

发动机非包容性转子失效布置与防护设计

张旭东* 田瑞娜 王勤超 陈裕

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要: 民用飞机发动机服役经验表明:发动机非包容性转子失效仍会发生。为将这种非包容性转子失效可能带来的危害降至最低,基于一种发动机翼吊式安装的民用飞机,结合咨询通告 AC20-128A 的要求以及民用飞机设计的工程经验,开展了飞机内部系统布置和结构防护设计研究。首先介绍了减小发动机非包容性转子失效危害的设计流程和分析模型,其次从民航局审查关注的角度,重点阐述了不可控制的着火、推力损失、飞机操纵的损失、对乘客和机组人员的保护和结构完整性等五个方面的设计思路和方法。研究表明:飞机设计时,通过采取将关键部件和系统移出碎片影响区、冗余设计、提供可接受的防护等预防措施来减小发动机非包容性转子失效对飞机的危害,对发动机非包容性转子失效的设计和适航验证具有指导意义。

关键词: 发动机;非包容性;转子失效;布置;防护

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

在航空发动机设计时,发动机制造商都会对发动机进行包容性设计,但服役经历表明,尽管按照 CCAR33 部取得型号合格证的发动机表明了其设计具有上述能力,但由于某些因素导致的发动机非包容性转子失效(下文统称为转子失效)仍时有发生,并造成了多起伤亡事故,如:制造和材料缺陷,环境(鸟撞、腐蚀、外来物破坏),人为因素(维修、检查、运行程序不当),机械原因等^[1]。

1973 年 11 月 3 日,美国国家航空(NA)的一架 DC-10-30 型飞机在飞行途中 3 号 CF6 发动机突然发生故障。进气道与风扇罩脱落、风扇叶片脱落并击中机身、右侧机翼、1 号与 2 号发动机,还击碎一个窗户造成一名乘客被吸出窗外^[2]。

美国国家运输安全委员会(National Transportation Safety Board,简称 NTSB)调查结果发现,导致该事故发生的原因是转子叶片与发动机机匣发生摩擦,造成发生叶片与机匣发生共振。共振产生巨大的

作用力,导致该发动机大部分的风扇叶片发生脱落。

根据美国汽车工程师协会发表的关于燃气涡轮发动机非包容性转子失效的统计报告,28 年(1962~1989)内固定翼飞机(不包括旋翼机和辅助动力装置(APU))发生的非包容性转子失效事故共 676 起,其中包括 93 起三类事故和 15 起四类事故^[3-5]。

二十一世纪以来,也有大量的转子失效事故的发生,即使是空客公司装备较为先进的民用发动机之一的 A380 也不例外。在 2010 年 11 月 4 日,澳洲航空 A380-800 飞机的左翼内侧发动机发生转子失效事故,引起爆炸起火,所幸最后成功迫降,无人员伤亡。该事故发生的主要原因是由于中压涡轮轴承滑油管制造缺陷,导致疲劳破坏引起滑油着火并损坏中压涡轮轴,最终引起中压涡轮超转破裂产生了非包容性转子失效。

为了减小发动机非包容性转子失效给飞机带来的危害,民航规章 25 部中第 25.903(d)(1)条规定: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

* 通信作者。E-mail: zhangxudong1@comac.cc

引用格式: 张旭东,田瑞娜,王勤超,等. 发动机非包容性转子失效布置与防护设计[J]. 民用飞机设计与研究,2022(3):99-104. ZHANG X D, TIAN R N, WANG Q C, et al. Arrangement and protection design of uncontained engine rotor failure [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(3):99-104(in Chinese).

