构特性尚未完全挖掘,随着分析手段和分析精度的不断提高,以及先进寿命管理思想的贯彻,飞机结构的日历寿命还可进一步延长。

为了保障国防战备,在役飞机的数量必须达到一定规模。而先进飞机的研制和采购费用越来越昂贵,在有限的国防预算下,全面更新/替换在役飞机是不现实的。从而在飞机结构的战技术性能满足基本需要的前提下,考虑腐蚀/老化影响采取“日历延寿”措施延长飞机结构的使用寿命,它对提高飞机结构的经济性,降低飞机结构的寿命周期费用具有重要作用。

以美国为代表的航空发达国家指出,飞机结构在服役后要采取单机跟踪、单机监控和单机延寿,可见延寿在飞机结构完整性中的重要地位。目前,各航空大国均十分关注飞机结构的日历延寿问题,以美国空军(USAF)为例,提出了现役主力机种继续服役至 2020 年、部分机种甚至延寿至 2060 年的目标,大大地提高了飞机结构的经济性;与国外同类型的飞机结构相比,我国现役飞机结构外场出现的腐蚀/老化损伤也日益明显,为了保障国防战备,提高飞机结构的经济性,飞机结构的“日历延寿”势在必行。

1.2 结构腐蚀/老化控制的总体技术途径

结构腐蚀/老化控制贯穿飞机结构设计、验证、使用、维修全过程,其总体技术途径大致包括如下几部分。

(1) 在飞机结构设计中,采用先进的抗腐蚀/老化与防腐蚀/老化设计措施,提高结构的抗腐蚀/老化与防腐蚀能力,避免或降低环境对结构失效的影响。

① 根据结构形式与特点进行抗腐蚀设计,尽可能地减少腐蚀源,改善局部环境,提高结构的抗腐蚀/老化能力。

② 针对结构的材料类型和所处环境因素,选取有效的防护体系。

(2) 编制飞机使用环境谱、关键部位局部环境谱及其加速试验环境谱,确定当量加速关系。

① 依据气象部门、环保部门的数据积累和必要的环境数据实测,编制飞机使用地域的地面环境谱和飞行中的空中环境谱。

② 在分析各关键部位(疲劳关键部位与腐蚀关键部位)局部环境与外界环境关系和考虑局部环境的特定腐蚀因素的基础上,编制关键部位局部环境谱。

③ 编制适用于各类关键部位(疲劳关键部位、外露腐蚀关键部位和内部结构腐蚀关键部位等)的加速试验环境谱,并针对各关键部位的局部环境,建立关键部位加速试验环境谱与使用年限间的当量加速关系。

(3) 进行所设计结构腐蚀/老化耐久性的评定与验证,判断其在使用载荷/环境下能否达到使用寿命与年限的研制要求,并指导对应的结构设计更改。

① 评定与验证疲劳关键件(部位)在预腐蚀条件下的疲劳寿命。

a. 通过模拟试件的加速环境谱下预腐蚀试验和预腐蚀后的谱载疲劳试验,建立地面停放腐蚀修正系数—使用年限关系曲线($C-T$ 曲线)。

b. 通过模拟试件在组成空中谱的各单一介质下谱载腐蚀疲劳试验,测定腐蚀疲劳影响系数,采用百分比加权组合法综合各单一介质的影响系数,确定空中腐蚀疲劳影响系数。

c. 采用腐蚀条件下结构疲劳分析方法和耐久性分析方法计算指定使用要求对应的腐蚀条件下结构疲劳寿命。

d. 综合考虑地面停放预腐蚀和空中腐蚀疲劳的影响,以一般环境下疲劳寿命为基础,采用“腐蚀条件下结构疲劳寿命评定方法”评定指定使用要求对应的腐蚀条件下结构疲劳寿命。

② 评定与验证金属结构腐蚀关键部位的日历寿命。通过模拟试件在对应的加速试验环境谱下的加速腐蚀试验与分析,评定其防护体系能否满足对难以检查和经济修理的结构在指定日历总寿命(总使用年限)内不失效,对大修时可检修结构在指定大修间隔时间内不产生不可修复的腐蚀损伤。

