

一种运输类旋翼航空器压力润滑减速器润滑失效适航符合性验证方法



雷桃钰,王博浩

中国直升机设计研究所,江西 景德镇 333001

摘要:直升机传动系统润滑失效将导致传动部件在短时间内进入干运转状态,进而使传动失效,引发灾难。本文以运输类旋翼航空器传动系统中使用压力润滑的减速器为研究对象,以其润滑失效时的适航符合性验证为研究内容,通过对适航规章进行解析,结合国外适航当局最新修订动态以及型号经验,给出了一种适合我国民用直升机传动系统压力润滑减速器润滑失效的适航符合性验证方法,并结合实际案例进行验证,为我国民用直升机压力润滑减速器润滑失效的适航验证提供借鉴。

关键词:运输类旋翼航空器;压力润滑减速器;润滑失效;适航

中图分类号:V228.2

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.06.006

直升机传动系统是直升机三大“动部件”之一,主要负责将发动机的功率和转速按要求传递给旋翼、尾桨及直升机所需的附件,同时将旋翼系统产生的升力和扭矩传递给机身结构^[1]。直升机传动系统的安全运转需要润滑系统为其接触或摩擦表面提供润滑油,从而减少摩擦损失,同时带走摩擦产生的热量及废屑。一旦传动系统失去润滑,就会在短时间内进入干运转状态,造成传动失效,引发灾难性事故。许多国家对直升机传动系统减速器均有30~60min的干运转能力要求^[2-3]。“超级美洲豹”EC225的干运转能力为52min;UH-60“黑鹰”、“阿帕奇”AH-64A、EH101的干运转能力接近1h;贝尔AH-1G/S的干运转能力甚至达到了4h^[4]。而国外对于减速器润滑失效适航符合性验证细节均未对外披露,同时我国直升机研制单位主要以军机为主,工程设计人员对于民用直升机减速器润滑失效适航符合性验证方法的研究及经验相对欠缺。

国内外直升机研制单位投入大量人力、物力,从材料、润滑系统设计、试验等方面对减速器干运转进行了研究。宋武生等^[5]从减速器研制角度给出了适用于单发小型直升机的试验程序。丁文强^[6]总结了国内外直升机公司提高干运转能力的设计措施,包括加大齿轮侧隙和轴承游隙等6

个方面。国内外针对干运转的研究主要集中在零部件材料和设计研发方面,针对适航符合性验证方法的研究相对较少,已有研究也并未结合适航要求给出详细的试验程序和图谱。同时,欧洲航空安全局(EASA)在2018年对直升机传动系统润滑失效适航条款进行了修订,提出了新的要求。在目前通航大发展的时代,对直升机压力润滑减速器润滑失效适航符合性验证进行研究显得尤为重要。因此,本文以直升机传动系统中的压力润滑减速器润滑失效为切入点,对适航规章进行剖析,并结合减速器润滑系统的设计特性,有针对性地给出建议的符合性验证方法,最后结合实际案例予以验证。

1 适航要求分析

1.1 规章要求

《中国民用航空规章》(CCAR)第29部R2版是对运输类旋翼航空器的适航规定,其中CCAR-29.927-c^[7]原文如下:润滑系统失效试验对旋翼传动系统正常工作所需的润滑系统,必须满足下列要求:(1)A类。除非这种失效的可能性极小,否则,必须用试验表明在飞行机组觉察到润滑系统失效或润滑剂损失后的至少30min内,在申请人所规定

收稿日期:2023-01-30;退修日期:2023-04-10;录用日期:2023-05-09

引用格式:Lei Tiaoyu, Wang Bohao. An airworthiness compliance verification method used for pressurized lubrication gear box of transport category rotorcraft when loss of oil[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(06): 42-47. 雷桃钰,王博浩. 一种运输类旋翼航空器压力润滑减速器润滑失效适航符合性验证方法[J]. 航空科学技术, 2023, 34(06): 42-47.

