

民用航空器的突风与紊流载荷适航条款解析

Analysis of Airworthiness Regulations of Gust and Turbulence Loads for Civil Aircraft

杨士斌 王立宝 / Yang Shibin Wang Libao

(中国民航大学, 天津 300300)

(Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

摘要:

回顾了突风准则的发展历史,结合美国联邦航空条例 FAR 25《运输类飞机适航标准》25-141 号修正案及相关咨询通告,重点研究了最新 FAR 25.341 条款中对突风与紊流载荷条款的修订原因及技术要求,并给出 25.341 条款的符合性验证方法。

关键词: 突风与紊流载荷; 适航; 运输类飞机

中图分类号: V221+.91

文献标识码: A

[**Abstract**] This paper reviews the development history of gust criteria and studies the revision causes and technical requirements of the newest FAR 25.341, in combination with the amendment 25-141 of FAR Part 25 “Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes” and related Advisory Circulars for gust and turbulence loads. The acceptable means for compliance with the requirements was given out.

[**Key words**] gust and turbulence loads; airworthiness; transport category airplanes

0 引言

飞机在飞行过程中通常会遭遇突风,世界上许多国家对突风做了研究,并积累了大量的统计数据^[1]。早期人们在设计飞机时,仅关注飞机的机动载荷以保证足够的结构强度^[2]。然而,随着飞机设计速度的增加,由突风引起的载荷增量会显著增加,人们开始关注突风载荷对于飞机产生的影响。

1915 年 E. B. Wilson 在文献^[3]中首先对突风进行了基础分析,将突风运动分解为六个运动分量,即三个直线运动(u, v, w)和三个旋转运动(p, q, r),并将突风速度的变化等效为飞机发生俯仰、滚转和偏航。受限于当时的计算技术, Wilson 只能用手算的方法计算出飞机对 u, w 或 q 突风的响应。

随着世界航空技术的进步以及计算机技术的

快速发展,人们逐渐采用更加先进的技术和方法去解决突风载荷问题,对突风准则进行了多次完善以保证飞机在遭遇突风后依然能保证持续安全飞行和着陆。

目前,美国联邦航空局(Federal Aviation Administration,简称 FAA)通过了 25-141 修正案,更新了针对突风准则的 25.341 条款,与欧洲相应条款达成一致。而中国民用航空规章 CCAR 25《运输类飞机适航标准》现行有效版本是 CCAR 25-R4 版,其中 25.341 条款仅相当于 FAA 25-86 修正案同等要求水平,而我国正在开展大型民用飞机研制工作,因此,对于欧美适航条款及相关政策的跟踪研究有利于保持与欧美适航条款的安全性水平相一致。FAA 于 2014 年发布咨询通告 AC 25.341-1,其内容与此前已被欧洲和美国适航当局广泛认可的 AMC

[基金项目] 中央高校基本科研业务费项目,项目编号:3122015C026。

25.341 相一致。该咨询通告提供了表明符合 25.341 条款的符合性验证方法和建立突风、飞机气动力模型以及验证模型的可接受方法,用于分析飞机遭遇突风时的响应。

1 FAR 25.341 条款修订历史分析

第一部涉及突风载荷的民用飞机适航要求是 1934 年由美国航空商务局 (Bureau of Air Commerce) 发布的“飞机适航要求”,规定突风形状为“锐边”,并且不考虑飞机运动的影响。

二十世纪三十年代晚期,开始出现考虑不同飞机遭遇突风时的不同运动。当考虑滑翔机时,由于滑翔机具有非常低的翼载,在其穿过突风时会迅速获得垂直速度,突风载荷会被过度预测,因此开发出基于翼载的线性斜边突风准则,并于 1941 年 2 月发布在民用航空手册 (CAM 04)^[4]上。在 CAM 04 中规定对于速度 V_B 、 V_C 和 V_D ,设计突风速度(当量速度)分别为 40ft/s、30ft/s 和 15ft/s。突风速度不随高度变化(虽然当量突风速度是常数,但是真实突风速度确实在变化)。

