

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.04.068

航空发动机自锁螺母使用寿命影响因素分析与研究

黄南*, 李少龙, 朱伟坚

中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002

摘 要: 针对航空自锁螺母锁紧力矩衰减过快的问题, 分析了螺纹连接松动的原因和防松措施。从自锁螺母的选材及热处理控制、螺母不同结构、锁紧区收口变形形式及变形量大小等方面研究了影响螺母锁紧性能和使用寿命的主要因素。结合航空自锁螺母典型结构及载荷工况要求, 提出了优化设计结构及非金属嵌件自锁螺母新结构, 并开展锁紧性能对比试验。试验结果表明, 优化设计结构及非金属嵌件螺母新结构的应用提高了自锁螺母使用寿命, 并实现了紧固件轻量化设计。

关键词: 自锁螺母; 锁紧性能; 使用寿命; 设计优化; 非金属嵌件结构

中图分类号: V232 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 04-0068-07

在航空发动机的设计、制造、使用及维修过程中, 螺纹连接的安全和防松问题日益突出, 自锁螺母因可靠的抗振防松、可重复使用功能成为航空业应用最为广泛的螺纹连接件。因自锁螺母是利用自身结构塑性变形在螺纹副间产生摩擦力来防止螺纹松动, 虽有重复装拆方便的优点, 但其自锁力矩也会在重复使用过程中逐步衰减, 特别是在航空发动机振动、冲击、载荷变动以及温差过大的苛刻工况下。尽管国内外学者在螺纹防松领域开展了长期的研究和探索^[1-6], 对涉及各种外部环境因素以及结构自身因素对螺纹联接松动过程的影响规律进行了分析、计算和试验, 但对于自锁螺母使用寿命的研究未有涉及。随着行业对航空连接技术的探索和研究不断加强, 国产自锁螺母的成型工艺和试验技术有了较大提高, 但国产自锁螺母因锁紧力矩衰减过快造成重复使用性差、使用寿命较低仍然是普遍存在的问题。这不仅给发动机研制、使用和日常维护带来致命的安全隐患, 也大大增加自锁螺母的使用成本。

通过开展航空发动机用自锁螺母寿命分析与试验技术的课题研究, 分析了影响自锁螺母锁紧力矩稳定性的因素,

进行了相关试验论证, 对推动螺纹连接防松技术、提高国产紧固件自主设计能力取得了很好的成效。本文结合中小型航空发动机结构特点和典型自锁螺母的实际应用情况, 探讨提高航空自锁螺母使用寿命的结构设计优化措施和新材料应用研究的实施效果。

1 航空自锁螺母的寿命要求

1.1 防松原理

为保证螺纹的可旋合性和联接功能, 螺纹副配合面间存在一定的间隙。Housari^[7]指出, 结构松动期的松动模式主要是“反复摆动的缓慢旋出”, 即在动载荷作用下, 螺纹副之间会产生相对振动, 导致螺纹副的摩擦系数急剧降低甚至消失, 最终螺母回转而发生松动。螺纹连接件是航空产品不可缺少的基础元件, 螺纹防松设计对航空产品非常重要。螺纹防松领域一直是国内外学者研究和关注的重点, 在工程实际中经常使用的防松形式可以分为 3 类^[8, 9]:

(1) 破坏螺旋副运动关系防松

利用冲点或焊接使螺栓和螺母的螺纹局部变形, 形成

收稿日期: 2016-12-21; 退修日期: 2017-01-17; 录用日期: 2017-03-01

基金项目: 航空科学基金 (2014ZE08010)

* 通讯作者. Tel: 0731-28590443 E-mail: huangnan2005@hotmail.com

引用格式: HUANG Nan, LI Shaolong, ZHU Weijian. Research on influencing factors of service life of aero-engine self-locking nut [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (04): 68-74. 黄南, 李少龙, 朱伟坚. 航空发动机自锁螺母使用寿命影响因素分析与研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (04): 68-74.