的继续飞行使用的扭矩和转速下,在任何正常使用的润滑系统内造成滑油损失的任何损坏不会阻止继续安全飞行,虽然不一定不造成损伤。(2)B类。适用与A类相同的要求,但旋翼传动系统在自转情况下只需要工作至少15min。

1.2 条款解读

CCAR-29.927-c规定的润滑系统失效试验,通常也称为传动系统干运转试验,用于演示压力润滑减速器正常使用的润滑系统出现严重故障导致润滑失效时,不会导致旋翼航空器立即出现危险或灾难性的故障。对于A类旋翼航空器,润滑系统故障不应削弱机组人员在察觉到故障后,应具有的重要的连续飞行能力(继续安全飞行至少30min),以便选择最后的最佳着陆时机;对于B类旋翼航空器,机组人员在察觉到故障后应能在自转状态条件下继续运转15min,并具有自转状态下安全着陆的能力。当减速器正常使用的润滑系统发生会导致润滑快速损失的故障时,依赖辅助润滑系统来完成规定条件下至少30min的运行,则正常润滑系统和辅助润滑系统应具有足够的独立性,以避免发生同时失效的单点故障和可能的交叉污染。此外,辅助润滑系统应通过设计、构造和功能性试验表明其具有相应的功能。

适航规章原文中提到“除非这种失效的可能性极小”,即如果正常使用的润滑系统出现导致润滑失效的故障概率是极微小($\leq 1E-7$)的^[8],则正常润滑系统失效后至少30min(A类)的干运转试验不是必需的。然而,由于不可预见的变量(如制造缺陷),以及潜在的故障模式及其危害程度和发生频率的复杂性,同时还需要考虑不合理的维护与修理带来的可能导致润滑失效的故障,使用安全性分析的方法表明符合性可能难以实现。

润滑失效可能是由于减速器内部或外部的故障所致,这些故障通常包括(但不限于)滑油管路、接头、阀门、密封件、泵、滑油滤、滑油散热器等的故障。因此,应对导致润滑失效的最严重的故障模式进行分析,包括潜在的失效。减速器外部机匣破裂导致的泄漏通常不需考虑,因为减速器机匣通过相应的静强度和疲劳强度试验已证明其在结构上满足要求。

润滑系统失效试验可采用台架试验(传动系统试验装置)进行。传动系统应稳定在以最大连续状态下的扭矩(作用在主旋翼轴和尾桨输出轴上)和正常的主旋翼转速,滑油温度处于连续运转的最高温度限制,滑油压力处在正常运转的范围内。施加在主旋翼轴上的垂直载荷应为1g的旋翼航空器总重量(质量)。工作稳定后排放传动系统中的润

滑油以模拟最坏的润滑系统故障,直到滑油压力警告装置出现低压告警。出现告警后,对A类旋翼航空器,将输入扭矩降低到以最大总重和最有效飞行状态维持飞行所必需的最小扭矩,持续运行30min。随后在传动系统施加自转状态扭矩约25s以模拟自转,并在最后10min(包含在25s内)以最小功率着陆的扭矩运转;对于B类旋翼航空器,降低输入扭矩以模拟自转,并使传动装置继续运转15min,随后对传动系统施加输入扭矩约10s以模拟最小功率着陆。

本试验完成后,对传动系统可能造成有限的损伤,但只要按规定的程序完成试验,并能确定旋翼航空器的自转能力不会受到明显削弱即可。如果演示符合A类要求,则B类要求也就满足。

1.3 修订动态

欧洲航空安全局于2014年正式确定对包括润滑系统失效试验在内的CS 27^[9](Certification Specifications)和CS 29^[10]的修订任务,于2017年5月31日制定标准修订公告,2018年6月14日通过第5次修正案发布生效,其中包括对CS 29.917和CS 29.927条中有关润滑失效内容的修订。

(1) 修订原因

加拿大适航当局和EASA针对S-92A直升机某次事故进行调查,发现其传动系统实质上不能达到条款CS 29.927-c“润滑系统失效试验”预定的安全性目标,而且调查发现国外直升机普遍存在类似问题。出现该问题的原因主要是CS 29.927-c条中提到“除非这种失效的可能性极小”(unless such failures are extremely remote),即如果认为润滑系统的某些失效形式是可能性极小的,那么在进行减速器干运转试验时,可以不考虑将这种失效作为形成干运转的条件。不同润滑系统失效模式,可能导致失效状态下传动系统内余油量不同,如果是减速器位置较高处有泄漏,那么实质上就不是干运转,而如果减速器外滑油管路断开破裂,则有可能瞬间将滑油排干。因此,失效模式的影响对于该试验影响极大。出现该问题的第二个原因,则是CS 29.917-a对于传动系统的定义中并未明确涵盖润滑系统,因此一些国外制造商在进行分析导致传动系统润滑系统失效的模式时,仅考虑了传动系统本体(减速器部分),而规避了滑油系统可能存在的失效。