减至最小^[6]。目前,美国联邦航空局(FAA)提出的咨询通告 AC20-128A 阐述了满足此要求的符合性验证方法^[7]。为使发动机非包容性转子失效对飞机造成的危害降至最低,本文结合咨询通告 AC20-128A 的要求,开展了飞机内部系统布置和结构防护的设计措施研究。

1 国内外适航技术的发展

随着民用航空飞机的快速发展,民航安全事故也层出不穷,其中影响民航飞机运行安全的主要威胁之一是发动机非包容性转子失效。由于非包容性转子失效的危险性及其无法完全消除的特性,欧洲航空安全局(EASA)和 FAA 首先颁发了相关适航规章。

1988 年 3 月,FAA 发布了咨询通告 AC20-128,该通告以概率分析的方法来指导飞机的非包容性转子失效设计,但该通告生效以来并没有使得发动机转子失效引起的飞机灾难性事故减少。随后,针对发动机非包容性转子失效,FAA 及其相关机构收集了转子失效事故的大量相关资料,包括不同发动机、不同碎片类型等多种数据,并在此基础上开展了大量试验研究。在数据统计和试验的基础之上,修订了 AC20-128 的相关内容,并在 1997 年 3 月发布了 AC20-128A,对之后所有新研、修订和追加审定的飞机生效。

国内民用航空飞机行业的发展较慢,在 1985 年 12 月首次发布了中国民用航空规章第 25 部——运输类飞机适航标准(CCAR-25),并进行了四次修订。关于发动机非包容性转子失效的适航条款,CCAR-25 与 FAR-25 和 CS-25 的内容保持一致。同时,中国民用航空局(CAAC)认可并接受 AC20-128A 作为发动机转子失效相关条款的适航符合性验证方法。近些年,虽然国内民用航空业的发展较快,但与发动机非包容性转子失效相关适航技术及符合性验证方法的研究较少^[8-10]。本文基于一种发动机翼吊式安装的民用飞机,结合咨询通告 AC20-128A 的设计指导以及工程经验,开展飞机内部系统布置和结构防护设计研究。

2 减小发动机非包容性转子失效危害的设计流程

民用飞机在开展减小发动机非包容性转子失效

危害的设计时需遵从一定的流程,如图 1 所示,由图可知,减小发动机非包容性转子失效危害的设计是一项跨专业且复杂的工作,需多个专业协同完成。

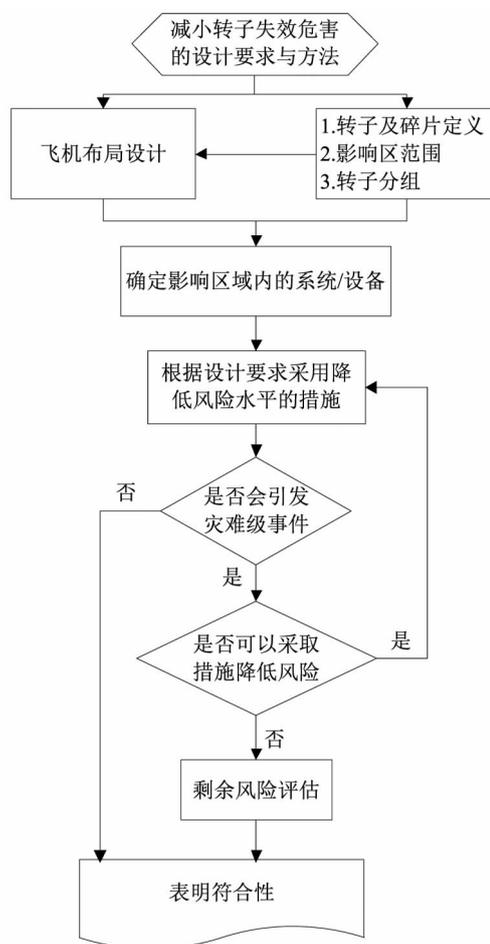


图 1 减小发动机非包容性转子失效危害的设计流程

开展设计工作时,首先根据适航条款和 AC20-128A 确定减小发动机非包容性转子失效危害的设计要求和办法,开展飞机布局设计和转子失效建模,根据发动机的位置和转子失效模型确定影响区范围。其次,同时加载转子失效模型和飞机数字样机,得出在影响范围中的系统设备和结构。最后,针对不同的系统设备和结构,进行布置和防护设计,尽可能地降低灾难事故的发生。对于无法避免地灾难性事故,采取剩余风险评估的方法来表明符合性。