不可重复使用的连接而达到防松目的。这种防松形式丧失了螺纹连接拆卸方便的优势,仅用于有特殊要求的场合。

(2) 机械防松

机械防松是在拧紧螺母后使用附加锁紧元件防止螺母和螺栓相对转动,最常用的是使用开口销、止动垫圈等。附加锁紧元件增加了螺纹副的重量和螺纹副装拆的难度。

(3) 摩擦力防松

利用增大螺纹接触面摩擦力的方法来达到防松的目的。实践证明,摩擦防松依然是目前各个行业最为常用的一种防松措施。不论是张立新^[10]研究的变牙型防松螺纹联接,还是唐氏螺纹^[11]或利用自身内螺纹薄壁结构产生变形来防松的自锁螺母,都是通过增加摩擦力来实现螺纹联接的防松,防松效果的持续性取决于摩擦力的衰减程度。自锁螺母通过对螺母锁紧区进行径向变形实现防松。当螺栓旋入自锁螺母收口变形区时,螺母收口部分对螺栓形成径向挤压力,使螺纹表面产生静摩擦力,从而使螺纹副具备抗松动的有效力矩。自锁螺母的防松措施不需另加辅助锁紧元件,是目前航空行业中不可替代的防松措施。由于摩擦力的衰减特性,需反复扳拧的自锁螺母不可能无限次地重复使用,其使用寿命由重复使用过程中自锁力矩的衰减程度决定。

1.2 寿命要求

对于航空发动机而言,连接件应该在整个发动机寿命周期内能够满足连接防松功能。即使自锁螺母的锁紧力矩会在重复使用过程中逐步衰减,设计目标也应保证螺母锁紧力矩在发动机首翻期内不衰减至标准规定的最小限制值以下。虽然此阶段内自锁螺母的实际装拆次数并不是定数,但行业标准仍然以合格交付的产品需在规定的次数内保证一定自锁力矩范围来评判。按照国内外行业标准鉴定试验要求,自锁螺母与不同螺纹偏差的外螺纹零件配合时,应能承受标准工况下的 15 次循环装拆,每次循环装拆锁紧力矩应在标准规定的自锁力矩的有效范围内(在无轴向力的情况下,拧紧自锁螺母时产生的力矩最大值和拧出自锁螺母时产生的力矩最小值为自锁螺母自锁力矩的有效范围)。

根据对国产自锁螺母试验数据调查,产品经 15 次循环试验后已基本已接近自锁力矩极限,实际应用中由于螺纹副的装配状态、锁紧区的尺寸公差、加工质量等原因,产品达不到规定的寿命甚至使用 3~5 次就丧失锁紧功能而报废的情况普遍存在。迫切需要采取有效措施降低自锁螺母在其重复使用过程中锁紧力矩的衰减速率,提高自锁螺母使用寿命。

2 使用寿命的影响因素分析

2.1 选材及热处理的影响

根据发动机装配部位不同的工况,航空紧固件材料可选择结构钢、不锈钢、高温合金、钛合金等。近年来,紧固件的选材逐渐向高热、高强方向发展,GH2132 等高温合金在发动机自锁螺母的设计制造中应用较为广泛。

合理选择原材料是保证产品质量的前提,航空发动机用自锁螺母寿命分析与试验研究验证了螺母采用的材料性能及热处理技术都是影响自锁螺母锁紧性能的关键因素,且自锁螺母的选材还应注意与外螺纹材料、硬度、涂层的匹配。本研究课题对试验材料的取样受到材料采购的限制,仅仅对几种常用航空材料的自锁螺母进行了锁紧性能对比试验和分析,形成了通用设计规范,可用于紧固件的设计选材。

2.2 螺母锁紧结构的影响

选择合适的材料,控制热处理硬度范围对提高螺母锁紧性能有一定效果。但基于摩擦防松的机理,防松结构形式与尺寸会影响、限制螺纹联接中构件的受力、运动,对螺纹松动产生比较明显的影响。自锁螺母的使用寿命更大程度取决于螺母锁紧结构的选择及锁紧区变形量的控制。

2.2.1 典型锁紧结构分析

航空行业常用自锁螺母锁紧区结构较典型的有椭圆压扁、开槽收口和非金属嵌件等形式,前两者利用锁紧区收口变形产生自锁作用,后者利用非金属材料良好的弹性实现防松功能。通过跟踪航空发动机上自锁螺母的使用情况,发现不同锁紧区结构的自锁螺母其自锁效果、重复使用稳定性均存在差异。