③ 对非金属材料结构,通过模拟试件在对应的加速试验环境谱下的加速老化试验,评定其抗老化品质,判断其是否满足在指定使用年限内不产生危及安全或功能失效的损伤。

(4) 制定结构的腐蚀/老化维修大纲、外场和大修时的腐蚀/老化防护和修理方法,实施使用过程中的腐蚀/老化控制。

为实现腐蚀/老化控制的技术途径,必须建立科学合理、全面系统、工程可行的腐蚀/老化控制技术,包括结构抗腐蚀设计技术,腐蚀防护体系(涂层等)的优化与选取技术,环境谱编制技术,加速环境谱与加速腐蚀试验技术,非金属材料抗老化品质评定技术,腐蚀条件下结构疲劳、耐久性分析与疲劳寿命评定技术以及腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术等。

1.3 飞机结构日历延寿的技术途径

(1) 以单机为对象,主要针对单机关键件进行。

(2) 结构日历延寿的一般步骤如下:

① 检查。对全机进行检查,明确关键件,确定关键件的损伤状态。

② 分析疲劳寿命能否达到预期日历延寿目标。考虑腐蚀条件的影响,分析结构的疲劳损伤和剩余寿命,选取延寿措施,进行延寿。

③ 分析日历寿命能否达到预期日历延寿目标。针对关键件的损伤状态,制定维护修理措施,确定可延日历寿命。

④ 综合关键件的日历延寿结论,给出全机日历延寿结论。

1.4 本书包括的主要内容

(1) 为适应新机研制和在役飞机日历延寿的需求,提高我国飞机腐蚀/老化控制技术水平,在飞机结构强度技术相关专题对腐蚀/老化控制技术,钛合金防腐设计,腐蚀/老化对复合材料强度影响以及日历延寿技术进行了较为全面深入的研究,取得了丰硕的研究成果。本书将相关研究的主要成果集成起来,较为详尽地加以阐述,力图在所涉及的技术方面能为新机研制和在役飞机日历延寿提供切实可用的先进技术成果。

(2) 本书主要包括如下内容:

① 战斗机结构腐蚀/老化控制与准则要求。

② 飞机的使用环境谱。

③ 战斗机结构腐蚀/老化失效模式。

④ 金属结构与涂层加速腐蚀试验。

⑤ 铝合金结构涂层优选与改进。

⑥ 结构透明件(有机玻璃)抗老化控制与评定。

⑦ 环境腐蚀对钛合金典型结构件(焊接件和异金属连接件)的影响研究。

⑧ 复合材料老化效应与控制。

⑨ 腐蚀防护与腐蚀损伤修理技术。

⑩ 飞机结构日历延寿技术。

第2章 战斗机结构腐蚀/老化 控制准则与要求

2.1 结构腐蚀/老化控制总体要求

结构腐蚀/老化控制是机体结构耐久性和损伤容限设计及完整性要求的重要组成部分。目前, GJB775.1—89《军用飞机结构完整性大纲 飞机要求》(简称完整性大纲)规定了实现结构完整性的全部要求,提出军用飞机结构完整性设计应满足耐久性和损伤容限设计要求,即:使机体结构的腐蚀、开裂(包括应力腐蚀、腐蚀疲劳及氢致开裂)、脱层、磨损、热退化及外来物损伤等减至最小;在使用载荷/环境谱作用下的经济寿命应大于使用寿命;在使用寿命期内不应发生不可接受的功能降低或维修费用过高的问题。

GJB775.1—89 和 GJB776—89《军用飞机损伤容限要求》中,提出了新型飞机设计和旧飞机连续适航的损伤容限要求。最新国军标(GJB67.6A—2008)《军用飞机结构强度规范 重复载荷、耐久性和损伤容限》关于“腐蚀防护与控制”指出“在使用寿命和服役年限期间不应出现影响机体战备状态的腐蚀损伤(包括腐蚀坑、应力腐蚀裂纹、剥蚀等)”。美国空军对各类飞机结构损伤类型和出现频次的调查表明,开裂和腐蚀是各类损伤中居第一、第二位的主要损伤形式。美国军用标准(MIL-A-87221)《飞机结构通用规范》提出:机体在经受预期的使用载荷/环境下必须有足够耐久性,即在使用和维护期间,足以抵抗裂纹、腐蚀、热退化、脱层和磨损。

