

某运输类飞机防火系统非包容性转子爆破分析



杨晓娇*

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要:虽然发动机非包容性转子爆破事件发生的概率很小,但一旦发生就会造成巨大损失,严重威胁飞行安全,因此适航规章23部和25部要求在飞机设计中采取预防措施以将非包容性转子爆破对飞机产生的危害降至最低。本文在分析研究相关适航条款和咨询通告的基础上,对某运输类飞机防火系统的非包容性转子爆破影响进行防护设计及风险评估,并通过设计改进,消除剩余风险。

关键词:非包容性转子爆破; 防火系统; 防护设计; 剩余风险

中图分类号: V37

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.008

航空涡轮发动机发生非包容性转子爆破后产生的高能转子碎片会击穿飞机机身、机翼、油箱、电气控制线路、液压管路、燃油管路等其他安装在飞机上的重要系统,导致飞机灾难性事故,是影响运输类飞机飞行安全的重要因素之一。

尽管国内外发动机制造厂商竭力通过改进设计和工艺来阻止发动机碎片飞出发动机机匣,仍有数据表明,有20%左右的叶片碎片是非包容的,几乎100%的轮盘碎片是非包容的。服役经历表明^[1,2],由于环境(鸟撞、腐蚀、外来物破坏)、制造和材料缺陷、机械或人为因素(维修、检查、运行程序不当)等导致的非包容性转子爆破事件时有发生,并造成多起伤亡事故。美国联邦航空局(FAA)认为仅凭发动机设计并不能有效包容转子碎片,所有飞机的设计也应采取预防措施来降低非包容性转子爆破对飞机的危害,因此固定翼飞机须分别满足适航规章23部和25部(如FAR-23和FAR-25,或CCAR-23和CCAR-25),其中23.903(b)(1)与25.903(d)(1)要求“必须采取设计预防措施,能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时,对飞机的危害减至最小”^[3,4]。同时25.1461(d)要求“含高能转子的设备必须安装在转子破坏时既不会危及乘员,也不会对继续安全飞行有不利影响的部位”^[4]。

1 某运输类飞机信息

1.1 飞机总体布局及受碎片影响区域

某运输类飞机以加拿大普惠公司的涡轮螺旋桨发动机为动力,采用了上单翼、T形尾翼、翼吊发动机的布局形式,飞机俯视图如图1所示。每台发动机有7级转子,分别为低压压气机转子4个、高压压气机转子两个、涡轮转子一个,按航向从前到后依次定义为LR1、LR2、LR3、LR4、HR1、HR2、PT1。

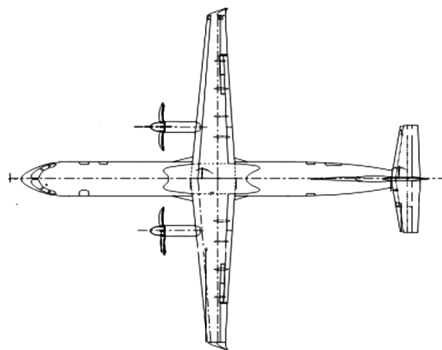


图1 飞机俯视图

Fig.1 Vertical view of the airplane

由于发动机设计并不能有效包容转子碎片,因此转子

收稿日期: 2019-03-28; 退修日期: 2019-04-24; 录用日期: 2019-05-17

*通信作者. Tel.: 029-86832324 E-mail: 582789687@qq.com

引用格式: Yang Xiaojiao. The analysis for fire protection system based on uncontained engine rotor failure of transport category airplanes[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(06): 51-55. 杨晓娇. 某运输类飞机防火系统非包容性转子爆破分析[J]. 航空科学技术, 2019, 30(06): 51-55.