通过有限元 ANSYS 软件对螺纹副不同锁紧结构进行了数值仿真分析,从图 1 中航空螺母 3 种常用收口方式的锁紧区变形对比图可知,螺纹副装配体受力变形趋势影响锁紧区接触面积和受力均匀性,与锁紧性能的稳定性有关。但进一步的量化研究仍然是进行模拟装配实际状态的试验分析。

2.2.2 试验验证

为验证锁紧区变形结构对自锁螺母锁紧力矩衰减程度及使用寿命的影响规律,设计了大量螺纹试验件,以 10 件为一组进行了多轮锁紧力矩性能试验。

在室温条件下,分别选取同规格非金属嵌件自锁螺母、椭圆收口、开槽收口及三点收口锁紧自锁螺母进行锁紧力矩试验,对试验数据进行了分析,试验结果如图 2 所示。



图1 自锁螺母锁紧区收口变形

Fig.1 The lock area deformation form of self-locking nut

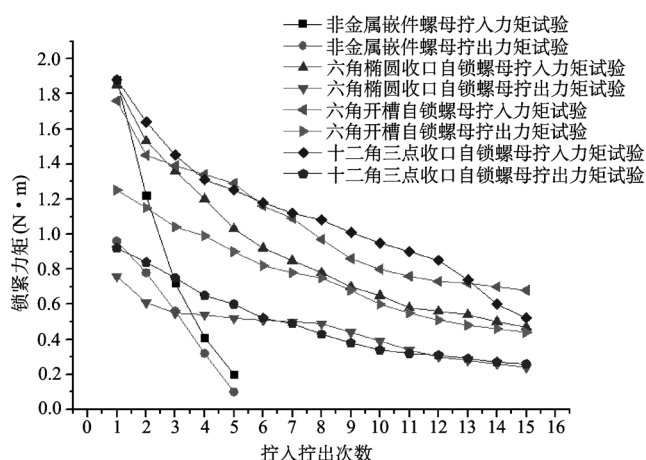


图2 不同结构自锁螺母锁紧力矩试验结果

Fig.2 The locking torque experimental result of different structure of self-locking nut

2.2.3 研究结果

仿真和试验的分析结果表明:

(1) 嵌件自锁螺母依靠非金属材料弹性从整个圆周方向包容外螺纹牙型,包容面积最大,理论分析其自锁力矩的衰减程度应该相对较小。但试验所用尼龙嵌件自锁螺母只有第1、第2次锁紧性能较好,其后受温度影响大,装配发热后力矩迅速衰减甚至消失,使用温度不得高于100℃。因此,嵌件自锁螺母的使用寿命受非金属材料性能、使用温度的影响更大。

(2) 全金属自锁螺母依靠锁紧区收口变形使螺纹副部分挤压接触产生过盈量,寿命受使用温度影响较非金属小,受锁紧区变形形式和变形量控制的影响较大。

自锁螺母典型变形形式主要有椭圆压扁收口和开槽收口。椭圆压扁方式工艺简单,是目前国产自锁螺母最常用的

变形方式。因其仅两点接触受力,变形量大小对自锁力矩衰减影响较大。开槽收口是指螺母尾端开6~8个均布槽口后径向收口变形,形成与外螺纹的多点过盈接触。仿真分析和试验结果证明其圆周面上较椭圆压扁方式受力均匀,锁紧力矩更稳定。但实际使用中,由于螺母开槽降低了内螺纹表面质量,收口均匀性容易被忽视,所以实际应用中开槽自锁螺母的使用寿命具有一定分散性。

(3) 不开槽的三点收口和四点收口方式是新型自锁螺母锁紧区设计的新趋势,其克服了开槽螺母的工艺缺陷,受力均匀。但图2中试验数据显示,M5以下小规格该形式的螺母抗力矩衰减优势并不明显,试验证明,M8以上的大规格自锁螺母采用三点形式及M20以上的轴用薄型螺母采用四点收口方式对提高螺母的使用寿命帮助更大。