后来,美国航空咨询委员会 (National Advisory Committee for Aeronautics, 简称 NACA)^[5-6] 承担了条款的理论工作,通过测量飞机在巡航阶段以及穿越紊流时的空速和加速度获取了大量突风数据和突风载荷数据,根据这些数据,将突风形状由线性斜边型改进为如今所用的 1-cosine 脉冲型。在之前的突风载荷计算中,通常通过翼载直接计算过载系数,但是这样计算忽略了高度以及飞机大小的影响。NACA 在新的突风载荷公式中增加了飞机质量比 (FAR 25.341, 1965^[7]) 这一概念,以使得通过公式计算出的载荷更加接近测得的数据。

1970 年,25-23 修正案^[8] 增加了 FAR 25.305 (d) 款,提出必须考虑飞机对垂直和横向连续紊流的动态响应,这是对静态离散突风分析的一个发展。经验表明紊流引起的结构动态响应对结构完整性和安全性具有重要影响。之前的条款仅将飞机作为刚体进行考虑,没有考虑结构的弹性。从载荷角度考虑结构弹性的飞机紊流响应采用连续紊流模型,而不应采用离散突风模型。因此修订的条款规定运输类飞机应根据连续紊流作用下动态响应进行设计^[9]。

随着运输类飞机速度的提高、尺寸的变大以及结构弹性的增加,不仅需要考虑到飞机的刚体响应,还要考虑到结构动态响应以及结构变形对气动力参数的影响。起初,人们试图用“调谐”突风来近似考

虑结构的弹性,假定弹性机体可能遇到各种梯度距离的突风,要求确定对主要结构最临界的突风梯度距离。英国民航适航性要求 (BCAR) 将调谐突风作为一种符合性方法。

功率谱密度 (PSD) 分析是研究飞机结构动态响应的另一种方法,该方法考虑了连续紊流突风的统计分布、气动弹性和结构动态特性。从 20 世纪 60 年代开始,FAA 联合波音和洛克希德开展 PSD 突风的研究,以建立连续紊流突风的设计标准和分析程序。对于大气连续紊流模型,有两种常用的功率谱,分别是德莱顿谱 (Dryden spectrum) 和冯·卡门谱 (von Karman spectrum)。Liepmann^[10] 于 1952 年首次将德莱顿谱应用于突风载荷的研究,洛克希德-加利福尼亚公司采用这种谱时将之称为利普曼谱。德莱顿谱易于推导出将白噪声时间历程转化成德莱顿谱时间历程形状的滤波器,且能生成精确的滤波器,而冯·卡门谱仅能生成近似的滤波器。但是近似的精确度的增加并不会极大增加复杂度,这易于设计使用,且理论上冯·卡门谱对于收集的大气数据具有很好的拟合性,因此 1962 年宇航研究与开发建议工作组 (Advisory Group for Aerospace Research and Development, 简称 AGARD) 首次采用冯·卡门谱进行突风载荷研究^[11]。1980 年,25-54 修正案^[12] 在 FAR 25 中增加了附录 G“连续突风设计准则”,该附录给出的大气紊流的功率谱密度是冯·卡门谱,以确定飞机对垂直和横向连续紊流的动态响应。

1996 年,25-86 修正案提出了基于 12.5 倍平均气动弦长突风梯度距离的调谐离散突风要求;假设飞机为刚体,忽略弹性效应;采用参考突风速度和飞行剖面缓和系数以及突风梯度计算当量空速表示的设计突风速度;在 25.341 条款中取消通过飞机质量比确定载荷系数,在 25.335 条款中增加对应最大突风强度的设计速度;为飞机气动和结构动态特性分析提供了更合理的基础^[13]。这种方法考虑了飞机的燃油载荷以及最大运行高度以保证计算出的设计突风速度更为合适。这种方法更加准确地反映了实际飞行情况且不会导致结构的过度设计或设计不足。欧美当局及工业方一直致力于将系统的非线性囊括在突风准则中。同时,此次修正案减少了欧美间针对突风条款的差异,大大减少针对这一条款审定的花费。