爆破情况下飞机会受到碎片的影响,但影响区域因碎片类型不同而有所不同,表1为5种不同类型碎片对应的最大尺寸、质量及飞散角。根据使用经验,飞机的铝制机翼壁板、吊挂、压力舱蒙皮等一般均可抵挡住大部分小碎片^[5],因此对飞机安全造成影响的主要为大、中碎片。在实际工程中,用表1的替代模型代替大、中碎片对飞机进行防护设计(下文中的分析均针对替代模型的影响),替代模型如图2所示,其中, R 为轮盘半径, b 为叶片长度,重心(CG)们一起最大尺寸中心。

表1 不同转子碎片模型
Table 1 The different kind of fragment models

碎片类型	碎片最大尺寸	碎片质量	飞散角/ (°)
1/3轮盘大碎片	1/3轮盘加上1/3叶片长度形成的扇形物所对应的最大尺寸	带叶片轮盘质量的1/3	± 3
中碎片	带叶片的轮盘半径的1/3	带叶片轮盘质量的1/30	± 5
替代模型	1/3轮盘加上1/3叶片长度形成的扇形物所对应的最大尺寸	带叶片轮盘质量的1/3	± 5
小碎片	1/2转子叶片所对应的尺寸	转子叶片质量的1/2	± 15
风扇叶片碎片	1/3风扇叶片长度	风扇叶片质量的1/3	± 15

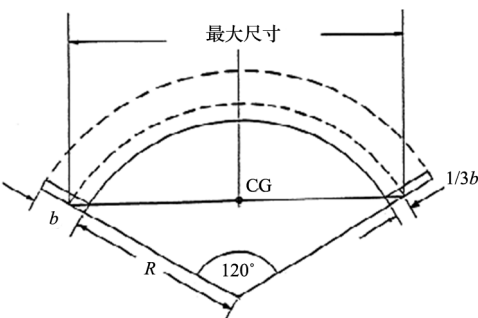


图2 替代模型
Fig.2 Alternative engine failure model

通过发动机在飞机上的布局、厂商提供的发动机各级转子站位以及表1中碎片模型等数据,在CATIA中建立碎片扫掠模型,确定该飞机受碎片影响区域为:中机身部分区域、与机身接近处的机翼前缘区域、短舱及吊挂,具体见图3中两个旋转平面之间区域。

1.2 防火系统组成

防火系统对飞机相应区域的着火、过热或烟雾情况进行探测,并向机组发出告警,以便机组及时采取相应的处理程序,是保证飞机安全可靠飞行的重要系统,因此在系统设计

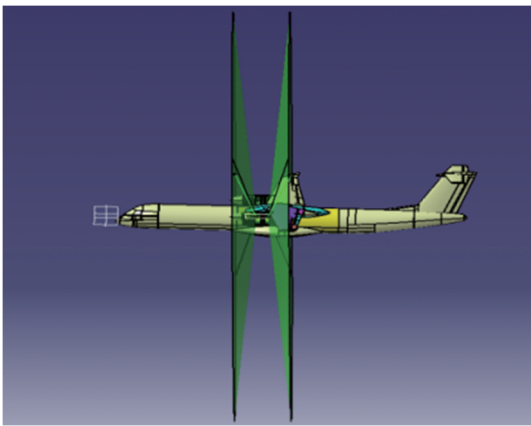


图3 飞机受影响区域
Fig.3 Impact area of the airplane

计中必须考虑发动机转子爆破事件对防火系统的影响。
某运输类飞机的防火系统包括探测系统、灭火系统和控制告警系统。探测系统由发动机舱火警探测系统、APU舱火警探测系统、货舱烟雾探测系统和盥洗室烟雾探测系统组成。灭火系统由发动机舱灭火系统、APU舱灭火系统、货舱灭火系统、盥洗室灭火瓶和手提式灭火瓶组成。控制告警系统包括驾驶舱顶部的防火控制板、盥洗室烟雾告警指示、火警控制盒、告警指示灯、提示谐音等。系统的组成及布置见表2。

表2 防火系统组成及布置
Table 2 The components and configuration of the fire protection system

防火系统组成		安装位置	是否在影响区域
探测系统	发动机舱火警探测系统	左、右发动机舱内	是
	APU舱火警探测系统	机身尾部APU舱结构上	否
	货舱烟雾探测系统	货舱天花板顶部	否
	盥洗室烟雾探测系统	盥洗室天花板顶部	否
灭火系统	发动机舱灭火系统	灭火瓶位于机翼根部,灭火管路由机翼通向发动机舱	灭火功能已失效
	APU舱灭火系统	灭火瓶位于液压设备舱,管理由设备舱通往APU的通路	否
	货舱灭火系统	灭火瓶位于液压设备舱,管理由设备舱通往货舱的通路	否
	盥洗室灭火系统	盥洗室废物箱上方	否
	手提式灭火系统	驾驶舱、客舱	否
告警指示系统	防火控制盒	后机身地板下	否