2.3 锁紧结构的尺寸控制

2.3.1 锁紧区尺寸要素

根据上述典型结构分析,螺母实现自锁的锁紧区主要为薄壁圆柱结构,因此,其尺寸要素主要指锁紧区轴向长度尺寸 h 、外圆直径 d_1 和锁紧区变形量。

2.3.2 试验验证

室温试验条件下,选取典型十二角椭圆收口自锁螺母,将轴向长度尺寸 h 、外圆直径 d_1 和锁紧区变形量进行计量分组,锁紧力矩试验结果如图3和图4所示。

2.3.3 结论分析

根据以上研究结果,当螺母结构一定时,适当调整锁紧区变形量、锁紧区轴向长度、圆周直径等尺寸要素是控制锁紧力矩衰减速率的有效途径。但对航空产品而言,既提高产品使用寿命又兼顾发动机使用工况和产品重量的设计优化措施才是研究的目标。通过分析,可以得到以下结论:

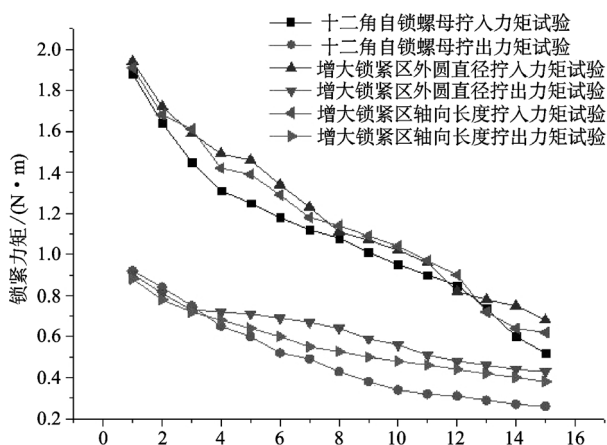


图3 锁紧区圆直径及轴向长度对锁紧力矩的影响

Fig.3 The effect of outer diameter and axial length of locking area on locking torque

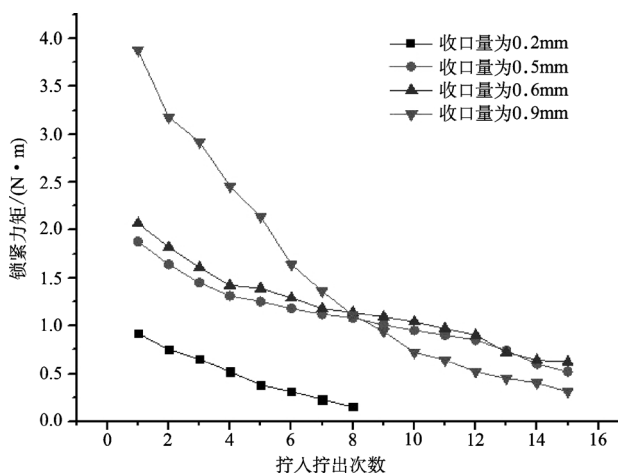


图4 锁紧区变形量对锁紧力矩的影响

Fig.4 The effect of the amount of lock area deformation on locking torque

(1) 变形量一定的情况下,适当增加锁紧区轴向长度就能增加螺纹副接触面积,试验显示螺栓多次拧入拧出磨损减小,力矩衰减斜率减小,这有益于提高自锁螺母的使用寿命,但会相应增加螺纹副双方的重量,与航空产品控制重量的设计理念不符。

(2) 变形量一定的情况下,改变锁紧区外圆直径 d_1 对锁紧力矩有影响,但衰减斜率几乎相等,故在保证第一次拧入力矩不超出标准范围情况下适当增加收口区的壁厚对延长螺母使用寿命有利。

(3) 锁紧区变形量反映了螺纹副中径配合过盈量的大小,是影响锁紧性能的关键因素。足够的中径过盈量是获得最小锁紧力矩的保证,当过盈量太小,产品锁紧力矩试验不合格时,工艺上往往采取加大收口变形量的方法提高产品合