2015 年,25-141 号修正案正式生效,FAA 修改了突风和紊流载荷设计准则,优化了突风和紊流载荷模型,减小了与欧洲航空安全局 (EASA) 的 CS-

25.341 条款的差异^[14-15]。25-141 修正案将原先附录 G 内容移至 25.341(b) 款,并取消可选任务分析法。这是由于目前很少有制造商使用可选任务分析法作为解决连续紊流的主要方法,取消这种方法不会对工业界和适航审定产生显著影响,且当飞机开始运行时任务会发生变化,任何微小的变化都会对任务分析设计载荷产生严重影响,因此 FAA 取消任务分析法,仅保留设计包线分析法。

英国民航局(CAA)实施了针对民用运输机的综合突风测量程序(民用航空器适航数据记录程序,CAADRP)。该程序收集了大量可靠突风数据,从而提高对大气中突风分布的认识。FAA 根据 CAADRP 的数据重新定义大气突风分布模型,并修改离散突风研究方法。

目前,一些运输类飞机的最大审定运行高度已经达到 51 000ft,为了使条款适用于这些飞机或今后的飞机,FAA 将条款中用于定义离散突风速度及连续紊流准则的高度从 50 000ft 提高到 60 000ft。

随着 A380、波音 787 等运输类飞机采用先进飞控系统增加稳定性,在遭遇连续紊流时这些系统的非线性问题逐渐显现出来。而计算连续紊流的标准数值方法(如频域求解方法)仅对线性系统有效,所以条款要求任何明显非线性需要用如实或保守的方法来考虑。

1993 年 3 月 31 日,一架日本航空公司的波音 747-121 飞机在飞行途中 2 号发动机和发动机架发生脱落,机体受到脱落的发动机撞击损伤,所幸没有造成人员伤亡^[16]。美国国家运输安全委员会(NTSB)调查后确认事故原因是飞机在飞行过程中遭遇强烈横向突风导致发动机架疲劳裂纹扩展,最终横向突风载荷超过发动机架横向承载能力使得 2 号发动机发生脱落。NTSB 发现之前的条款仅规定单一横向或垂向载荷应满足极限载荷要求,但是实际上当两个方向都有载荷且还未达到其极限载荷时,合成载荷可能已经超过结构的极限载荷,因此建议对设计载荷的要求应考虑遭遇严重紊流时的多轴载荷。针对该建议,FAA 研究了针对翼吊发动机短舱的多轴离散突风分析方法^[17],并规定了两种动态突风准则,即“时针旋转”(round-the-clock)离散突风准则和多轴离散突风准则。对于由横向载荷和垂直载荷产生的合载荷的极限载荷要求,文献^[17]中认为横向载荷和垂直载荷不可能同时达到最大值,因此极限载荷可以乘以一个 0.85 的系数以降低对结构的要求。

2 条款解释

25.341 条款规定了飞机在运营期间可能遇到的突风载荷情况,飞机的结构必须按照该突风载荷来设计^[18]。

本条款规定了两种不同类型的突风紊流计算方法,调谐离散突风和连续紊流突风。突风载荷的计算以飞机的 1g 平飞为初始状态,然后遭遇大气突风紊流(垂直或横向),发生俯仰和沉浮,或者偏航、侧滑和滚转,分析计算的过程应按时间历程进行,必须考虑飞机的重量分布和结构弹性的影响,即进行动态分析和动态响应计算^[19]。

(a) 款规定了飞机平飞中遇到垂直(对称)和横向离散突风,其限制突风载荷的确定方法,必须通过动态分析确定结构各部分的载荷,分析必须考虑非定常气动特性和包括刚体运动在内的所有重要的结构自由度。参考突风速度的大小按照条款中的规定,与重量、高度、速度有关,突风形状规定为 $1-\cos$ 形态,突风梯度在 9.1m ~ 106.7m 之间,需要在此区间选取足够的点来计算突风载荷的最大值。

