航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jun. 15 2018 Vol. 29 No.06 54-60

改型发动机紧固件防腐蚀研究

刘建雄*，黄南，袁伯雅，李钢
中国航发湖南动力机械研究所，湖南 株洲 412002

摘　要：针对改型发动机中紧固件的防腐蚀问题进行研究。分析了改型发动机的使用环境，对目前国内外航空装备的腐蚀防护与控制研究成果进行了简要介绍。选取典型材料 40CrNiMoA、GH2132、GH738、GH4169 和 0Cr18Ni9 的螺栓、螺母和管路连接件进行盐雾试验、湿热试验和酸性大气试验以及典型连接件的盐雾试验，分析现有发动机用紧固件的腐蚀防护能力。试验表明，材料、表面质量、表面防护、安装等对紧固件的腐蚀有较大影响，进而从合理选材、结构设计、表面防护与工艺等方面提出了紧固件腐蚀防护与控制的技术要点，为后续紧固件的设计提供技术支持。

关键词：改型发动机；紧固件；恶劣环境；腐蚀防护与控制；标准体系

中图分类号：V232　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.06.054

从已有海军用航空发动机使用情况看，由于长期处于湿热、温度、盐雾和霉菌等海洋环境，腐蚀已成为影响发动机性能、安全和寿命的主要问题[1]。腐蚀不仅降低构件强度、刚度，而且大大降低装备全生命周期[2]。

发动机结构复杂、工况苛刻。由于工作介质、温度、连接情况等不同，发动机各部件的工作特点也都存在较大的差别。紧固件是航空发动机中系列化程度要求最高的零件。以某发动机为例，紧固件的应用数量已超过发动机零部件总数的 50%。紧固件一旦应用不当，就可能导致连接松动、失效、损坏等故障，进而造成发动机停车，更有甚者引发机毁人亡的重大事故。要解决海军用航空发动机紧固件的腐蚀问题，仅靠后期防护并不能解决实质问题，需从设计、制造、使用和维护等全面综合考虑。

1 使用环境与工作环境分析

1.1 使用环境特点

根据某型飞机的需求，飞机需在海洋性气候条件长期使用和存放，需具有在恶劣环境下正常工作的能力。

（1）湿热

海洋环境中空气湿度大，水汽容易凝结，凝结的水汽在金属零件表面形成液膜，而液膜溶解了较多的氧和腐蚀性物质，进而加速了腐蚀。

（2）高温

海洋环境的较高温度提高了氧和腐蚀性物质在液膜中的扩散速度，也会加速腐蚀。

（3）盐雾

海洋性气候中含有大量盐分，与大气接触不可避免地造成零件表面附着一层含盐碱薄膜，而金属表面的电化学性质不均匀，从而导致发生电解反应而产生腐蚀。而且电解液中氯离子活性极强，能破坏零件钝化膜层，引起晶间腐蚀、应力腐蚀等。

（4）霉菌

湿热环境引起金属材料氧化、腐蚀，真菌、霉菌沉积在金属零件表面，加速了腐蚀。

1.2 工作环境特点

安装在短舱内的发动机，大部分零部件不会直接受到阳光直射和雨水侵袭，但是发动机短舱并不完全密封，外界大气仍能够接触到发动机外表面。发动机外表面零部件的工作温度一般在 -40~200℃，短时可能会更高。处于外表面的紧固件由于长期接触大气，发生腐蚀的可能性最大，其腐蚀类型主要是化学腐蚀、电化学腐蚀、应力腐蚀等。

在发动机工作过程中，进气道、压气机等冷端工作温

收稿日期：2018-04-27；　退修日期：2018-05-13；　录用日期：2018-05-25
基金项目：航空科学基金（2014ZE08010）
* 通信作者 . Tel.：0731-28593218　E-mail：capi@608.163.net
引用格式：Liu Jianxiong, Huang Nan, Yuan Boya, et al. Study on corrosion prevention of the fastener in improved engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (06)：54-60. 刘建雄，黄南，袁伯雅，等 . 改型发动机紧固件防腐蚀研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (06)：54-60.