在美国军用标准 MIL-HDBK-1530B《飞机结构完整性大纲通用指南》中,在“耐久性/损伤容限设计准则”一节中强调了“腐蚀防护和控制”的重要性,在其条文中指出:“腐蚀防护和控制的目的是控制与腐蚀有关的维护费用,并保证不引起飞行安全/结构完整性的问题;同时也为研制和实施耐久性与损伤容限控制程序及机队管理程序提供主要技术依据”。美国最新军用标准 MIL-STD-1530C(USAF)《飞机结构完整性大纲》中,在“腐蚀防护与控制大纲(CPCP)”一节中指出“在耐久性和损伤容限控制程序和部队管理程序的研制和实施中腐蚀防护应是一个主要考虑的内容”,“应与设计使用寿命相协调,并应确定系统研制和验证及生产和使用各阶段的腐蚀防护和控制要求以

及相关考虑”。

在美国 JSSG - 2006《美国国际部联合使用规范指南 飞机结构》中更明确规定了腐蚀防护和控制设计的总要求、设计参数和设计方法,并给出了相应技术标准名称和代号。

腐蚀/老化控制准则与要求的主要条款同时也反映在英国国防部的 DEF STAN 00 - 970、法国的 AIR7251、美国的 SD - 24(用于海军飞机)、MIL - STD - 1568/1587(用于空军飞机)、ADS - 13 和 DARCOM - R - 702 - 24(用于陆军飞机)等腐蚀控制标准规范中。

综上所述,对于机体结构必须采取腐蚀控制设计技术,选用的腐蚀防护措施与腐蚀修理措施应在适当规定的期限内有效。

2.2 结构腐蚀/老化控制准则

在美国军用标准 MIL - HDBK - 1530B 中指出,腐蚀防护与控制设计准则包含在与结构耐久性和损伤容限设计准则中,即:

(1) 允许使用中常规检查。

(2) 因漏检的裂纹、缺陷和其他损伤的扩展而造成飞机失事的概率减至最小。

(3) 使开裂、腐蚀、剥离、磨损和外来物损害的影响减至最小。

在美国 JSSG—2006 中规定了的腐蚀防护和控制设计准则为:机体结构在规定的使用寿命期内不应要求作任何检查,其表面防护还应满足以下附加要求:

(1) 难以检查、修理、更换或过分增加用户经济负担的结构,在机体的使用寿命期内保持有效。

(2) 对其他结构在规定的时间内保持有效。这些规定的时间间隔为使用寿命的一个百分比值,并与机体外场检查维修间隔相当。

2.3 结构腐蚀/老化控制程序

2.3.1 确定腐蚀控制目标

根据作战飞机(战斗机)的战术技术(指标)要求,确定战斗机结构在使用载荷/环境谱作用下的使用寿命和经济寿命或服役日历年限(日历寿命),而且要保证经济寿命大于使用寿命。

对于难以检查、修理/更换或修理/更换不经济的结构,采取的腐蚀防护与控

制措施应在机体结构使用寿命期内有效;对于其他结构,腐蚀防护与控制措施应在恰当规定的期限(如设计目标寿命的一个百分比值,或相当于定期的机体检查或更换部件的期限)内有效。

2.3.2 制订腐蚀防护与控制计划

该计划应由承包方在方案论证阶段制订,并作为投标文件的一部分交订购方审批认可,其内容应包括:

- (1) 腐蚀防护与控制的目标与要求。
- (2) 战斗机设计、制造、使用和维护各阶段的工作内容、程序和组织。
- (3) 实现腐蚀防护与控制的措施/方法。
- (4) 提供材料选择、表面防护、结构抗腐蚀设计细则、寿命评估数据和使用维护修理等的支持性文件。

2.3.3 飞机研制各阶段腐蚀控制工作

飞机结构腐蚀控制工作是一项系统工程,必须贯穿于飞机的全寿命期内,包括方案论证、工程设计、生产制造和使用维护等各阶段,并在研制初期就建立系统而严谨的方法程序用以实施腐蚀防护与控制工作。

2.3.3.1 方案论证阶段

- (1) 制订“腐蚀防护与控制计划”,其内容应符合 2.3.2 节的规定。
- (2) 成立腐蚀防护与控制咨询委员会(CPAB),负责审查全部腐蚀控制文件,监督其实施。
- (3) 建立腐蚀控制质量管理体系,负责工程设计、生产制造中的全面质量管理。
- (4) 编制“腐蚀控制设计指南”类指导性文件,确定腐蚀控制标准体系。
- (5) 培训设计、制造等方面的工程技术人员。