(b) 款规定了连续紊流设计原则。必须考虑飞机对垂直和横向连续紊流的动态响应。动态分析必须考虑非定常气动特性和包括刚体运动在内的所有重要的结构自由度。限制载荷必须按照条款规定的所有临界高度、重量和重量分布以及条款给出速度范围内的所有临界速度来确定。

(c) 款规定了翼吊发动机的补充突风条件。对于装有翼吊发动机的飞机来说,必须将发动机的安装节、吊挂和机翼支承结构按条款给出的动态突风条件设计成能承受发动机短舱重心处的最大响应载荷。

3 符合性验证方法分析

3.1 分析/计算

在动态分析时如何处理各种飞机建模参数会严重影响设计载荷水平。动态分析中建模的基本要素是与飞机相耦合的全部弹性、惯性、气动性能和操纵系统的特性。模型的复杂度和精细度取决于飞机及其系统的复杂程度。

遭遇突风的设计载荷应当是定常水平 1g 飞行载荷与突风载荷增量之和,突风载荷增量包含飞机动态响应。定常 1g 飞行载荷实际上可以由基本外部参数如速度、高度、重量和燃油载荷定义,用静态气动弹性方法来确定这些参数。

(a) 定常水平 1g 飞行载荷。总设计载荷由动

载和静载组成。在计算静态分量时,将飞机认为是配平定常水平飞行,并作为离散突风求解的初始条件或者连续紊流求解的平均飞行条件。若静气动弹性影响显著时,也应当加以考虑。为确保获得飞机上每个部分的最大总载荷,应当选择相关稳态条件来获得合理包线。在配平定常水平飞行条件下可以获得合理稳态条件范围。应当考虑配平定常水平飞行条件下减速板、零推力到最大推力功率设定的影响。

(b) 动态响应载荷。从动态突风的解中得到的载荷增量是叠加在相应定常水平飞行 $1g$ 载荷上。当计算总突风载荷时应假定载荷在正向和负向都产生响应。通常减速板、襟翼或者其他阻力或高升力装置的影响虽然应当包括在定常状态情况中,但是在计算载荷增量时可以忽略不计。

(c) 损伤容限条件。对 25.571(b) 中的结构失效情况,当限制突风载荷作为极限载荷时,必须对其进行研究。通常,在所考虑的损伤类型下,冗余结构的刚度或几何形状不会有很大的变化。因此从无损伤飞机得到的限制突风载荷值可以用于损坏后的结构。然而,当 25.571(b) 中各种结构失效类型引起结构刚度或几何形状或两者有重大变化时,在计算损伤结构的限制突风载荷时必须考虑这些变化。

(d) 结构动态模型。模型应当包括刚性和柔性飞机的自由度。采用模态方法时,结构动态模型应当包括足够多的柔性飞机模态以确保模态叠加过程的收敛性和高频激励响应的准确表达。

(e) 结构阻尼。除了质量和刚度分布,结构动态模型还可以包括阻尼特性。当没有更合适的信息时,假设所有的柔性模态阻尼为 0.03(即 1.5% 等效临界粘性阻尼),该假设是可接受的。为了与极端突风强度引起的结构高响应水平一致,结构阻尼有可能增加到大于 0.03,前提是已经验证了它的合理性。

(f) 突风和运动响应的气动建模。在分析时,气动力分别由突风速度直接产生和飞机响应产生。动态突风响应分析的气动建模,要求用到不可压缩流或可压缩流非定常的二维片条或三维面元方法。通常,利用三维面元法能够更好地构建升力面之间的气动干扰模型。该模型必须有充分的气动自由度,以便正确地表达研究的定常和非定常气动分布。

