

持续适航阶段民用航空发动机故障 风险分析与评估

高艳蕾,周燕佩

(中国民用航空总局 航空安全技术中心,北京 100028)



高艳蕾(1976),女,北京航空航天大学流体机械及工程专业博士,工程师,主要从事民用航空发动机/螺旋桨型号合格审定工作。

收稿日期:2010-03-08

摘要:介绍了国外民用航空发动机故障的风险分析及评估办法;以某涡轮风扇发动机第8级压气机盘断裂故障为对象,进行了风险分析与评估。

关键词:航空发动机;风险管理;持续适航

Risk Analysis and Assessment of Civil Aeroengine Failure during Continued Airworthiness

GAO Yan-lei, ZHOU Yan-pei

(Center of Aviation Safety & Technology of Civil Aviation Administration of China, Beijing, 100028)

Abstract: The method of the risk analysis and assessment of foreign civil aeroengine failure was introduced. The risk analysis and assessment of the eighth stage compressor disc fracture for a turbofan engine was conducted.

Key words: aeroengine; risk management; continued airworthiness

1 引言

在工程中,系统地考虑风险分析与评估技术始于航天领域^[1]。

风险分析与评估技术发展至今,已经广泛地应用在交通运输、结构工程、能源工程、航天诸多领域。在航空领域中采用风险分析与评估技术始于美国。1991年,美国航空航天工业协会(AIA)工作小组为美国联邦航空局(FAA)

提供了1项研究成果,旨在发展出更为有效的方法,以识别、确定、解决出现在民用航空发动机上的不安全事件。该工作组即持续适航评估方法(CAAM)研究委员会,其成员主要由美国GE、PW、空中客车、波音、加拿大PW、霍尼韦尔、RR等公司组成。持续适航评估方法(CAAM)研究覆盖了各种推进系统和辅助动力装置的相关不安全事件,给出了

历史上上述系统故障引起的飞机级事故的发生频率和危害程度。美国联邦航空局发动机螺旋桨审定中心利用这些信息确定每个发动机、螺旋桨和辅助动力装置的故障风险的识别和优先级。1994年,FAA发动机螺旋桨审定中心和运输类飞机审定中心将CAAM方法作为其安全管理程序中的重要组成部分。2003年9月8日,FAA颁布了运输类飞机动力装

置和辅助动力装置的持续适航评估的咨询通告^[2],同时给出了航空业飞行风险水平的可接受标准。

本文结合实例,对持续适航阶段民用航空发动机故障风险进行了分析。

2 持续适航阶段航空发动机故障风险分析与评估

航空发动机故障风险分析与评估是1个识别、评价、控制或降低以及接受风险的管理过程,通过风险发生的可能性、风险的暴露程度和风险后果的严重性来衡量风险潜在的损失,同时制定和实施决策,以使风险造成的负面效应和经济损失最小化。航空发动机故障风险管理流程如图1所示,整个过程由风险分析、风险评估和风险控制3部分组成。



图1 航空发动机故障风险管理流程

(1) 定义故障风险并求出风险因子。利用已有的航空发动机故障数据统计方法(常用威布尔分析方法)可以得到其故障的分布函数,再采用数字仿真方法(常用蒙特卡洛故障仿真方法)模拟故障的发生情况,预测发动机在未来一段时间内的故障风险,即求出故障风险因子(指在给定时间

内故障风险事件发生的平均值,即故障风险事件发生的频率值)。

(2) 定义故障风险的危险等级,并求得危险系数,确定故障风险的优先级。在FAA的持续适航评估方法(CAAM)中,根据风险事件给飞机、乘客和机组人员带来后果的严重程度定义了5种危险等级,1级事件导致的后果最轻,5级事件导致的后果最重。通过分析故障风险事件危险等级,确定处理风险事件的优先级。危险等级在3级以上的事件是持续适航风险评估方法优先重点考虑消除的风险,其具体描述见表1^[4]。

表1 风险事件危险等级

事件等级	事件描述
3级事件	a. 飞机或次级不相关系统的实质性损坏。 次级不相关结构的损坏必然阻止飞机持续安全飞行和着陆。 b. 不可控制的失火。 逃出着火区之外的火焰,蔓延到机翼/机身等飞机结构,或作为点火源可能引起易燃材料预期着火的失火。着火区之外的失火一般不能在飞行中由飞机系统扑灭。 c. 舱内迅速失压。 d. 大于1个推进系统的永久推力或动力损失。 e. 飞行高度在304.8米以上时,暂时的或永久的失去爬升能力。 f. 任何暂时或永久的飞机可控性的损毁。 g. 可能导致机组人员及乘客严重伤害的任何来自发动机控制系统可引起浓烟或有毒气体泄漏的故障或失效。
4级事件	a. 紧急迫降。 b. 飞机机身受损。 c. 严重或致命的人员伤害。
5级事件	可阻止飞机持续安全飞行和着陆的任何失效条件。