2.3.3.2 工程设计阶段

- (1) 制订“材料限用要求”、“表面防护设计要求”、“结构/细节抗腐蚀设计细则”等文件。
- (2) 进行腐蚀控制关键部位/构件研制试验与分析评估。
- (3) 设计图纸及相应的技术文件要反映所有的腐蚀控制要求,应规定由材料和工艺人员对设计图纸及相应的技术文件进行审查和会签的程序。
- (4) 编制“腐蚀防护和控制初始维修大纲”。

2.3.3.3 生产制造阶段

- (1) 制定“生产制造中的腐蚀控制要求”(包括工艺要求、“采购件与外协件

的腐蚀控制要求”等文件)。

(2) 培训生产和采购人员。

2.3.3.4 使用维护阶段

(1) 编制“以可靠性为中心的维修大纲”和“腐蚀预防和修理手册”。

(2) 建立腐蚀预防和控制反馈系统与腐蚀关键部位监控系统。

(3) 培训使用维护人员。

2.4 结构腐蚀/老化控制要求

2.4.1 使用环境/环境谱

应根据新研战斗机战术技术要求和任务剖面,分析与确定机体结构/细节预期经历的使用环境/环境谱及其对飞机腐蚀效应的影响。包括化学、热和气候环境,并分为地面环境、空中环境、人为环境、使用环境和维护环境。

腐蚀环境确定的基本原则与方法如下。

(1) 可通过以下方法获取可靠的环境数据:

① 规范、标准和其他有关资料。

② 调研和统计分析。

③ 飞行实测或其他试验。

(2) 对获取的环境数据进行统计分析,包括分析结构/细节/材料对环境的腐蚀、应力腐蚀、腐蚀疲劳等的敏感性,并考虑腐蚀环境、热应力和机械应力的相互影响。

(3) 应根据飞机的设计用途,确定对结构/细节耐久性有较大影响的环境条件(包括环境强度、持续时间和频率等)。

(4) 环境条件设计要求和试验要求可进行剪裁、加重/加速,但应能再现飞机在整个使用寿命期内的腐蚀效应。

2.4.2 载荷/应力及载荷/应力/环境谱

应根据新研战斗机的设计使用寿命和典型任务剖面,分析并确定作用在机体结构/细节上的各种载荷/应力的量值和分布以及载荷引起的变形,并适当地控制应力与变形;应综合考虑所有重要重复载荷源、化学、热和气候环境、载荷与环境的相互作用以及二者恰当的叠加方式,编制机体结构/细节在停放和空中飞行的载荷/应力/环境设计谱,经分析评估给出腐蚀环境下的使用寿命/日历寿命以及检修周期。设计谱应尽量接近机队预计的实际使用情况,诸如机队地理位

置、飞行员技术等因素。

2.4.3 材料选择

由于钛合金和复合材料在现役先进战斗机和未来战斗机的使用比重增加,所以应有针对性地对这两种材料研究其限用要求。

2.4.3.1 金属材料选用原则

(1) 在满足力学、工艺和结构设计与经济性要求的前提下,综合考虑材料的 K_{IC} 、 K_{ISCC} 、 σ_{SCC-th} 与环境下的裂纹扩展性能,优先选用耐蚀性好的材料。

(2) 应尽可能选用经使用经验或试验证明具有良好抗腐蚀性能的材料。

(3) 应按最佳材料—环境体系选择合适的材料及热处理状态。

(4) 易腐蚀和(或)不易维护的部位应选择耐蚀性良好的合金。

(5) 异种金属接触时,应参照 GJB1720,尽可能选用电位相近的材料,否则应按 GJB1720 进行防护,可频繁拆卸的构件和实际上无法密封的构件应选用电位相似的材料。

(6) 原则上各种金属材料不允许呈裸露状态使用。

(7) 推荐使用钛合金、铝锂合金。

(8) 选用材料/工艺的资料可参考 MIL - STD - 1568、MIL - STD - 1587、SD - 24、MIL - HDBK - 5、MIL - HDBK - 17 和 MIL - HDBK - 23 以及 CAMH - 2 (中国航空材料手册)。

2.4.3.2 钛合金材料限用要求

(1) 钛合金制品不能镀镉或镀银,在高温 932℃ (500°F)、高应力(82% 限制应力)或无隔离层(如环氧底漆)情况下不允许与镀镉或镀银的零件、工具等接触。