(g) 陀螺载荷。25.371 条款规定发动机和辅助动力装置的支承结构必须按照离散突风和连续紊流引起的陀螺载荷进行设计。通过在运动方程中

包括陀螺项,涡轮螺旋桨发动机和涡轮风扇发动机产生的陀螺载荷可以作为求解过程的积分部进行计算,或者在运动方程的解后叠加陀螺载荷。如果耦合力可以忽略,则不需要考虑介于对称和反对称模态之间的螺旋桨和风扇陀螺耦合力(由旋转方向产生)。应当在发动机或辅助动力装置达到最大连续转速时确定分析中用的陀螺载荷。用于计算陀螺惯性项的质量极惯矩应当包括所有重要旋转部件的质量极惯矩,考虑各自的旋转传动比和旋转方向。

(h) 操纵系统。基本形态的突风分析应该包含对于刚体响应、结构动态响应和外载荷有相互作用的操纵系统的仿真。可能的话,这些操纵系统应该解耦,使得垂直突风分析包括对影响对称飞行的系统进行分析,而横向突风分析中包括对影响反对称飞行的系统进行分析。

(i) 稳定性。不论是离散突风还是连续紊流,运动方程的解要求动态模型是稳定的。这适用于所有的模态,除了某些频率非常低的模态不会影响载荷响应,如长周期运动模态等(注意:短周期运动模态和荷兰滚模态会影响载荷响应)。动态模型需要进行稳定性检查,根据传统的适用于线性和非线性系统的稳定性准则判断动态模型是否具有稳定性,而且,要根据要求调整动态模型以达到合适的频率和阻尼特性。

(j) 非线性问题。对于无增稳系统飞机的载荷计算,线性弹性结构模型和线性(非失速)气动模型通常是保守的和可接受的。考虑到由局部分离导致的气动力分布的轻微非线性变化,气动力模型可能需要通过简单线性分段解进行细化。升力面的局部或完全失速会引起严重非线性,表达时不应当不计入其迎角变化率的作用,即所谓的“动态失速”,发生此类情况时,其线性气动力增量的范围可以显著扩展而超出静失速迎角。

自动飞行操纵系统、自动驾驶仪、增稳系统和载荷减缓系统是构成非线性响应的主要来源。例如:

- (1) 非比例反馈增益;
- (2) 速率和振幅限制器;
- (3) 控制率变化或控制率转换;
- (4) 滞环;
- (5) 使用单侧气动操纵器件,如扰流板;
- (6) 铰链力矩性能和气动力操纵作动器的饱和。

轻微影响,如由速率或振幅限制器导致响应的

偶然限幅,对于稳定 1g 载荷是对称的。轻微影响经常是通过准线性建模方法表示,例如描述函数或线性等效增益。严重影响和非对称影响,例如使用扰流板进行载荷减缓,通常需要显式模拟和时间域内合适解。对某个载荷量的非线性影响往往会与其他载荷量的影响相反。例如,用于载荷减缓的副翼可能减少机翼弯矩的同时增加机翼扭矩。鉴于不可能偏保守地把此类特征在一个飞机模型上进行表达,所以可以保守地接受考虑按两种(可能是线性的)根据实际情况分界的模型来表达所计算的载荷。

当需要非线性的显式模拟时,可以通过时间域运动方程积分计算载荷响应。对于 25.341(a) 中的调谐离散突风条件,限制载荷应当通过飞机模型的非线性时间域仿真响应的最大值确定,激励采用离散突风模型。对于 25.341(b) 的连续紊流条件的时间域解,可采用多种方法来说明紊流输入随时间的变化以及根据响应确认限制载荷。

对于载荷减缓和飞行操纵系统的非线性可采用基于随机仿真的方法。在这种仿真中,输入是符合冯·卡门谱的长时间、伪随机高斯紊流流动,其均方根振幅是 0.4 倍(真空速下的极限紊流强度)。限制载荷的超越概率与线性模型中相同载荷量的(为载荷增量均方根值与突风速度均方根值之比,限制载荷)的超越概率相同。当使用这种分析方法时,制定超越曲线时应当使载荷增量提升到或刚超过限制载荷,如图 1 所示。