格率。试验证明,收口变形量与锁紧力矩的增长并不呈线性关系,特别是对椭圆压扁收口螺母,过大的变形量反而使力矩衰减斜率加大,螺母使用寿命降低。

3 设计优化措施及实施效果

3.1 典型连接结构的需求

应用于航空发动机上的自锁螺母根据安装部位连接的要求设计成不同的形式,了解典型连接结构对自锁螺母的设计要求有助于针对性地开展设计优化工作。

3.1.1 安装边紧固自锁螺母

各安装边常采用的是十二角自锁螺母或六角自锁螺母,配合螺栓或螺桩使用,典型结构如图5所示。因为安装或拆卸时需扳拧螺母,所以配合扳手使用的十二角或六角结构和用于收口变形产生自锁功能的圆柱段结构是此类零件的两大设计要点。为保证扳拧结构和自锁区的有效使用,螺母轴向长度与螺纹规格的比值(简称宽径比)一般设计为1.2~1.5。十二角或六角自锁螺母使用最为广泛,使用量约占整台发动机零部件数量的40%~70%,其使用寿命对整机的装配和使用维护影响很大。

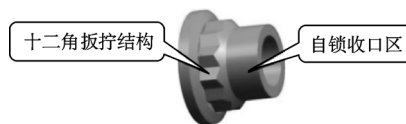


图5 十二角自锁螺母典型结构

Fig.5 The typical structure of bi-hexagonal self-locking nut

3.1.2 轴用自锁螺母

发动机传动部件众多的齿轮轴、轴承等重要零件同样需要螺母紧固防松,螺纹规格一般在20mm以上,甚至超过100mm。此时全金属自锁螺母接近或大于1的宽径比已不能适应轴类零件结构的要求,螺母需设计成厚度尺寸远小于螺纹规格的薄螺母形式,即小宽径比的结构。试验证明,轴向尺寸减短会降低螺纹副包容面积,对螺母锁紧性能不利。因此,目前行业内仍大量采用没有自锁功能的普通薄型开槽圆螺母配合止动垫圈防松,螺母重量可以得到控制,但需要在轴上开槽配合止动垫圈的使用,削弱了轴的强度,增加了轴类零件损坏的风险。如何提高小宽径比轴用自锁螺母的锁紧性能,是目前行业关注的技术难点。

3.2 设计优化措施

针对典型连接结构的分析,综合考虑材料、结构、变形量的影响,同时参考国内外学者对锁紧力矩的研究成果,如Jiang^[12]和Eccles^[13]对螺纹中重复使用对接面摩擦系数的

影响研究等,提出了两项提高自锁螺母使用寿命的设计优化措施,并逐步实施完善。随着连接技术设计理念的提高,结合工作中对螺纹松动故障的分析和试验验证,行业对自锁螺母产品质量的控制改变了“自锁力矩越大越好”的观念,而是以减小力矩最大值同时提高多次循环后的力矩最小值作为锁紧力矩稳定性的判据。考虑外场飞行或维护时不便于随时测量螺母剩余力矩值是否满足标准要求,本项目设计优化方案的目标是将行业标准中第十五次拧出最小力矩值提高 1.5 倍以上,将多次循环后的力矩衰减值稳定在一定范围内,以增加自锁螺母重复使用的安全裕度。

3.2.1 自锁螺母结构优化

尽管根据连接结构的不同,螺母可以设计成多种形式,但对于结构紧凑的航空发动机而言,如何用最简单的结构实现防松可靠、扳拧方便才是最优化的选择。

如图 5 所示常规螺母结构,十二角扳拧结构、自锁收口区是实现自锁螺母功能的两大结构要点,为保证扳拧结构的正常使用和自锁区必要的包容面积,螺母的轴向尺寸一般设计较长,现行工艺采用较简单的椭圆收口达到自锁目的。设计优化后的十二角自锁螺母结构如图 6 所示。结构上取消了独立的收口变形椭圆段,延长了轴线方向的十二角扳拧区,同时在扳拧区靠近螺母端面的位置上,采用三点收口的方法形成自锁区。



图 6 十二角自锁螺母结构优化

Fig.6 The optimized structure of bi-hexagonal self-locking nut

设计优化体现在 3 个方面:

(1) 提高了扳拧结构的装配可靠性

尽管结构优化后的螺母轴向尺寸减短,但由于扳拧结构与收口区的结合却使实际受力的扳拧处轴向尺寸延长,有效提高了扳拧性,有效解决了发动机高温部件因螺纹粘接造成扳拧打滑现象。