(2) 轧制、挤压、热处理和高温成形后的钛合金板材、棒材、锻件、铸件和挤压件,应百分之百地进行机械加工、化学铣切或酸洗,以全面去除污染层/污染物。钛合金板材和镀钛件可参考 MIL - T - 9046、棒材和锻件可参考 MIL - T - 9047/MIL - F - 83142、挤压件可参考 MIL - T - 81556;

(3) 应避免与含氯的介质接触;不应在温度高于 120°C 时可能有某些液体(如磷酸酯 Skydrol 类液压用液体)溢出的部位使用;在低温下应避免与液态氧、气态氧接触;

(4) 钛合金对磨蚀有较高的敏感性,结构设计应进行试验确定磨蚀是否存在,应尽可能采用磨蚀损伤最小的结构方案,表面应进行阳极化处理以提高耐腐

蚀性并防止擦伤;

(5) 钛合金使用应避免腐蚀和由腐蚀引起的疲劳寿命降低。

2.4.3.3 非金属材料选用原则

(1) 材料应具有良好的抗降解、老化、疲劳性能和耐湿热、盐雾、霉菌腐蚀性能。

(2) 与金属材料接触时应具有相容性,即不会引起金属材料腐蚀。否则,应按 GJB1720 异种金属要求进行表面防护。不同非金属之间也应具有相容性。

(3) 材料逸出/挥发的成分应不会引起周围金属构件及防护层腐蚀。

(4) 应考虑材料的吸水性和透水性造成的腐蚀影响。

(5) 新研战斗机上推荐使用复合材料。

2.4.3.4 复合材料选用要求

复合材料构件设计时,除应满足系统、功能、使用寿命、维修性等方面的一般要求外,还应着重考虑以下腐蚀/老化预防和控制要求。

(1) 满足构件抵抗诸如潮湿空气、盐雾、微生物、高低温、紫外线等使用环境腐蚀(老化)要求。

(2) 在选择与碳纤维复合材料相配合的金属材料时,应优先选用与之相容的钛合金、耐蚀钢或镍合金等,避免使用可拆卸的碳纤维复合材料舱门/壁板连接到铝合金构件上,特别不应连接到上表面;选用其他非相容金属材料时,必须采取相应的腐蚀防护措施,可利用涂层/密封层和/或隔离材料(如玻璃纤维布)。

(3) 使用复合材料的雷达罩以及机翼与尾翼的前缘区等易受雨蚀的部位,必须采取防雨蚀措施。

(4) 正确选择紧固件及装配工艺。

(5) 有导电要求的部位应由搭接线保证,不能通过金属、复合材料的直接接触或紧固件来实现。

(6) 复合材料特性应由材料手册(如 MIL-HDBK-17)得到,与使用环境有关的特点和数据可参考 MIL-P-9400、MIL-T-29586 和 MIL-STD-1587 的附属条款得到。

(7) 复合材料的使用温度范围应包括整个寿命期内的温度范围,包括 -54℃ 低温、局部热源和高速战斗机的气动加热产生的高温。

(8) 复合材料的使用湿度范围可表述为由于吸湿而增加的重量百分比。

2.4.3.5 有机玻璃材料选用要求

飞机结构透明件使用材料主要为有机玻璃。有机玻璃材料限用要求如下。

(1) 应按使用要求和环境条件进行必要的抗老化性能试验。

(2) 在生产制造和使用维护中,严格禁止接触对其有侵蚀作用的溶剂(如乙酸乙酯、环乙酮、二甲苯等)。

(3) 层压玻璃应参考 MIL - G - 25871 要求,防弹玻璃应参考 MIL - G - 5485 要求。

2.4.4 防护体系

2.4.4.1 防护体系选用原则

(1) 应将环境—基体材料—防护体系视为一体,综合考虑结构/细节的材料与具体环境,选择最佳的防护体系,对处于恶劣环境中的结构/细节应采用重防体系;

(2) 所有暴露于外部环境中的内表面以及经常处于腐蚀环境中的内表面,应视为外表面,并按外表面要求进行防护;

(3) 涂镀层应具有优良的性能(包括与基体材料的适应性),满足结构/细节工作环境的要求,工艺技术可行,费用经济;