如果频域方法能证明有保守解,也可以在频域内进行非线性仿真。频域方法包括但不限于匹配滤波器理论和等效线性化。

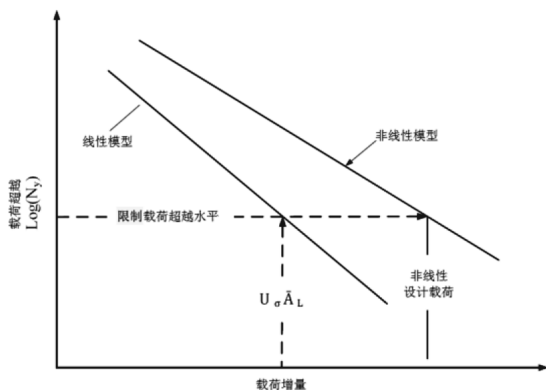


图 1 超越曲线

3.2 风洞试验

飞机外形通常是复杂的,精确预测刚性飞机气动导数很困难,特别在非线性的特性凸显重要或飞机

处于跨声速范围时。因此需要进行全机刚体缩比模型试验,测量压力分布、总升力和力矩并计算不同飞行条件下的气动导数。得到的结果用于验证并可能更新设计公式、数据库、CFD 等的计算结果,还可以用于检查零减缩频率下非定常气动力的计算结果。可以通过对非定常气动力方法的验证以及对参数、新构型和气动干扰和压缩性的研究,在主要适航审查计算中起到辅助作用。

3.3 地面振动试验

对原型机进行地面振动试验(GVT)旨在获取全机正则模态特性(固有频率、阻尼比、模态形状和模态质量)。这些模态数据可用于对结构动态模型的验证和修正。飞机装有大量测试设备,典型情况下有数以百计的加速度计确保采集正确的模态形状,此外还有若干电动激振器,用于激励飞机使之具有一定振动水平。通常采用多个激振器同时激励的方法,在结构上分布足够的能量使激励模态尽量接近正在被确认频率的模态。要成功激励模态可能需要变化激振器的位置。驱动激振器的激励信号通常是正弦的或者随机的,这要取决于所采用试验的方法。也可以建立合适的激励形式以模拟突风,对原型机进行地面振动试验和极限载荷试验,测量动态响应。

3.4 结构耦合试验

如果用于突风分析的飞机数学模型包含任何反馈控制系统的表征,那么应该对模型中的反馈控制系统进行验证。验证的水平取决于被控制的系统复杂度和特殊的飞机响应参数。通常,与控制飞机刚体响应的系统相比,控制飞机柔性模型的系统,需要更多的验证。控制系统的元件(传感器、执行器、滤波器、控制律等)对输出载荷和响应数量的影响很小,因此可以考虑忽略对它们的验证。

4 结论

本文首先回顾了突风准则的发展历史,其次根据 25-141 号修正案对最新 25.341 条款修订的背景、原因及内容进行分析,最后通过研究咨询通告 AC 25.341-1 给出条款的符合性验证方法,为离散突风模型、连续紊流模型、飞机结构动态模型及载荷响应模型的建立提供理论依据。

参考文献:

[1] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社,1995.

[2] Hoblit F M. Gust Loads on Aircraft: Concepts and Application. AIAA Education Series, Washington, DC, 1988.

[3] Wilson E B. Theory of an Aeroplane Encountering Gusts. NACA Rept. 1, Pt. 2, 1915.

[4] Civil Aeronautics Manual 04. Airplane Airworthiness. 1941

[5] Pratt K G. A Revised Formula for Calculation of Gust Loads. NACA TN 2964, June 1953.

[6] Pratt K G, Walker W G. Revised Gust Load Formula and a Re-Evaluation of V-G Data Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950. NACA Rept. 1206, Sept 1953.

[7] Notice No. 64-28. Airworthiness Standards; Transport Category Airplanes. Docket No. 5066, Federal Register; June 2, 1964, Page 7170.

[8] Final Rule. Transport Category Airplane Type Certification Standards. Docket No. 9079, Amendment No. 25-23, Federal Register; April 8, 1970 (Volume 35, Number 68), Page 5665.