1.3 防火系统受影响设备

结合防火系统在飞机上的布置,判断系统设备是否在飞机受碎片影响区域内,判断结果见表2。需注意的是,发动机转子爆破时,发动机灭火功能会因为发动机舱的撕裂、灭火管路的损害而不再有效,因此对于飞机的防火保护主要取决于发动机的火警探测功能以及着火后可燃液体切断功能^[5]。分析可知,防火系统只有发动机舱火警探测系统受发动机转子爆破碎片影响。

2 防火系统防护设计

2.1 可接受的防护设计

对于非包容性发动机转子爆破影响,有以下三种常见的防护设计^[6]: (1) 将关键部件布置在碎片影响区域外。(2) 对必须通过影响区域的关键部件进行冗余设计,并且按碎片最大尺寸要求进行隔离。实际工程中,在机身内部空间充足的情况下,冗余设计按照大碎片最大尺寸进行隔离。(3) 对关键部件进行外部防护,通常利用机身结构或设置外部防护装置来对关键部件提供保护。采取此种方式时,需使用发动机制造厂商提供的转子碎片能量信息通过试验来验证,或由得到试验数据支持的分析来确保此种保护措施的可性。三种防护设计的特点见表3。

2.2 发动机舱火警探测防护

发动机火警探测系统用于在发动机着火情况下,及时

准确地向机组提供告警信号,考虑探测系统探测火警的特点无法安装在碎片影响区域外,因此采取其他方式对探测系统进行防护。

(1)火警探测回路冗余设计

火警探测器根据发动机舱的温度场分布及发动机舱具体的结构形式采用支撑支架安装在发动机上,为保证火警信号的准确性,一般探测系统均为双回路设计^[7],然而由于双回路之间间隔较小,在发动机碎片360°范围内甩出概率相同的情况下,双回路会同时被碎片打中继而丧失探测功能。因此在发生转子爆破情况下,探测系统双回路设计仍存在风险。

(2)火警探测回路供电线缆隔离安装

火警探测回路供电线缆若被碎片打中,即使探测器正常也会因丧失电源而无法工作或无法传递火警信息,因此,同样需要对供电线缆进行防护。对火警探测双回路按照图4方式安装,确保与探测器连接的供电线缆安装间隔满足大碎片最大尺寸要求,消除转子爆破导致探测器供电线缆失效的风险。

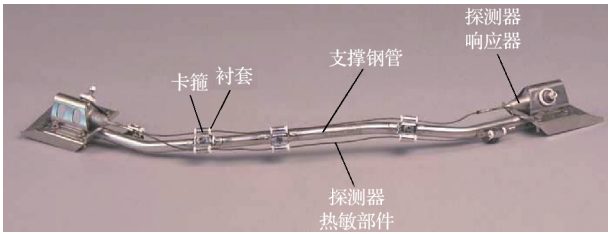


图4 火警探测器安装形式
Fig.4 Installation of fire detector

3 防火系统风险评估

对防火系统开展防护设计,除探测系统双回路在影响区域内无法避开碎片外,探测回路供电线缆已通过防护设计消除了风险,因此防火系统剩余风险为探测系统双回路所受危害。通过定量计算评估防火系统的风险。

(1)统计数据表明,发动机转子爆破事件在不同的飞行阶段发生概率不同,表4为不同飞行阶段的分布因子 D_j ^[5],其中, $j=0\sim6$ 。

表3 三种防护设计的特点

Table 3 The qualities of the three protection designs

特点	布置在影响区域外	冗余设计	外部防护
优点	设备不受影响;飞机重量不受影响	功能不受影响	设备不受影响
缺点	—	需要较大空间; 增加飞机重量(质量); 影响飞机重心	极大增加飞机重量;影响飞机重心
需做的分析工作	维修性分析、重心分析	可靠性分析;维修性分析;功能危险分析;共模分析	重量计算、重心分析
适用范围	尾吊(发动机)飞机	大型飞机;翼吊(发动机)飞机	大型飞机