(2) 修订结果

针对该问题,EASA认为有必要提高旋翼航空器减速器滑油泄漏的审定和试验规范,以及对减速器滑油系统的安全性评估,同时飞行手册中应给出经过验证的减速器滑油泄漏后继续运行的最长时间,修订的条款包括:CS

29.917-a 对于传动系统的定义中,增加了润滑系统;CS 29.927-c 删除了“除非这种失效的可能性极小”,而是明确要求根据CS 29.917-b 进行设计评定以确定传动系统(含主减速器滑油系统)最严重的滑油失效故障模式,并模拟该故障模式进行润滑系统失效试验。同时,对于润滑系统失效试验要求做了更明确的规定:对于A类旋翼航空器,应表明传动系统在压力润滑失效后具有持续飞行30min的能力。在航空器给飞行机组提供发现润滑系统故障的指示后1min内以最大连续功率运行,然后以满足最大总重量持续飞行所需的最小功率进行试验,试验结束阶段应进行45s的无地效悬停,以模拟着陆。此外,修订后的条款要求应通过多件试验或延长试验时间以验证其对于30min干运转具有正余量,并可表明具有更长的干运转能力。此外,CS 29中Book 2可接受的符合性方法中对试验的程序、最大运行时间的确定方法进行了详细规定,包括缩减系数和根据检查结果确定的固定时间责罚。对于B类旋翼航空器,为满足自转下滑和着陆的能力,应进行16min15s的试验:在航空器给飞行机组提供发现润滑系统故障的指示后1min内以最大连续功率运行,然后以模拟自转下滑状态运行15min,最后提升功率以模拟着陆状态15s。29.1521条要求申请人将直升机干运转能力写入相关手册的限制章节里。

目前暂未识别到中国民用航空局和美国联邦航空局有关本条的修订动态,CS修订前的内容与CCAR及《美国联邦航空条例》FAR内容一致。

2 建议的符合性验证方法

本节所述内容以符合CCAR-29-R2中的29.927-c为目的,考虑到可能存在获取国外型号合格证的情况,适当纳入EASA适航规章有关要求。

2.1 单套润滑系统的压力润滑减速器

如果采用压力润滑的新研减速器,只有一套润滑系统,则应根据CCAR-29.917-b对于润滑系统的安全性分析结果,确定最严重的导致润滑失效的故障模式,并在试验中模拟该种失效,进行试验验证(MC4)。试验环境温度不应低于国际标准大气条件。

试验对象:该试验仅适用于采用压力润滑系统的减速器,自润滑(溅油式或飞溅式润滑)的传动装置不要求进行润滑系统失效试验。但近年来,越来越多的旋翼航空器研制单位为了提升旋翼航空器的安全性,针对自润滑的减速器也进行了润滑失效试验。

试验程序:(1)在主轴上施加旋翼航空器总重(1.0g)

的垂直载荷,减速器以最大连续状态下的扭矩和对应的主旋翼转速工作,使滑油温度稳定在连续运转的最高温度限制内。(2)模拟导致润滑失效的最严重的故障模式,排放减速器中的滑油,并在整个试验过程中保持放油状态。(3)滑油压力出现低压告警时,继续以最大连续状态运转1min。(4)对于A类旋翼航空器,将输入扭矩降低到以最大总重的最有效飞行状态维持飞行所必需的最小扭矩,运行30min。然后施加自转状态的扭矩,运转约15s,以模拟自转下滑状态;最后施加最小功率着陆状态扭矩,运转约10s,以模拟着陆状态。(5)对于B类旋翼航空器,降低输入扭矩以模拟自转状态,运转15min;然后施加最小功率着陆状态扭矩,运转约10s,以模拟着陆状态。(6)试验后对盘桨进行分解检查。

试验判据:减速器能够顺利按照试验程序要求,在模拟可能的最严重的润滑系统故障状态条件下,完成规定时间的运转,以及其后的自转着陆状态运转,并在整个过程中能够实现有效的操纵,减速器传递扭矩的能力不会受到明显的削弱。