(4) 镀覆层和化学覆盖层的选择应符合 GJB/Z594A 的规定,否则应通过试验确定与评定;

(5) 所有选择的有机、无机防护体系都应符合环境保护条例/法规。表面处理的基准方法参考 MIL - STD - 1568、MIL - S - 5002、MIL - F - 7179、MIL - M - 25047。

2.4.4.2 金属覆盖层与化学覆盖层选择原则

应根据结构/细节工作环境和材料特性、结构/形状与公差配合要求、热处理状态、加工工艺与连接方法等,按 GJB/Z594A 的规定选择。

带有螺纹连接、压合、搭接、铆接、点焊、单面焊等的组件,原则上不允许在溶液中镀覆。

2.4.4.3 表面涂层选择原则

应根据工作环境,综合考虑涂层与基体的附着力、涂层的耐蚀性能、耐大气老化性能与耐湿热、盐雾、霉菌性能以及涂层系统各层之间的配套性和工艺性等,选择表面涂层及厚度与施工工艺。

最好参考已有成功使用经验的涂装系统实例和更先进的新型有机涂料的特性,选择/设计更为先进的涂装系统和厚度匹配。

2.4.4.4 表面强化处理

(1) 超高强度钢的表面,在机械加工和热处理后应按 HB/Z26 的规定进行喷丸处理或用其他方法使其表面处于压应力状态。

(2) 表面电镀 Cr、Ni、Ni + Cd、Cd + Ti 等的各种承载高强度或超高强度钢零件在电镀前需进行喷丸处理。

(3) 各种焊接件的焊缝及承载时易发生断裂的部位(如刚度突变、内外圆角、键槽、内花键等应力集中处)应进行喷丸强化。

(4) 喷丸强化后的零件不允许进行机械加工或机械方法校形。若因装配需对喷丸表面进行加工或锉修,其加工量应符合 HB/Z26 的要求。

(5) 重要的连接件可采用高频淬火等表面相变硬化热处理或渗氮、渗碳等表面化学热处理。高频淬火前一般应进行预备热处理,结构钢常采用调质处理或正火处理。

2.4.5 防腐蚀密封

防腐蚀密封设计,是结构/细节抗腐蚀设计中的重要内容,密封能有效地阻止湿气、水分及其他腐蚀介质进入和聚集。密封应与排水、通风、表面防护及结构细节设计有机结合,使飞机结构能有效抵抗与预防腐蚀。

2.4.5.1 防腐蚀密封设计一般要求

(1) 根据密封部位的结构特点和防护要求以及可能遭遇的腐蚀环境和腐蚀类型,正确选用密封效果最佳的密封材料和密封类型。

(2) 结构的基本密封形式可分为缝内(接合面)密封、缝外(填角)密封、表面密封、空洞、嵌缝和堆胶密封、紧固件密封、注射密封和混合密封等。应根据不同的密封形式应选用适当类型的密封剂。

(3) 密封剂根据其使用状态一般分为硫化型密封剂和非硫化型密封剂;根据它的化学成分可分为聚硫密封剂、硅密封剂、氟硅密封剂、聚氨酯密封剂和环氧树脂密封剂 5 类。

(4) 正确定位密封面和密封部位,使密封缝在载荷下引起的相对变形量较小,或使变形有利于结构密封。

(5) 被密封零件应有相近的刚度,把破坏密封的挠曲限制到最小。

(6) 应将结构需密封的零件数限制到最少,减少泄漏通路。

(7) 结构密封区域应具有良好的可达性、可见性,以便实施密封、检查和维修。

(8) 密封结构间隙或间隔尺寸应恰当,保证密封材料涂施的适宜面积,并能使密封材料粘接可靠。

(9) 应有适合的边缘条件,避免将齐平或凹陷的边缘留作密封。

(10) 在满足密封要求情况下,尽量缩短密封长度,减少密封材料用量。

- (11) 带电连接处或电磁干扰强的部位应该密封以避免湿气侵蚀。
- (12) 外部的所有裂缝和外表面的接触面都应用密封剂填充或密封。

2.4.5.2 密封施工及工艺要求

1) 密封表面准备

- (1) 除非底漆与密封剂相容,其他底漆应从涂密封剂的部位清除。
- (2) 已有漆层的密封面,采用粘接促进剂涂敷以提高粘接稳定性,在 24h 内涂密封剂并装配。
- (3) 实施密封之前,应用清洗剂对结构表面进行清洁处理。
- (4) 已污染的表面,首先采用常规清洗,再用适宜的底胶或表面粘接促进剂打底后 24h 内涂密封剂并装配。