表4 不同飞行阶段分布因子 D_j

Table 4 Failure distribution factor D_j in different flight phases

飞行阶段	地面	起飞	爬升	巡航	下降	进场	着陆
转子爆破事件发生的飞行阶段分布因子 D_j	D_0	D_1	D_2	D_3	D_4	D_5	D_6
	0	0.55	0.22	0.14	0.03	0.02	0.04

(2)以飞机左侧发动机发生转子爆破为例,按照表1中替代模型数据建立CATIA扫掠模型^[5],测量左发火警探测器双回路在不同转子级下的飞散角 M_i 、风险角 N_i ,其中 $i=1\sim7$ 。设备在发动机不同转子级下的测量角度见表5。

表5 不同转子级下的风险角 N_i 和飞散角 M_i
Table 5 Risk angles N_i and spread angles M_i for each stage case

关键设备		LR1	LR2	LR3	HR1	HR2	LR4	PT3
左发前部火警探测器 A、B回路	风险角 $N_i/(^{\circ})$	29.146	36.862	43.841	—	—	—	—
	飞散角 $M_i/(^{\circ})$	10	10	10	—	—	—	—
左发后部火警探测器 A、B回路	风险角 $N_i/(^{\circ})$	—	—	—	—	—	30.361	—
	飞散角 $M_i/(^{\circ})$	—	—	—	—	—	10	—

(3)按照式(1)计算任一飞行阶段中任一级转子爆破引发灾难性功能失效的概率 $P(H_{ij})$;按照式(2)对飞行阶段求和,结果为一次飞行中,不同转子级爆破后导致飞机灾难的概率 P_i ,计算结果见表6。

$$P(H_{ij})=D_j\frac{N_i}{360}\frac{M_i}{10}\tag{1}$$

$$P_i=\sum_{j=0}^6P(H_{ij})\tag{2}$$

表6 不同飞行阶段转子爆破导致灾难的概率
Table 6 The probabilities of catastrophe caused by uncontained rotor failure in different flight phases

灾难性功能失效	关键设备	LR1	LR2	LR3	HR1	HR2	LR4	PT3
发动机着火时无法告警	左发前部火警探测器 A、B回路	0.081	0.1024	0.1218	0	0	0	0
	左发后部火警探测器 A、B回路	0	0	0	0	0	0.084	0

(4)左发前、后部火警探测回路之间为“或”的关系,因此对不同级数下灾难概率求和;同时对所有转子级求平均,结果即为一次飞行中左侧发动机一级转子爆破后导致飞机灾难的概率,结果见表7。

(5)由于飞机左、右发火警探测系统对称布置,且在一次飞行中假定只会发生一级转子爆破^[5],因此,某型民用运输类飞机转子爆破后防火系统失效导致飞机灾难的风险为0.0556。

表7 一次飞行中一级转子爆破导致飞机灾难的概率

Table 7 The probabilities of catastrophe caused by uncontained rotor failure for one stage case in a flight

灾难性功能失效	关键设备	左发转子爆破
发动机着火时无法告警	左发火警探测器 A、B回路	0.0556

4 设计改进

防火系统火警探测 A、B 回路之间为“与”的关系,表示两个火警探测回路同时发生火警警报时,系统逻辑定义为真火警。

若机电系统检测到其中一个回路发生故障时,会剔除该回路的报警功能,剩余一个回路若发生火警警报,系统逻辑会定义为真火警;当同时检测到两个回路皆为故障时,系统逻辑定义为双回路故障;当一个回路发出火警警报而另一回路不响应时,采用计时的方式,由机电管理系统对不响应的一路计时,15s 后若还无响应,则将不响应的一路定义为故障进行剔除,逻辑定义为真火警,相应的火警警告信号输送给驾驶舱告警装置。

以上为火警探测系统在双回路因自身原因发生故障情况下的逻辑设定,未考虑外部因素导致故障的情况。而在发动机发生转子爆破时(发动机极大概率发生着火危险),由于双回路布置间隔小,无法同时避开碎片进而会同时失效,若按照以上原有的逻辑设定,系统逻辑定义为双回路故障,着火情况下无法发出警告信号。因此,对探测系统的告警逻辑进行改进,增加判断两个回路故障发生时间间隔的逻辑,将发动机因转子爆破着火这一情况包括进来,具体为:若机电系统检测到两个回路在5s内相继故障,则系统逻辑定义为真火警;若两个回路故障时间大于5s,则系统逻辑定义为双回路故障^[8]。