(2) 增加自锁力矩的稳定性

国产航空自锁螺母习惯用调节椭圆收口量来保证鉴定试验要求的自锁力矩,提高产品合格率。试验室的这一做法使产品在实际使用中暴露了力矩反而衰减过快的弊病。螺母重复使用率较低,基本达不到既定的 15 次循环寿命。结构优化后的螺母收口区为整个十二角装配面,既要保

证自锁性能又不能影响扳拧结构的正常使用,收口采用三点或四点方式,变形量较椭圆收口减小,与螺栓接触的自锁区包容面积反而增大。由于收口区受力均匀,自锁性能的稳定性提高。如图 7 所示十二角自锁螺母结构优化前后锁紧力矩对比试验。

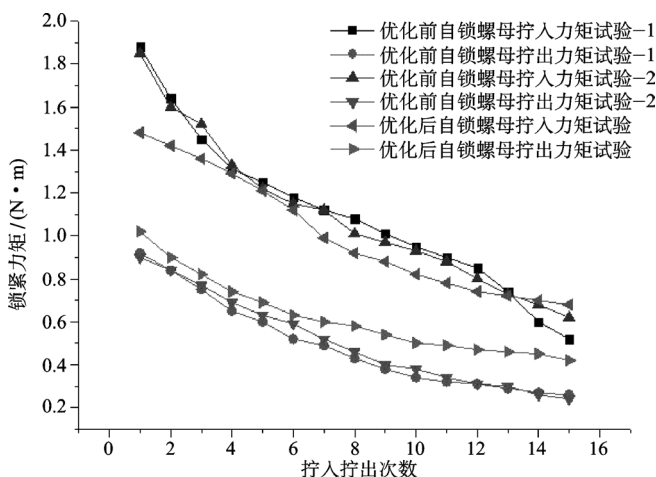


图 7 十二角自锁螺母结构优化前后锁紧力矩对比试验

Fig.7 The locking torque comparison between traditional and optimized structure of bi-hexagonal self-locking nut

(3) 减轻产品重量

随着航空科技的不断发展,如何提高航空发动机性能、控制整机重量依然是行业持续探讨的问题。螺纹连接件的总重量也是提高发动机功重比的重要影响因素。本文的优化方案在提高自锁螺母可靠性的前提下兼顾了轻量化设计要求。由于扳拧结构与收口区结合,螺母轴向尺寸减短了 2~4mm,不仅减轻了螺母本身的重量,其相配外螺纹零件的轴向尺寸也可相应减短,即螺母和螺栓重量会双重减轻。以 M5 规格的 GH4169 螺栓为例,由于螺母的改进减轻的重量约为 0.2g,相配螺栓长度减短 3mm 而减轻的重量约 0.62g,如发动机单台用量超过 500 件,总重量减轻了约 500g。这对航空产品而言至关重要。

3.2.2 新材料的应用研究

试验证明,结构的优化措施对发动机高温部件尤其有效,可以通过高热高强材料的运用强化自锁力矩的稳定性。但这种结构仍然只适用于小规格的螺纹副。

大规模的轴用锁紧螺母一般应用于工作温度低于 300℃ 的传动部件齿轮轴上,这给锁紧区包容面积大但对工作温度要求苛刻的非金属嵌件自锁螺母的应用提出了改进需求。非金属嵌件自锁螺母主要是依靠镶嵌在金属外壳中的非金属材料实现锁紧功能。不需靠局部变形锁紧,而是利

用非金属的良好弹性从圆周方向整体包容外螺纹,形成稳定的摩擦阻力,达到可靠锁紧防松的目的。目前,国产非金属嵌件的材料为尼龙,轴向承载能力低,耐温性差且易老化,使用温度不得高于 100°C ,这是制约国产非金属嵌件自锁螺母推广使用的重要原因,而新材料聚酰亚胺类聚合物的应用解决了此类问题。聚酰亚胺嵌件自锁螺母为组合件,聚酰亚胺圈与金属自锁螺母壳体机加成型后进行组合。聚酰亚胺圈采用热分解温度约为 560°C 的耐高温聚酰亚胺类聚合物,主要成分为均苯型聚酰亚胺材料,轴向抗拉强度和耐温性较尼龙大有提高,自锁力矩的稳定性和耐久性也大幅提高。