2) 密封表面的清洗、检验与保护

- (1) 用湿擦布清洗结构表面时,应顺一个方向揩擦,同时用新更换的干擦布沿同一方向擦除已溶解污物的清洗剂。
- (2) 要求清洗宽度的两侧各宽出涂密封剂的宽度 10mm 以上。
- (3) 待密封的孔洞、下陷和细小部位,应用专用清洁条参考相应规定进行清洗。
- (4) 用清洗液湿润的洁白纱布,擦拭待清洁表面,检查待密封表面清洁质量,必要时可用水膜检验。
- (5) 待密封表面清洁后应在清洗后 20min ~ 1h 内涂密封剂,否则应有表面保护措施,但不得超过 24h,否则应按上述方法重新清洗。

3) 施工人员资格评审

飞机结构密封人员必须经过专业训练,有高度责任心,这些人员应具备以下条件。

- (1) 熟悉密封材料的特性和技术图纸规定的密封部位的密封要求。
- (2) 密工艺程序和密封操作规范。
- (3) 掌握密封质量检验、排故方法和技术安全基本知识。

2.4.6 典型机械紧固连接件设计

2.4.6.1 紧固件/连接件选择

紧固件/连接件的选择应符合 GJB2635—96、HB7671—2000 规定。

- (1) 尽量选用抗腐蚀性好、抗应力腐蚀和抗氢脆的标准紧固件。紧固件与被连接件的材料应尽量相同或电位相近。
- (2) 铆接件应避免发生异种金属腐蚀,如钛合金结构应选用钛合金铆钉。
- (3) 复合材料结构连接用铆钉,应优先选用钛合金环槽铆钉等。特别需用

铝铆钉时,必须湿装配,并采取严格的防电偶腐蚀措施。

2.4.6.2 紧固件/连接件安装

(1) 所有的非铝紧固件和穿过外蒙皮的紧固件应用密封剂(如 HM-105A)湿态安装;禁止将钢紧固件直接装于铝件螺纹孔内。

(2) 所有进入油箱区的紧固件应采取特殊的密封措施,以防漏油。例如:连接长桁、下壁板的紧固件,用 XM-22B 密封剂作接合面密封、填角密封,并湿态安装。

(3) 销轴连接件的主结构中的销钉接头应有衬套和润滑装置。衬套安装时,应用湿底漆或涂覆适当的密封剂。

(4) 对切削或铰平了的铝制紧固件端头进行化学处理并涂漆;在槽、内腔的紧固件安装后应用防腐蚀油膏填满槽、内腔。

(5) 对于静强度要求较高的铆接部位,应选用交错排列形式;对疲劳强度要求较高的部位,应选用平行排列形式。避免铆钉承受拉力,并尽量在连接处对称布置。

(6) 应合理选择连接结构设计参数,如铆钉/螺栓直径、间距、边距、连接件厚度、干涉量等。

(7) 封闭、不开敞、经常拆卸处的螺栓连接,应选择螺栓和托板螺母连接(托板螺母连接)形式,在不同材料组合的结构中,螺栓头和螺母应用密封剂密封,以防腐蚀介质渗入孔隙内。

(8) 当被连接件厚度足够时,应尽量采用干涉螺接。但应注意干涉量,使干涉应力低于结构材料的应力腐蚀门槛值。

(9) 应根据结构材料及其工作环境等选取合适的表面防护体系。例如,连接螺栓伸出螺母部分应涂底漆;铝合金结构或铝—钢混合结构中使用钢螺栓连接时,应涂底漆或密封剂湿装配,配合精度较高的可涂润滑脂或润滑油安装。

2.4.7 异种金属连接件设计

2.4.7.1 材料选择与结构设计

(1) 应尽量选用同种金属或电位差小的异种金属(包括镀层)。

(2) 关键零件应选用阴极性材料制造,特别是零件面积较小时。

(3) 异种金属连接件应设计成阳极性面积大于阴极性面积,面积小的紧固件应选用与被连接材料相容的或惰性较大(阴极性)的金属材料。

(4) 选择与碳纤维复合材料相配合的金属材料时,应优先选用钛合金、耐蚀