2.2 具有备用润滑系统的压力润滑减速器

如果采用压力润滑的新研减速器,除正常使用的润滑系统外,还具有备用润滑系统,即当正常使用的润滑系统出现故障时,依靠备用润滑系统提供安全运行所需要的润滑,则两套系统必须具有足够的独立性。由于两套系统均属于减速器的组成部分,要求其完全独立通常比较困难,应尽量减少两套系统之间共用的部件或连接件,但双套系统的加压部分、逻辑控制部分、监测部分应相互独立,控制系统和告警系统应适当分离。此外,可能导致两套系统同时失效的故障模式失效概率,应经证明是极微小的。

通常情况下,两套系统共用一个滑油池,通过吸油口液面高度差来保证不会同时失效。需要注意的是,当正常使用的润滑系统发生外部泄漏时,排出其能吸到的最大滑油量后,油池内剩余滑油量应能够通过备用系统维持安全运行所需要的润滑。同时,正常运行期间,如果备用系统也处于运转状态,应对其可能在该种情况下导致滑油发生外部泄漏的故障进行重点分析,因为备用润滑系统吸油口液面通常较正常系统低,一旦备用系统发生外部泄漏,无论正常使用的润滑系统是否发生故障,都有可能造成润滑完全失效的情况出现。

具有上述特征的双套系统,应在直升机正常运行期间,定期在飞行前或持续提供一种监测备用润滑系统是否正常工作的方法,并且在正常使用的润滑系统失效和辅助润滑系统启

动后,如果发生任何系统故障,应能向飞行机组发出警告。

基于上述设计特征的减速器,应从以下几个方面表明符合性:

(1)系统设计与构造方面(MC1),对减速器润滑系统的功能、逻辑架构、组成、工作原理、监测与告警、失效后的应急处置措施等方面进行详细阐述,包括备用润滑系统的状态监测和故障告警,以表明系统设计具有足够的独立性。

(2)安全性分析方面(MC3),应对润滑系统进行详细分析,包括共模、特殊风险和区域安全性分析。针对可能导致双套系统同时失效的故障模式及其影响,包括潜在故障或维护不当,应重点分析。被证明失效概率极微小的故障模式,所依据的数据应具有足够的可信度,其来源可以是精确的外场使用经验、类似设计的试验数据或外场使用经验、导致极低泄漏率的试验验证、设计冗余度、高安全裕度的结构验证、对备用润滑系统的状态监测。

(3)功能性试验考核方面(MC4),使减速器运转在最大连续扭矩状态,滑油温度稳定在连续运转的最高温度限制内,模拟正常使用的润滑系统失效。当正常使用的润滑系统出现告警后降低输入扭矩到维持最大总重飞行所必需的最小扭矩状态,依靠备用系统完成规定时间、规定状态的试验验证。试验时间在30min的基础上应适当延长,以表明依靠备用润滑系统安全运转具有足够的余量,证明备用系统能够执行其预定的功能。试验结束阶段提升扭矩至着陆状态所需扭矩。

(4)航空器机上试验方面(MC5),应对备用润滑系统的

检测措施进行机上验证,并模拟备用系统启用后的有关故障,以判定故障监测与告警是否与预定的功能一致。

即使具有双套润滑系统,如果仍采用润滑系统完全失效试验,通过减速器零部件自身的耐受能力表明符合性,相当于进一步提高了减速器的安全性水平,则无须受本节上述要求的限制,按照本文2.1节完成相应的试验即可。

3 案例解析

Z15型机主减速器滑油系统原理及组成如图1所示,主要由经过散热的主油路及未经过散热的应急油路组成。三个压力传感器分别位于主减与选择开关之间的活动油路、主油路和应急油路。

该型减速器在台架上进行了润滑系统失效试验,其流程如图2所示。试验程序如下:(1)将主减速器输入功率增至最大连续功率水平,使滑油温度稳定在80℃(最大功率平飞过程中普遍出现的正常温度,当滑油温度变化在1℃/min以内即为达到稳定)。(2)打开放油阀门,并收集放出的滑油,记录从打开阀门到主油路滑油压力低告警的时间,放油阀门在整个试验过程中保持开启。(3)滑油压力低告警10s后(模拟飞行机组反应过程),将主减速器输入功率由最大连续功率降至维持最大总重量条件下飞行所需的最小功率,连续运转至少30min,这一阶段的持续时间可根据试验情况尽可能延长。(4)将主减速器输入功率增至标准大气条件下无地效悬停功率,运转15s,以模拟着陆操作程序。