对火警探测系统逻辑进行改进,使其无论在自身原因故障或因转子碎片导致故障情况下,均能对发动机着火情况进行告警,消除因探测回路在短舱内安装而存在的剩余风险。改进后的系统逻辑见表8。

表8 火警探测系统逻辑改进

Table 8 The logic improvement of fire detection system

回路 A	回路 B	控制器输出	
		原有逻辑	改进后逻辑
故障	火警	火警	采用原有逻辑
火警	正常	由15s计时法判定是否发生火情	
故障	故障	故障	故障间隔>5s:双回路故障; 故障间隔≤5s:火警

5 结论

本文基于转子爆破后发动机着火为前提,对某型运输类飞机防火系统的探测、告警功能进行防护,并评估防护后的剩余风险;通过对探测系统的告警逻辑进行设计改进,消除剩余风险。在开展防护设计及改进后,即使发动机着火,探测系统仍可向机组告警。

AST

参考文献

- [1] SAE AIR1537 Report on aircraft engine containment [S]. Society of Automotive Engineers, 1996
- [2] SAE AIR4003 Report on aircraft engine containment [S]. Society of Automotive Engineers, 1987.
- [3] 中国民用航空局.CCAR-23-R3 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定[S].北京:中国民用航空局,2004.
CAAC.CCAR-23-R3 Airworthiness standards:normal,utility, aerobatic,and commuter category airplanes[S]. Beijing:CAAC, 2004.(in Chinese)
- [4] 中国民用航空局.CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S].北京:中国民用航空局,2016.
CAAC.CCAR-25-R4 Airworthiness standards of transport aircraft[S].Beijing:CAAC,2016.(in Chinese)
- [5] AC20-128A Design considerations for minimizing hazards caused by uncontained turbine engine and auxiliary power unit rotor failure [S]. Boston:Federal Aviation Administration, 1997.
- [6] 鲍海滨,付仁合,王伟.民机非包容性转子失效危害防护设计研究[J].中国安全生产科学技术,2011,77(11):194-198.
Bao Haibin, Fu Renhe, Wang Wei. Research on hazard protection design of uncontained rotor failure on commercial aircraft [J].Journal of Safety Science and Technology, 2011,7 (11):194-198. (in Chinese)
- [7] 田永堂.飞机发动机火警探测系统设计浅析[J].测控技术, 2015,34(7):125-131.
Tian Yongtang. Analysis on design for aircraft engine fire detection system[J]. Measurement & Control Technology,2015, 34(7):125-131.(in Chinese)
- [8] 付尧明,向淑兰.现代民用飞机的发动机火警探测系统设计分析[J].西安航空技术高等专科学校学报,2003,21(3):5-9.
Fu Yaoming, Xiang Shulan. Designing analysis on engine fire detecting system of modern civil aircraft[J]. Journal of Xi'an Aerotechnical College, 2003,21(3):5-9.(in Chinese)

(责任编辑 陈东晓)

作者简介

杨晓娇(1986—)女,学士,工程师。主要研究方向:系统安全性。

Tel:029-86832324 E-mail:582789687@qq.com

The Analysis for Fire Protection System Based on Uncontained Engine Rotor Failure of Transport Category Airplanes

Yang Xiaojiao*

The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China

Abstract: Although the probability of uncontained turbine engine rotor failure is very low, the damage is huge when it happens, making serious threat to the flight safety, so parts 23 and 25 require that airplane design precautions be taken to minimize the hazard in the event of uncontained engine rotor failure. By studying related documents including airworthiness rules and advisory circulars, several protection designs and risk assessment for fire protection system are proposed, then the residual risks are eliminated through design improvement.

Key Words: uncontained engine rotor failure; fire protection system; protection design; residual risks

Received: 2019-03-28; Revised: 2019-04-24; Accepted: 2019-05-17

*Corresponding author. Tel.: 029-86832324 E-mail: 582789687@qq.com