度一般在 500℃以下，工作状态下气流从流道内高速通过，处于冷端流道内的紧固件与外界环境接触比较充分，除了经受海洋大气的侵蚀外，还会受到冲蚀的作用。燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮、排气框架等热端的工作温度则能够达到 1150℃左右，由于压气机和涡轮结构的迷宫密封，处于热端流道内的紧固件，一般很难直接与外界环境接触。但海洋环境中含有的大量盐分，在一定的温度和时间下，与发动机燃烧产物发生作用，会在流道内形成硫酸盐化合物，降低紧固件的耐腐蚀性[3]。

2 标准分析

由于零件在高速、高温、高压和腐蚀介质环境下工作时极易出现损伤，腐蚀防护与控制成为海军发动机重点考虑的内容。国内外在这方面都开展了研究，积累了一定的设计和制造经验[4~8]。

MIL-STD-1568D《航空武器系统材料和工艺的腐蚀防护与控制》规定了材料和工艺选择准则、性能数据、表面处理、修理维护等方法，特别对紧固件的应用，如钛合金结构中的紧固件、碳纤维结构中的紧固件、Monel 合金和不锈钢紧固件、干涉配合紧固件进行了说明[9]。MIL-STD-7179《航空武器系统防护用表面处理、涂层和封闭层》确定了航空武器系统上防护用表面处理、涂层和封闭层的最低要求，其中对紧固件也进行了说明，如紧公差螺栓、垫圈等[10]。MIL-DTL-5002E《武器系统金属表面处理和无机涂层》阐述了武器系统零件金属表面清洁、表面处理和无机涂层的应用要求[11]。

GJB2635A—2008《军用飞机腐蚀防护设计和控制要求》确定了军用飞机在研制、使用、维护过程中的腐蚀防护设计、控制和实施要求，并从结构设计、材料选择、表面防护等设计方面和制造过程、使用维护过程、腐蚀修理等腐蚀控制方面提出了详细的要求。GJB/Z137—2004《海军飞机腐蚀修理方法及修理容差指南》规定了海军飞机腐蚀的修理技术、工艺方法和修理容差要求。GJB/Z138—2004《海军航空装备腐蚀控制要求指南》规定了海军航空装备全生命周期中各阶段腐蚀控制的要求。HB7671《飞机结构防腐蚀设计要求》从选材要求、防排水与通风设计要求、可达性设计要求、飞机结构件表面处理要求等规定了飞机结构防腐蚀设计要求。其中，GJB2635A—2008 和 HB7671 中均作为典型结构明确了紧固件和紧固件安装防腐蚀设计要求。

3 试验与分析

3.1 试验目的

改型发动机是在现有发动机研制基础上进行的，为摸清现有发动机紧固件的防腐蚀能力，选取典型紧固件或试样进行试验，并结合海洋腐蚀环境有针对性地提出改进建议，为改型发动机设计提供技术支持。

3.2 试验项目与方法

试验项目主要选取盐雾、湿热、酸性大气，各项试验的方法如下：

（1）盐雾试验

按 GJB150.11A—2009《军用装备实验室环境试验方法 第 11 部分：盐雾试验》，盐溶液浓度为 5±1%，采用硫酸或氢氧化钠调节 pH 值为 3.5±0.5。试验进行 4 个循环周期，每个循环周期为 48h（24h 喷盐雾 +24h 干燥），共 192h。

（2）湿热试验

按 GJB150.9A—2009《军用装备实验室环境试验方法 第 9 部分：湿热试验》，温度从 30℃升至 60℃，保持 8h，然后逐渐降温至 30℃，保持 24h，整个过程相对湿度保持在 95%±5%。试验进行 15 个循环周期，每个循环周期为 24h，共 360h。

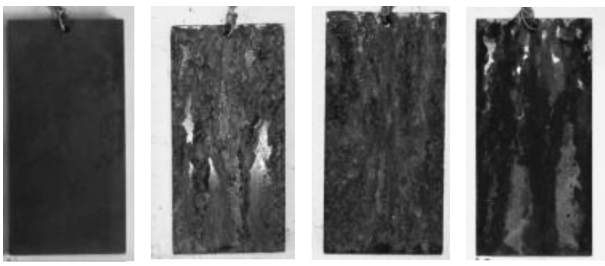
（3）酸性大气试验

按 GJB150.28—2009《军用装备实验室环境试验方法 第 28 部分：酸性大气试验》，采用盐酸或氢氧化钠调节 pH 值为 3.5±0.5。试验进行三个循环周期，每个循环周期为 24h（喷雾 2h+ 贮存 22h），共 72h。