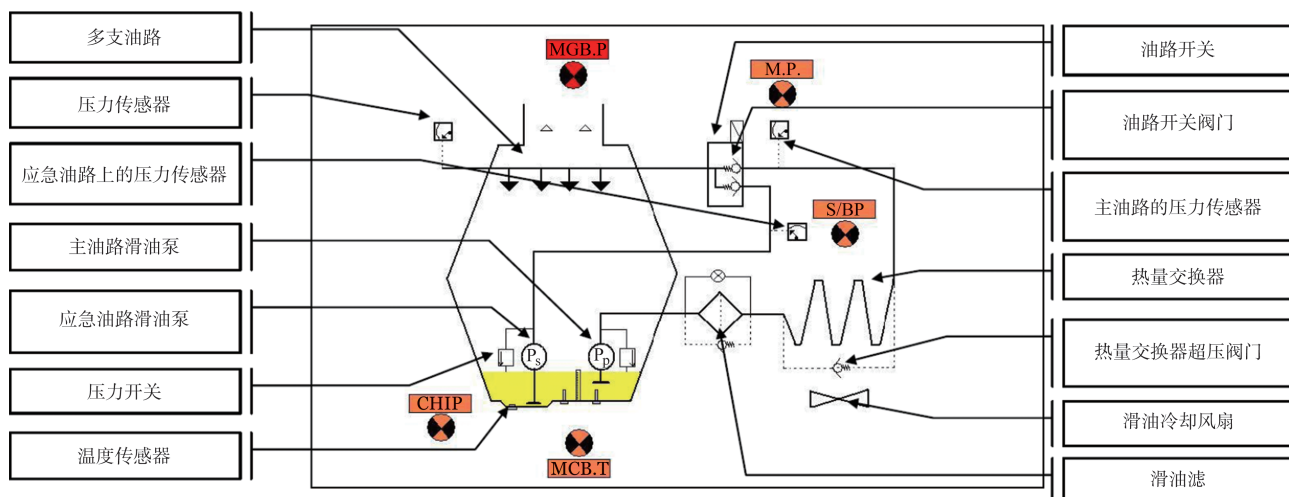


图1 某型民用直升机主减速器滑油系统

Fig.1 Lubrication system of main gearbox of a certain type civil helicopter

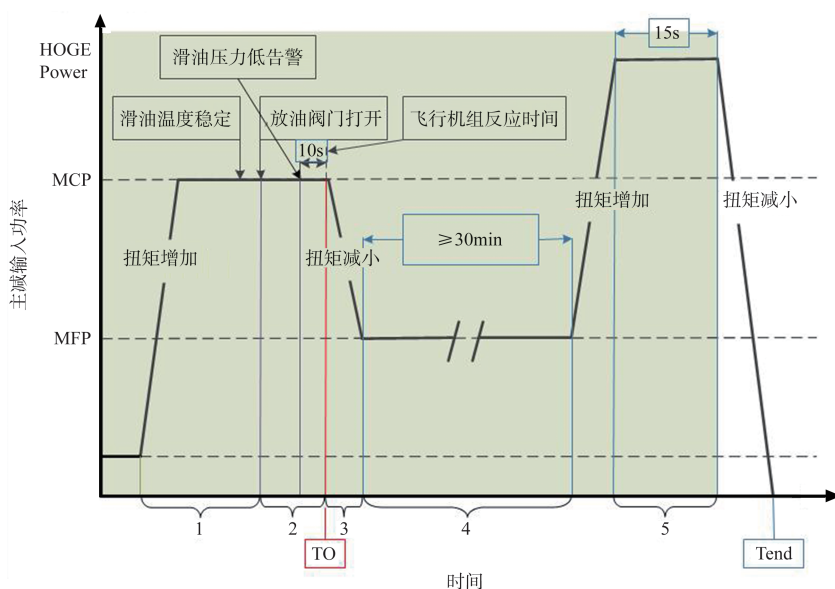


图2 某型民用直升机主减速器润滑系统失效试验流程

Fig.2 Test flow of main gearbox when loss of oil of a certain type civil helicopter

分析上述试验程序可以发现,滑油压力低警告后至降低主减速器输入扭矩的时间为10s,并非EASA规章所要求的1min,并且着陆阶段施加的扭矩时间为15s,与CAAC和EASA规章要求均不一致。进一步分析可以发现,针对第一个问题,从CCAR-29.927-d中要求可知,除了发动机最大加减速需要的时间大于10s外,试验中加速和减速操作必须在10s内完成,即适航规章已明确规定航空器必须具有相应的操纵反应能力(特殊发动机除外),根据该型机发动机有关性能数据,其最大加减速能力小于10s,同时结合飞行员反应时间,此处预留时间为10s。针对第二个问题,试验结束阶段施加的着陆状态扭矩时长,主要是结合型号实际情况,并依据飞行手册中规定的应急处置程序执行,其应能达到适航规章规定的同等安全水平。