经过高性能聚酰亚胺模塑粉及模压件的性能研究并成型为锁紧圈毛坯,再进行合适的收口工艺完成的聚酰亚胺嵌件自锁螺母,在室温和高温锁紧性能试验中表现出稳定的锁紧性能,在标准最小力矩1.5倍范围内完成15次循环,达到设定的设计优化目标值。继续进行拧入拧出循环,标准力矩范围内使用寿命超过20次。如图8所示,聚酰亚胺与尼龙材料嵌件自锁螺母锁紧性能对比试验。

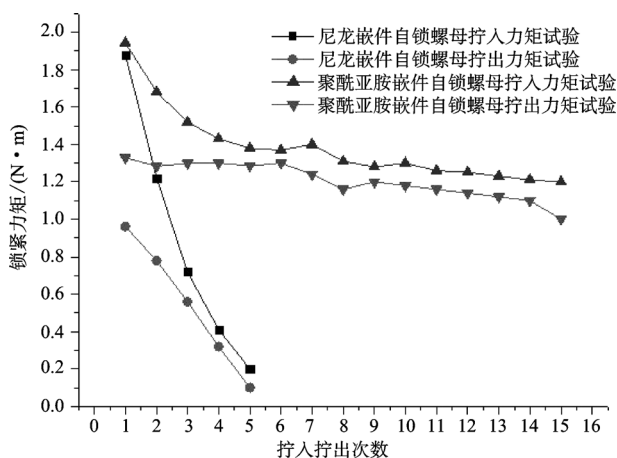


图8 聚酰亚胺与尼龙材料嵌件螺母锁紧力矩对比试验

Fig.8 The locking torque comparison between self-locking nut with polyimide and nylon

由于聚酰亚胺材料嵌件自锁螺母可以在保证可靠的自锁防松基础上设计成较小的宽径比,螺母厚度比标准螺母减薄了一半甚至 $2/3$,相配的外螺纹轴类零件长度得到有效控制,新材料的应用研究给航空发动机附件传动等低温轴类零件的防松技术提供了新的思路。

3.3 实施效果

实际工程应用的成效是检验设计优化效果的依据。贯彻设计优化措施的产品随新研型号经过各种部件试验、直至整机长试,在发动机反复拆装检查过程中自锁力矩稳定,显

著的表现是螺母消耗量明显降低,每10台发动机完成出厂试验时自锁螺母的消耗量由3~4台份降至不足2台份。

4 结束语

自锁螺母是目前航空产品常用的紧固防松产品,其自锁性能的稳定性和耐久性决定了产品的连接可靠性,工程应用中直观的表现是产品能重复使用的次数,即自锁螺母的使用寿命。本文借鉴自锁螺母寿命分析与试验技术的课题研究成果,论述了以提高自锁螺母使用寿命为目标的设计优化措施,包括结构的优化和新材料的应用研究,通过大量试验数据的对比分析阐述了设计优化后产品提高锁紧性能持久性并兼顾航空产品轻量化设计技术的实施效果。