在持续适航阶段中,凡是可能造成表1描述的事件发生的故障均需要进行风险评估,确定该危险等级故障的危险系数,即该故障导致发生某等级危险事件的频率或可能性。如该故障至少已经导致1次3级危险事件发生时,则危险系数为3级事件的发生次数除以该故障导致的总风险事件次数;如该故障没有造成3

级或3级以上的风险事件发生,则需使用历史数据,以确定其危险系数^[3,4]。

(3) 计算每次飞行的风险(当多个故障风险状态同时存在时,要计算累积风险因子,即将各种故障风险状态导致的风险事件的风险因子相加);通过(1)和(2)中求得的故障风险因子和危险等级系数求出飞行机队每次飞行的风险。每次飞行风险指任意1架飞机在每次飞行中由某个故障状态所带来的风险,即任意1架飞机每次飞行中某故障发生的概率,其数值由风险因子乘以发动机总数除以发动机总飞行循环数得

到。如:风险因子为0.5的双发飞机总飞行循环数为300000个,那么,该飞行机队每次飞行的风险为

$$\frac{0.5 \times 2}{300000} = 3.3 \times 10^{-6}$$

(4) 将每次飞行风险与风险准则表对比,评估目前航空发动机故障存在的风险是否可接受,如60天内短期风险超出风险准则表的限制,则需要立即采取降低风险的措施。

表2列出了3级和4级危险事件的可接受风险标准,当计算得到的飞行机队每次飞行风险高出表中规定风险水平时,则需要采取措施,以控制该风险的发生

表2 风险准则

	3级事件		4级事件	
	风险因子	每次飞行	风险因子	每次飞行
长期可接受风险	—	1×10^{-8}	—	1×10^{-9}
短期可接受风险	1.0	4×10^{-5}	0.1	4×10^{-6}

或产生严重后果。在表2中,短期可接受的风险指在实施可有效降低风险的解决方案之前或期间得到的风险水平;长期可接受的风险指实施最终可有效降低风险的解决方案后得到的风险水平。

以3级事件为例,按表2中的规定风险标准对飞行风险区域进行划分,得到每次飞行风险与飞机飞行循环次数的曲线,如图2所示。从图中可以看出,3级事件风险因子大于1和每次飞行风险大于 4×10^{-5} 时,风险发生的可能性高,属于高风险区域,必须采取强制性措施,使得该事件风险降低到可接受风险水平;3级事件风险因子小于1,且每次飞行风险介于 4×10^{-5} 和 1×10^{-8} 之间时,风险发生的可能性较高,属于多风险区域;3级事件每次飞行风险在 1×10^{-8} 以下时,风险发生的可能性小,属于可接受风险区域。持续适航阶段的任务就是确保飞机每次在可接受风险区域飞行。

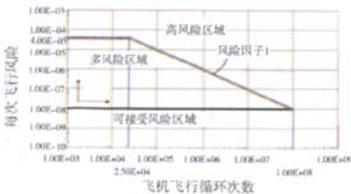


图2 3级事件飞机飞行风险区域

3 实例分析

某涡轮风扇发动机在飞机处于起飞阶段、未达到起飞速度时,

第8级压气机盘断裂,该故障属于非包容事件,所幸没有造成飞机损坏和危及乘客、机组人员安全。经调查发现,压气机盘由于受到腐蚀而发生低周疲劳断裂,腐蚀的主要原因是制造厂采用了不正确的涂层方式。针对上述风险事件进行的具体分析与评估及其流程如下。

(1)估计可能受到影响的发动机压气机盘的数量。经过专业涂层厂处理的压气机盘,包括目前正在服役的和备用的在内,总计为433个,都有可能在使用中断裂。

(2)威布尔分析和蒙特卡洛仿真。制造厂给出433个压气机盘磨损失效的威布尔分布曲线,并利用蒙特卡洛模型进行故障风险仿真评估,得出的结论是:如果这些压气机盘使用到15000循环后更换,还会有1.3个断裂;对该模型进行检验,可知运行到发生第1次盘断裂时,会有0.95个盘断裂事件(≈ 1)发生,证明该模型正确。

(3)估计在实施可有效降低风险的解决方案之前的风险因子和每次飞行风险。因为上述盘断裂事件没有造成飞机损坏、乘客

及机组人员伤亡,所以要利用历史数据获得该类非包容事件的危险等级和危险系数(15年内类似盘断裂的数据参见文献[2]),从而得到实施可有效降低风险的解决方案之前的风险因子和每次飞行风险;非包容事件的危险系数见表3。得到该故障造成4级事件对应的短期风险值0.52,远大于表2中所规定的可接受风险水平0.1,因此需要采取措施降低该故障风险水平。

(4)估计可实施的降低风险方案的有效性。将原来15000循环的更换间隔提前到10000循环,重新带入蒙特卡洛故障仿真模型,所得到的风险因子为0.18;利用表3中的历史数据重新计算,得到该故障导致3~5级事件的实施方案前的风险因子,分别为0.09、0.07和0.02;对比短期可接受的风险因子,4级事件风险因子0.07小于0.1,可知该措施可有效地降低由压气机盘断裂造成的风险。