3.3 试验结果与分析

3.3.1 40CrNiMoA 试样

40CrNiMoA 是一种优良的调质钢，调制状态综合力学性能良好，淬火低温回火后有较高的疲劳强度和低的缺口敏感度，调质后用于制造截面较大的零件。40CrNiMoA 材料一般在紧固件中用作齿轮、轴承等的压紧螺母。



（a）初始　（b）96h　（c）192h　（d）192h

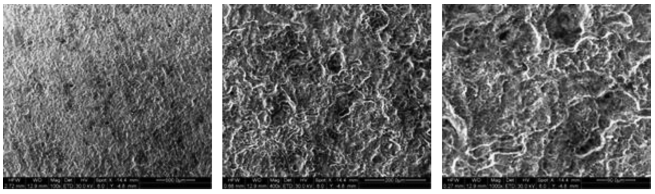
图 1　40CrNiMoA 试样盐雾试验

Fig.1　Salt fog test of 40CrNiMoA specimen

从图 1 可以看出，试样经过盐雾试验后出现大面积红色锈蚀物。随着试验时间增加，锈蚀物逐渐增多，腐蚀情况逐渐加重。

采用化学方法去除锈蚀物，露出试样基体，如图 1 (d) 所示。可以看到试样表面出现了大量腐蚀区域，且呈条状分布。

对去除锈蚀物后的腐蚀区域进行微观形貌观察，如图 2 所示。腐蚀区域表面凹凸不平，由大量的腐蚀点连接形成。

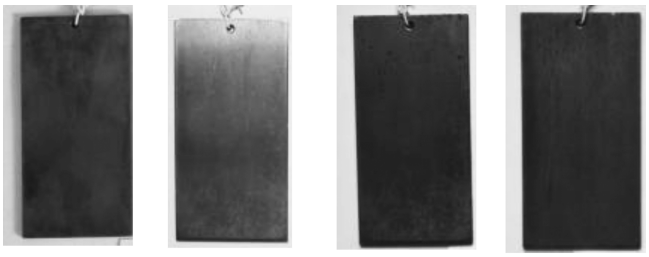


（a）100X （b）400X （c）1000X

图 2 40CrNiMoA 试样显微观察图

Fig.2 Microscope of 40CrNiMoA specimen

图 3 为 40CrNiMoA 试样的湿热试验情况。同样，随着试验时间增加，锈蚀物逐渐增多。经过 15 个循环周期后，试样表面出现较大面积的红色锈蚀物。去除锈蚀物后，如图 3 (d) 所示，仍可以看到试样表面出现大量腐蚀区域。



（a）初始 （b）120h （c）360h （d）360h

图 3 40CrNiMoA 试样湿热试验

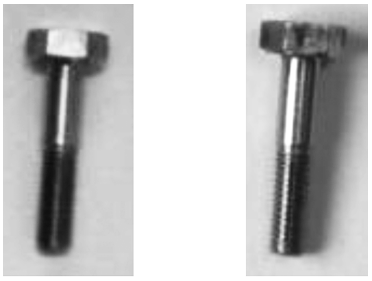
Fig.3 Damp heat test of 40CrNiMoA specimen

3.3.2 优质 GH2132 六角头螺栓

紧固件材料要求强度高，抗松弛性能好，并具有良好的加工性能[12]。

优质 GH2132 材料在一定温度下，具有高的屈服强度、持久和蠕变强度，并且具有良好的加工塑性，是制造紧固件的常用材料，被广泛用来加工螺栓、螺母等。

从图 4 可以看出，经过盐雾试验后，优质 GH2132 六角头螺栓杆部无明显变化，头部六角面出现了轻微腐蚀现象。经分析认为，这是由于螺栓杆部作为螺栓重要承载部位，加工后粗糙度较低。而头部六角面作为扳拧处，表面质量要求相对较低。