设计优化措施拟通过编制企业级航空自锁螺母通用设计规范推广应用于紧固件的设计工作中,对提高紧固件的可靠性和维护性、减轻产品重量具有重要意义。

AST

参考文献

- [1] 王自勤,宋瑞银,宋扬扬,等. 螺纹联接松动机理研究[J]. 现代机械, 2001 (03): 31-34.
WANG Ziqin, SONG Ruiyin, SONG Yangyang, et al. Research on looseness mechanism of screw connection [J]. Modern Machinery, 2001 (03): 31-34. (in Chinese)
- [2] 李贵轩,李建辉. 螺纹联接的松动分析与防松措施[J]. 煤矿机械, 2003 (10): 97-99.
LI Guixuan, LI Jianhui. Analysis of looseness of screw connection and the losing-preventing method [J]. Coal Mining Machinery, 2003 (10): 97-99. (in Chinese)
- [3] 王莉霞,马玉钦,李亚青. 螺纹联接防松综述[J]. 贵州工业大学学报(自然科学版), 2008 (5): 21-23.
WANG Lixia, MA Yuqin, LI Yaqing. Review of looseness prevention of screw connection [J]. Journal of Guizhou University of Technology (Natural Sciences), 2008 (5): 21-23. (in Chinese)
- [4] 殷明霞,史淑娟,江海峰. 螺纹结构力矩及其衰退机理分析[J]. 强度与环境, 2013, 40 (4): 31-35.
YIN Mingxia, SHI Shujuan, JIANG Haifeng. Moment of force of screw structure and its degradation mechanics [J]. Structure & Environmental Engineering, 2013, 40 (4): 31-35. (in Chinese)
- [5] 姚敏茹. 螺纹联接防松技术的研究应用与发展[J]. 新技术新工艺, 2006 (6): 26-28.
YAO Minru. Application and development of research on

- technologies preventing screw connection from loosening [J]. New Technology & New Process, 2006 (6): 26-28. (in Chinese)
- [6] 山本晃. 螺纹联接的理论及计算 [M]. 上海: 上海科学技术文献出版社, 1984.
- SHAN Benhuang. Theory and calculation of screw connection [M]. Shanghai: Shanghai Science and Technology Literature Press, 1984. (in Chinese)
- [7] Housari B A, Nassar S A. Effect of thread and bearing friction coefficients on the vibration induced loosening of threaded fasteners under cyclic transverse loads [J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2007, 129: 484-495.
- [8] 紧固件连接设计手册编委会. 紧固件连接设计手册 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.
- Designing Manuel of Fastener Connector Editorial Committee. Designing manuel of fastener connector [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [9] 机械工程手册编委会. 机械工程手册: 联接与紧固 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1976.
- Mechanical Engineering Manuel Editorial Committee. Mechanical engineering manuel, connection and fastening [M]. Beijing: China Machine Press, 1976. (in Chinese)
- [10] 张立新. 防脱落变牙型防松螺母研究开发应用 [J]. 煤, 2007 (S2): 53-55.
- ZHANG Lixin. Research development and application of anti-drop variable-tooth nut [J]. Coal, 2007 (S2): 53-55. (in Chinese)
- [11] 孙峰, 唐宗才. 唐氏螺纹的防松原理及效果 [J]. 机械工程师, 2002 (05): 13-15.
- SUN Feng, TANG Zongcai. Anti-loosen principle and effect of Tang nut [J]. Mechanical Engineer, 2002 (05): 13-15. (in Chinese)
- [12] Jiang Y, Zhang M, Park T, et al. An experimental investigation on frictional properties of bolted joints [C]//2002 ASME Pressure Vessels and Piping Conference, Canada: ASME, 2002: 59-66.
- [13] Eccles W, Sherrington I, Arnell R D. Frictional changes during repeated tightening of zinc plated threaded fasteners [J]. Tribology International, 2010, 43 (4): 700-707.
- 作者简介**
黄南 (1970—) 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 航空螺纹连接与防松技术。
Tel: 0731-28590443
E-mail: huangnan2005@hotmail.com

Research on Influencing Factors of Service Life of Aero-engine Self-locking Nut

HUANG Nan*, LI Shaolong, ZHU Weijian

AECC HUNAN Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

Abstract: For damping too fast of locking torque of aero-engine self-locking nut, the causes of threaded joint's looseness and the methods of anti-loosening were analyzed. The principal influence factors of locking performance and service life of self-locking nut were discussed, including material and heat treatment, different structures, the form and amount of lock area deformation. The optimization of structure design and non-metallic insert structure were introduced during typical structure of self-locking nut and different load conditions. And comparative test of locking performance were researched. The results show that service life of self-locking nut was improved by the application of optimization of structure design and non-metallic insert structure with light-weight design of self-locking nut.

Key Words: self-locking nut; locking performance; service life; optimal design; non-metallic insert structure

Received: 2016-12-21; Revised: 2017-01-17; Accepted: 2017-03-01

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

*Corresponding author. Tel.: 0731-28590443 E-mail: huangnan2005@hotmail.com