4 结论

本文以运输类旋翼航空器传动系统干运转适航符合性验证试验为研究对象,通过对适航规章要求进行解析,并结合欧洲航空安全局对于干运转适航要求的最新修订动态,给出了建议的适航符合性验证方法。通过分析得出以下结论:

(1)欧洲航空安全局最新修订明确要求传动系统要进行润滑系统失效试验,并对试验细节进行了规定,试验时长增至36min,试验最后阶段需要进行45s无地效悬停,提升了航空器的安全性。

(2)通过对CCAR-29.927-c款进行解析,并结合相关咨询通告,给出了适用于我国民用直升机的传动系统干运转适航符合性验证方法。

(3)结合某中型民用直升机主减速器干运转适航符合性验证试验,对本文研究的内容进行了验证。

AST

参考文献

- [1] 廖梅军. 直升机主减速器干运转研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2012.
Liao Meijun. Research of helicopter main gearbox operating without oil[D]. Changsha: Hunan University, 2012. (in Chinese)
- [2] 车明. 直九武装直升机主减速器改进设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.
Che Ming. The research for the improvement design on the main gear-box for the Z-9 military helicopter[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2006. (in Chinese)
- [3] Dhanasekaran S, Gnanamoorthy R. Gear tooth wear in sintered spur gears under dry running conditions[J]. Wear, 2008, 265: 81-87.
- [4] 管文, 高正, 葛友华, 等. 直升机减速器润滑系统应急方案优化研究[J]. 润滑与密封, 2013, 38(10): 91-93.
Guan Wen, Gao Zheng, Ge Youhua, et al. Emergency scheme optimization design for the lubrication system of helicopter reducer[J]. Lubrication Engineering, 2013, 38(10): 91-93. (in Chinese)

- Chinese)
- [5] 宋武生, 杨长盛. 直升机减速器干运转能力设计与分析[J]. 机械传动, 2020, 44(1):156-162.
- Song Wusheng, Yang Changsheng. Design and analysis of loss-of-lubrication capacity of helicopter reducer[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2020, 44(1):156-162. (in Chinese)
- [6] 丁文强. 先进的直升机传动系统技术应用研究[J]. 航空科学技术, 2013(2):7-10.
- Ding Wenqiang. Research on application of advanced helicopter transmission system technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(2):7-10. (in Chinese)
- [7] CCAR-29.927-c 运输类旋翼航空器适航规定[S]. 中华人民共和国交通运输部, 2017.
- CCAR-29.927-c Airworthiness standards for transport category rotorcraft[S]. Ministry of Transport of the People's Republic of China, 2017. (in Chinese)
- [8] SAE ARP4761 Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment[S]. SAE, 1996.
- [9] CS 27 Certification specifications, acceptable means of compliance and guidance material for small rotorcraft, amendment 9 [S]. European Union Aviation Safety Agency, 2021.
- [10] CS 29 Certification specifications, acceptable means of compliance and guidance material for large rotorcraft, amendment 10 [S]. European Union Aviation Safety Agency, 2021.

An Airworthiness Compliance Verification Method Used for Pressurized Lubrication Gear Box of Transport Category Rotorcraft When Loss of Oil

Lei Tiaoyu, Wang Bohao

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: If the rotor drive system loses lubrication, transmission parts would get into the loss of oil operation condition in a short time, and then lose the ability to transmit power, causing a catastrophic accident. This paper researches on the airworthiness compliance verification method used for pressurized lubrication gear box of transport category rotorcraft transmission when loss of oil. Based on the analysis on airworthiness regulations and the latest revised developments of foreign airworthiness authorities, a compliance verification method is proposed. The method is suitable for the loss of oil operation of pressurized lubrication gear box of civil helicopter. Finally, the effectiveness of the proposed method is verified by the case. The proposed method provides reference for the verification of loss of oil operation of pressurized lubrication gear box of civil helicopter.

Key Words: transport category rotorcraft; pressurized lubrication gear box; loss of oil; airworthiness