（a）初始 （b）192h

图 4 GH2132 六角头螺栓盐雾试验

Fig.4 Salt fog test of GH2132 bolt with hexagon head

图 5 为六角头螺栓湿热试验情况。在经过 15 个循环周期后，六角头螺栓基本未出现腐蚀情况。

（a）初始 （b）360h

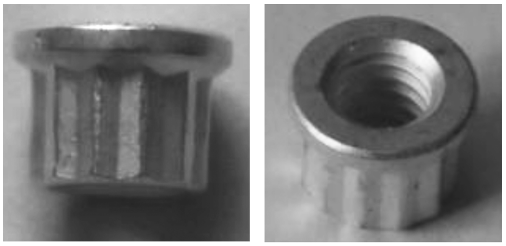
图 5 GH2132 六角头螺栓湿热试验

Fig.5 Damp heat test of GH2132 bolt with hexagon head

3.3.3 GH738 十二角自锁螺母

由于 GH738 材料具有良好的耐燃气腐蚀能力、较高的屈服强度和疲劳性能，工艺塑性良好，常在发动机热端部位应用，用来加工螺栓、螺母等。

从图 6 可以看出，GH738 十二角自锁螺母经过盐雾试验后，螺母支撑面出现些许红色锈蚀点，螺纹等区域未出现明显腐蚀情况。GH738 属于 Ni 基高温合金，Cr 含量约为 18%~21%，由于其自身具有良好的耐蚀性，银镀层并未导致其加速腐蚀。

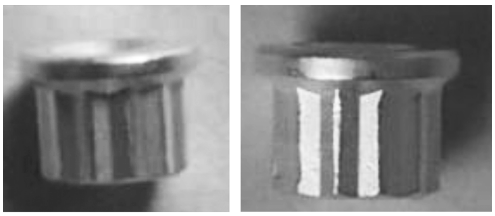


（a）初始 （b）192h

图 6 GH738 十二角自锁螺母盐雾试验

Fig.6 Salt fog test of GH738 self-locking nut with double hexagon head

图 7 为十二角自锁螺母湿热试验情况。可以发现，经过 15 个循环周期后，螺母表面未出现明显腐蚀现象。



（a）初始　　（b）360h

图 7　GH738 十二角自锁螺母湿热试验

Fig.7　Damp heat test of GH738 self-locking nut with double hexagon

3.3.4 GH4169 十二角头螺栓

GH4169 材料在一定温度范围内综合性能良好，具有良好的抗疲劳、抗辐射、抗氧化、耐腐蚀性能和良好的加工性能，常用来制造螺栓。

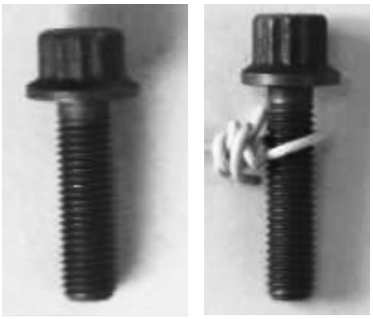
从图 8 可以看出，GH4169 十二角头螺栓经过盐雾试验后，表面未出现明显腐蚀现象。

（a）初始　　（b）192h

图 8　GH4169 十二角头螺栓盐雾试验

Fig.8　Salt fog test of GH4169 bolt with double hexagon head

图 9 为十二角头螺栓酸性大气试验情况。经过三个循环周期后，螺栓表面未出现明显腐蚀现象。



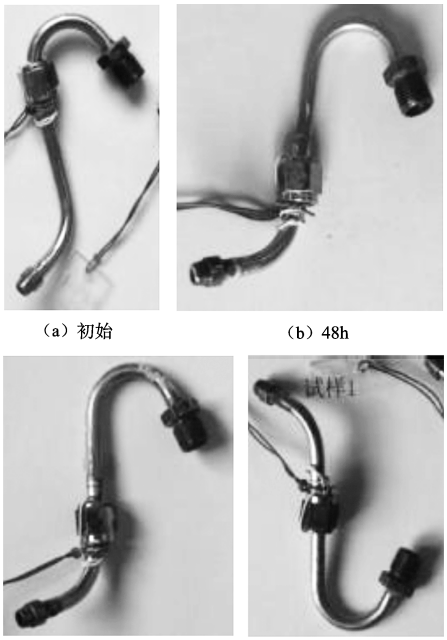
（a）初始　　（b）72h

图 9　GH4169 十二角头螺栓酸性大气试验

Fig.9　Acidic atmosphere test of GH4169 bolt with hexagon head

3.3.5 0Cr18Ni9 管路连接件

从图 10 可以看出，初始状态导管本身表面粗糙度较低，外套螺母、管接头六角面以及焊缝附近粗糙度较高。经过盐雾试验后，外套螺母、管接头六角面以及焊缝附近出现了红色锈蚀物。因零件加工完成后均进行了荧光探伤，不存在缺陷，该腐蚀现象可能与零件表面质量密切相关。零件表面粗糙度越大，越容易造成表面腐蚀。导管本身、管套密封面表面粗糙度较小，则没有出现明显腐蚀。