[9] Notice No. 68-18. Transport Category Airplane Type Certification Standards. Docket No. 9079, Federal Register; August 22, 1968 (Volume 33, Number 164), Page 11913.

[10] Liepmann H W. On the Application of Statistical Concepts to the Buffeting Problem[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1952, 19:793-800.

[11] Houbolt J C, Steiner R, Pratt K G. Dynamic Response of Airplanes to Atmospheric Turbulence Including Flight Data on Input and Response. NASA TR R-199, June 1964 (initially presented as an AGARD paper, July 1962).

[12] Final Rule. Airworthiness Review Program Amendment No. 8A: Aircraft, Engine, and Propeller Airworthiness, and Procedural Amendments. Docket Nos. 14779, 14324, Amendment Nos. 21-51, 23-26, 25-54, 27-18, 29-20, 31-4, 33-9, and 35-5, Federal Register; September 11, 1980 (Volume 45, No. 178), Page 60154.

[13] Notice No. 94-29. Revised Discrete Gust Load Design Requirements. Docket No. 27902, Federal Register; September 16, 1994 (Volume 59, Number 179), Page 47756.

[14] Final rule. Harmonization of Airworthiness Standards—Gust and Maneuver Load Requirements, Docket No. : FAA - 2013 - 0142, Amdt. No. 25 - 141, Federal Register. December 11, 2014 (Vol. 79, No. 238), Page 73462.

[15] Notice of proposed rulemaking, Harmonization of Airworthiness Standards—Gust and Maneuver Load Requirements. Docket No. : FAA - 2013 - 0142, Notice. No. 25 - 139, Federal Register; May 28, 2013 (Vol. 78, No. 102), Page 31851.

[16] NTSB Safety Recommendation A - 93 - 137. November 15, 1993

[17] DOT/FAA/AR-99/62. Studies of Time-Phased Vertical and Lateral Gusts; Development of Multiaxis One-Minus-Cosine Gust Model. October 1999.

[18] FAA AC 25-21. Certification of Transport Airplane Structure[S]. 1999.

[19] FAA AC 25.341-1. Dynamic Gust Loads[S]. 1999.

(上接第 19 页)

$$\frac{1}{(1/1.4^{-6} \times 4.44^{-6} + 1/2.05^{-5} \times 4.44^{-6} + 1/1.0^{-7} \times 4.44^{-6})} = 7.51E-14。$$

(2) 低压开关正常, 压力传感器故障, 可能导致滑油已低压但未告警的故障。

滑油已低压但未告警的概率 =

$$1/[1/(压力传感器自身故障率 \times 滑油低压概率) + 1/(压力供电故障率 \times 滑油低压概率) + 1/(压力电缆故障率 \times 滑油低压概率)] =$$

$$\frac{1}{(1/1.09^{-5} \times 4.44^{-6} + 1/2.05^{-5} \times 4.44^{-6} + 1/1.0^{-7} \times 4.44^{-6})} = 6.84E-14。$$

由压力传感器或低压开关故障导致的“滑油已低压但未告警”的最大概率仅为 6.84E-14, 属于极不可能发生事件。因此, 增设滑油低压开关不会导致其他故障的产生。

5 结论

经过分析, 通过增设滑油低压开关, 能够有效避免由于滑油压力传感器故障引发低滑油压力误告警, 以及进一步导致的发动机空停, 从而确保装备该型发动机的民用客机在航线运行中的安全性和派遣率。增设低压开关后, 不会带来其他的故障隐患。考虑长期的航线运营需求, 应重新安装低压开关。

参考文献:

[1] SAE. AS5780A (R) Specification for Aero and Aero-Derived Gas Turbine Engine Lubricants [S]. U. S. A. 2000.

[2] SAE AIR 1828AV001 Guide for Oil System Monitoring.

[3] 涂杰, 苏有生, 张雷. 2007 年度国内运输航空器发动机使用和空中停车统计分析[J]中国民用航空, 2008, 04.

[4] 郭杰. CFM56-3C 发动机滑油压力低故障分析[J]. 航空维修与工程, 2007, 02.