(5)监控可有效降低风险方案的实施情况。适航当局提出法规制定提案,通告NPRM,然后颁发适航指令AD,并授权制造厂发服务通告SB,通报可有效降低风险方案,局方针对AD的实施情

表3 非包容事件危险系数

15年内历史数据	非包容事件	3级事件	4级事件	5级事件
发生次数	10	3	4	1
危险系数		0.5(3级以下事件)	0.4	0.1
风险因子		1.3	1.3	1.3
实施方案前风险因子		0.65	0.52	0.13
每次飞行风险(433个盘,双发,5000循环)	$\frac{15000 \text{ 循环}}{433 \times 5000}$	$\frac{0.65 \times 2}{433 \times 5000} \times 6.0 \times 10^{-7}$	$\frac{0.52 \times 2}{433 \times 5000} \times 4.8 \times 10^{-7}$	$\frac{0.13 \times 2}{433 \times 5000} \times 1.2 \times 10^{-7}$

况进行监控,效果显著。

4 结束语

在役航空发动机经过一段时间的外场使用,积累了一定的故障与维修数据,如果能充分利用这些数据来评估与预测发动机在未来一段时间内的故障风险,有助于确定发动机的安全使用期限,从而降低其使用风险,提高其可靠性与安全性。采用有效的发动机故障风险分析与评估方法具有重要的实际意义。

(上接第4页) 压气机压比和效率降低,最大效率在100%设计转速下下降了约1.7%,在90%设计转速下下降了约2.5%。

(3) 压气机喘振边界点尖部流场得到一定的改善,进口导流叶片尖部截面通道内的马赫数区面积减小;离心叶轮进口流场分布更加均匀合理;有效改善了通道内的流动。

参考文献

(上接第32页)

表9 冷端盘(T=4000)不同试验件数对应的试验时数

α	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9
n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
m	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
T	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000
λ	1.0×10^{-6}									
\bar{T}	39615	31442	27468	24956	23167	21801	20709	19808	19045	18388

表10 热端盘(T=2000)不同试验件数对应的试验时数

α	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9
n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
m	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
T	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500
λ	1.0×10^{-6}									
\bar{T}	24956	19808	17303	15721	14594	13734	13046	12478	11998	11584

试验时数也不同。表9、10中列出了在冷端盘(包括:风扇轮盘和压

参考文献

[1] Tim Bedford, Roger Cooke. Probabilistic Risk Analysis: Foundations and Methods. Cambridge University Press, 2001.

[2] US Department of Transportation Federal Aviation Administration, Advisory Circular, continued airworthiness assessments of powerplant and auxiliary power unit installations of transport category airplanes, Initiated By AIR-100, sep. 8, 2003.

[3] a joint effort of the federal aviation administration and the aerospace

industries association (AIA), Technical Report on Propulsion System and APU-Related Aircraft Safety Hazards, October 25, 1999.

[4] a joint effort of the federal aviation administration and the aerospace industries association (AIA), 2nd Technical Report on Propulsion System and APU-Related Aircraft Safety Hazards, January 31, 2005.

[5] John P. Kindinger and John L. Darby, Risk Factor Analysis-A New Qualitative Risk Management Tool, Proceedings of Project Management Institute Annual Seminars & Symposium, 2000.

[1] Rabe D C, Hah C. Application of casing circumferential grooves for improved stall margin in a transonic axial compressor [R]. ASME Paper GT-2002-230641, 2002.

[2] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage [R]. ASME Paper GT-2002-230642, 2002.

[3] Behnam H B. Parametric study of tip clearance casing treatment on performance and stability on a transonic

axial compressor [R]. ASME Paper GT-2004-53390, 2004

[4] Shabbir A, Adamczyk J J. Flow mechanism for stall margin improvement due to circumferential casing grooves on axial compressors [R]. ASME Paper GT-2004-53903, 2004.

[5] 刘志伟, 张长生. 周向槽机匣处理增加失速裕度的改进机理 [J]. 西北工业大学学报, 1986, 4 (4): 405-415.

[6] 朱俊强. 四种不同型式机匣处理的实验研究及机理分析 [J]. 航空学报, 1997, 18(5): 567-570.

气机盘)和热端盘(包括:低压涡轮盘和高压涡轮盘)的 $\alpha=0.9, m=3, n=1,2,3, \dots, 10$ 时,所对应的不同试验时数。

建议取子样数 $n=3$, 冷端试验时数为 33275 h, 热端试验时数为 20962 h 进行试验。

参考文献

[1] 中国航空工业第一集团公司沈阳发动机设计研究所, 等. JSGS-87231A 航空涡轮风扇涡轮桨发动机通用规范 [K]. 1995.

[2] 飞机用设计和适航性要求 11 部 - 发动机 [K]. Def Stan 00-970 11 部, 2006.