（a）初始　　（b）48h

（c）96h　　（d）192h

图 10　0Cr18Ni9 管路连接件盐雾试验

Fig.10　Salt fog test of 0Cr18Ni9 tube connecter

图 11 为管路连接件酸性大气试验情况。经过三个循环周期后，结果与盐雾试验类似，但腐蚀程度较盐雾试验轻。

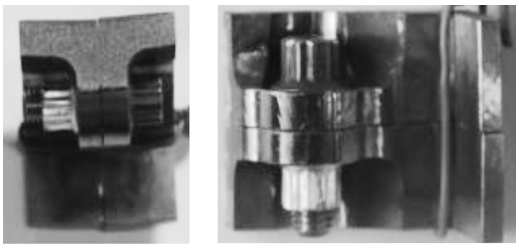
（a）初始　　（b）72h

图 11　0Cr18Ni9 管路连接件酸性大气试验

Fig.11　Acidic atmosphere test of 0Cr18Ni9 tube connecter

3.3.6 典型连接件

图 12 为螺栓连接盐雾试验情况。其中法兰材料为 ZTC4，十二角头螺栓材料为 GH4169，十二角自锁螺母材料为 GH738。

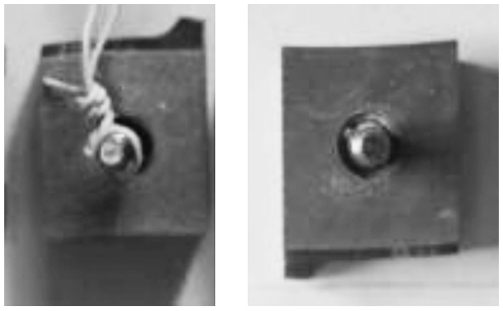


（a） （b）

图 12 螺栓连接盐雾试验
Fig.12 Salt fog test of bolt joint

经过 4 个循环周期后，未发现腐蚀情况，表明 ZTC4、GH4169 以及镀银 GH738 材料的组合不会引起明显电偶腐蚀。

图 13 为螺桩连接盐雾试验情况。其中法兰材料为采用硫酸阳极化的 ZL114A，螺桩材料为 GH4169，销键材料为 1Cr18Ni9。



（a） （b）

图 13 螺桩连接盐雾试验
Fig.13 Salt fog test of stud joint

经过 4 个循环周期后，发现螺纹孔接合处出现白色腐蚀产物，铝基体发生了腐蚀。分析认为在螺桩安装过程中，破坏了阳极氧化膜层，造成铝基体直接与 GH4169、1Cr18Ni9 接触，发生电偶腐蚀。

3.3.7 结果分析

从上面的试验情况看，零件材料、表面质量、表面防护、安装等对紧固件的腐蚀有较大影响。

（1）材料

从已有数据及上述试验看，在海洋环境下，碳钢和低合金钢耐腐蚀性较差，奥氏体不锈钢的耐腐蚀性能较好，高温合金具有较好的耐腐蚀能力，但是铁基高温合金的耐蚀性相对较弱。

（2）表面质量

表面光洁，致密度较高，耐腐蚀能力更好。相反，表面粗糙度较高，与腐蚀介质直接接触的表面积大，耐腐蚀能力较弱。

（3）表面防护

采用一定的表面保护层，可以避免直接与腐蚀介质接触，或者利用保护层的电化学保护，达到防止腐蚀的目的。

（4）安装

高质量的安装 / 分解，能防止损伤零件及防护层。

4 紧固件腐蚀防护与控制

海军用航空发动机的腐蚀防护与控制贯穿于设计、制造、使用和维护的全生命周期[3]，紧固件的设计也不例外。

（1）合理选材

目前，发动机用紧固件材料基本为不锈钢和高温合金。冷端用紧固件以 0Cr18Ni9、GH2132 为主，热端以 GH4169、GH738 为主。冷端零部件受到盐雾腐蚀的影响较大，可以将 GH2132 替换为 GH4169。热端零部件容易受燃气腐蚀，优先选用 GH738 材料。在选材过程中，注意不要单纯追求强度指标，应根据使用环境综合考虑相关因素；对于容易腐蚀和不易维护的部位，选用防腐蚀性能较好的材料；确定热处理状态时也要考虑腐蚀敏感性，如不锈钢在一定的热处理状态下可能产生晶间腐蚀。

（2）结构设计

现有发动机用紧固件基本已形成系列化产品，结构形式固定统一，如十二角头螺栓、六角头螺栓、十二角自锁螺母、六角自锁螺母、托板自锁螺母等。但在设计过程中，应从构件结构、载荷出发，关注相配结构尺寸，如通孔直径、孔口倒角、底切等，并注意其装配性、维修性以及应力集中的影响，尽可能避免因细节设计不周带来的腐蚀。

（3）表面防护

除了从材料和结构上提高紧固件的防腐蚀性能，还可采用良好的表面防护。

表面防护涂层的基本要求是与基体有良好的结合力，不容易脱落；具有较高的硬度和耐磨性；均匀分布。目前常用的表面防护方法有金属覆盖层和非金属覆盖层，紧固件常用金属覆盖层是电镀镉、电镀银等。电镀镉虽然在海洋环境有一定的防护能力，但其使用温度超过 230℃时容易产生镉脆，因此也不宜采用。镀银一般用于防高温黏结，但在

空气流通不畅的含硫、氨的介质中容易受硫化作用变色，因此也要限制镀层的范围，如仅镀螺纹部分。常用非金属覆盖层主要有铬酸阳极化、磷化、化学氧化、油漆涂层等。采用缓蚀剂，也能起到一定的保护作用。除此之外，当不同材料的相互接触不可避免时，接触面要采用适当防护，按GJB/Z 594A—2000《金属镀覆层和化学覆盖层选择原则与厚度系列》合理选择。

（4）工艺

合理选择工艺，提高紧固件加工质量，谨慎安装紧固件，都能有效提高防腐蚀性能。如螺栓头部镦制、降低六角扳拧面粗糙度、锐边倒圆、特种加工后打磨以及采用特定工装装配等。此外加工过程中，也要注意紧固件的晶粒取向，应避免使用应力、装配应力和残余应力在同一方向叠加，以减少应力腐蚀。如果选用锻件，或者采用镦制工艺时，也要保证晶粒流线与应力方向的适应。

5 结论

通过选取现有发动机典型紧固件进行盐雾试验、湿热试验和酸性大气试验，可以得出以下结论：

（1）现有发动机紧固件基本具备防腐蚀性能，能满足改型发动机的使用需求。

（2）材料、表面质量、表面防护、安装等对紧固件的腐蚀有较大影响。

（3）紧固件设计过程中，应从选材、结构、表面防护与工艺等方面综合考虑。

紧固件的腐蚀机理和防腐蚀研究仍需深入，为发动机设计与寿命评估提供依据；腐蚀防护与控制研究仍需加强，以形成评价体系标准，指导航空发动机腐蚀防护与控制。

AST

参考文献

[1] 霍武军，孙护国．海航发动机压气机叶片腐蚀与防护措施 [J]. 航空工程与维修，2002（6）：39–41.
Huo Wujun，Sun Huguo. Corrosion and precaution for blades of aero-engine compressor in the navy air arm[J]. Aviation Maintenance & Engineering，2002（6）：39–41.（in Chinese）

[2] 徐可君，江龙平．海军用航空发动机的腐蚀及涂层 [J]. 航空科学技术，1998（3）：19–21.
Xu Kejun，Jiang Longping. Corrosion and coating of aeroengine for navy[J]. Aeronautical Science & Technology，1998（3）：19–21.（in Chinese）

[3] 马明昭，郑震山．海军航空发动机腐蚀防护与控制工程设计 [J]. 航空维修与工程，2009（4）：53–55.
Ma Mingzhao，Zheng Zhenshan. Engineering design specifications of corrosion prevention and control used in navy aircraft engine[J]. Aviation Maintenance & Engineering，2009（4）：53–55.（in Chinese）

[4] 陈群志，鞠明，余文波，等．严酷环境下飞机外场腐蚀防护对策与措施 [J]. 装备环境工程，2017，14（3）：1–7.
Chen Qunzhi，Ju Ming，Yu Wenbo，et al. Countermeasures for aircraft field corrosion protection under the severe environment condition[J]. Equipment Environmental Engineering，2017，14（3）：1–7.（in Chinese）

[5] 陈群志，康献海，刘健光，等．军用飞机腐蚀防护与日历寿命研究 [J]. 中国表面工程，2010，23（4）：1–6.
Chen Qunzhi，Kang Xianhai，Liu Jianguang，et al. Discussion about military aircraft anti–corrosion and calendar life research[J]. China Surface Engineering，2010，23（4）：1–6.（in Chinese）

[6] 任三元，曹定国，王文亮．航空装备腐蚀防护控制技术进展与展望 [J]. 装备环境工程，2008，5（3）：40–45.
Ren Sanyuan，Cao Dingguo，Wang Wenliang. Progresses and prospect on the corrosion prevention and control technique for aviation equipments[J]. Equipment Environmental Engineering，2008，5（3）：40–45.（in Chinese）

[7] 陈克忠．金属表面防腐蚀工艺 [M]. 北京：化学工业出版社，2010.
Chen Kezhong. Anti–corrosion process of metal's surface[M]. Beijing：Chemical Industry Press，2010.（in Chinese）

[8] 陈丹明，程丛高．舰载飞机腐蚀防护与控制标准体系框架设计 [J]. 装备环境工程，2008，5（6）：41–45.
Chen Danming，Cheng Conggao. Design of corrosion protection and control standard system frame for carrier plane[J]. Equipment Environmental Engineering，2008，5（6）：41–45.（in Chinese）

[9] MIL–STD–1568D Materials and processes for corrosion prevention and control in aerospace weapons systems[S]. U.S.：USAF，2015.

[10] MIL–STD–7179 Finishes，coating，and sealants for the protection of aerospace weapons systems[S]. U.S.：USAF，1997.

[11] MIL–DTL–5002E Surface treatments and inorganic coatings

for metal surfaces of weapons systems[S]. U.S.：USAF，2011.

[12] 干勇，田志凌，董瀚，等．中国材料工程大典：钢铁材料工程（上）[M]. 2 卷．北京：化学工业出版社，2006.
Gan Yong，Tian Zhiling，Dong Han，et al. China materials engineering canon：Steel materials engineering[M]. Vol.2. Beijing：Publishing House of Chemist Industry，2006.（in Chinese）

作者简介

刘建雄（1985— ） 男，硕士，工程师。主要研究方向：航空发动机紧固件的设计与应用。
Tel：0731-28593218
E-mail：capi@608.163.net
黄南（1970— ） 女，硕士，高级工程师。主要研究方向：航空发动机紧固件的设计与应用。
袁伯雅（1991— ） 女，硕士，工程师。主要研究方向：航空发动机紧固件的设计与应用。
李钢（1980— ） 男，硕士，高级工程师。主要研究方向：航空发动机材料与工艺应用。

Study on Corrosion Prevention of the Fastener in Improved Engine

Liu Jianxiong*，Huang Nan，Yuan Boya，Li Gang

AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute，Zhuzhou 412002，China

Abstract: It has been investigated for the improved engine that how to protect fasteners from corrosion. The service environment of the improved engine was analyzed，besides，it is introduced briefly the nowaday research result in corrosion prevention and control of aviation equipment at home and abroad. To analyze the corrosion resistance of engine fasteners，the salt fog test，damp heat test and acidic atmosphere test were performed for bolts，nuts and tube connectors，which were made of typical material，as 40CrNiMoA，GH2132，GH738，GH4169 and 0Cr18Ni9. The experimental results show that material，surface texture，surface protection and installing have relative big influence on corrosion resistance of fasteners. Therefore，the main technical points about corrosion prevention and control of fasteners have been proposed from the angels of reasonable material selection，structure design，surface preservation，process，et al，which give technological support for further design of fasteners.

Key Words: improved engine；fastener；harsh environment；corrosion prevention and control；standard system

Received: 2018-04-27； **Revised:** 2018-05-13； **Accepted:** 2018-05-25

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China（2014 ZE08010）

***Corresponding author.Tel.:** 0731-28593218 **E-mail:** capi@608.163.net