3 发动机和转子失效模型

3.1 发动机简介

实例飞机采用常规式气动布局形式,前三点式

可收放起落架,后掠下单翼、正常式尾翼,左、右机翼下各安装一台先进的高涵道比涡扇发动机。发动机及短舱安装如图2所示。

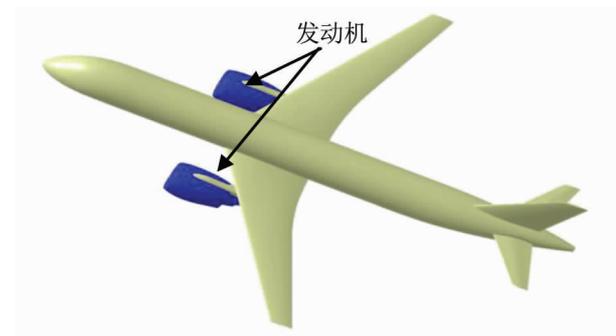


图2 实例飞机发动机安装位置示意图

3.2 转子失效模型简介

AC20-128A第9章介绍了发动机转子失效模式,根据第c节中说明,可采用替代碎片代替中碎片和1/3轮盘碎片。为减小工作量,实例飞机发动机转子失效模式采用可替代碎片、风扇碎片和小碎片等三种失效模式。

实例飞机每台发动机共有26级转子及密封盘,如果按每一级转子进行分析,工作量非常庞大,为减小工作量,对转子进行分组简化。转子分组原则遵循AC20-128A附录1中5.4节“为减少分析的工作量,发动机转子可以成组考虑,每组取其中最大的轮盘边缘半径转子”。实例飞机发动机转子分组如表1所示。

表1 实例飞机发动机转子分组表

转子组名称	包含的转子级
FAN	风扇转子
LPC	低压压气机转子1-3级
HPC	高压压气机转子1-10级及压力释放密封盘
HPT	高压涡轮转子1-2级、前出口密封盘及间隙密封盘
LPT	低压涡轮转子1-7级

根据发动机安装位置,可以确定实例飞机发动机转子失效碎片影响区域包括中机身、翼身整流罩、外翼、中央翼、吊挂的结构和位于其中的系统设备、管线路等,对于不在转子失效区域内的设备,若其串联线路上的设备或管线路位于转子失效区,也会受到非包容性转子失效的影响。发动机非包容转子失效示意如图3所示。

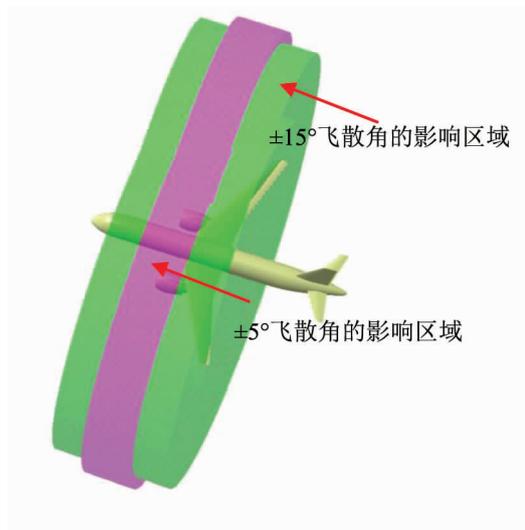


图3 发动机 $\pm 5^\circ$ 和 $\pm 15^\circ$ 飞散角的影响区示意图

4 布置与防护设计

4.1 概述

近年来,航空工业采用的设计表明:通过有效地消除某些特殊风险或将剩余风险降低到最低水平,可以降低飞机整体风险。根据咨询通告AC20-128A的设计要求,适航审查局在审查所申请的飞机设计时,将重点关注以下五点:

- 1) 不可控制的着火;
- 2) 推力损失;
- 3) 飞机操纵的损失;
- 4) 对乘客和机组人员的保护;
- 5) 结构完整性。

4.2 不可控制的着火

不可控制的着火主要考虑发动机灭火系统、可燃液体切断阀的有效性以及燃油箱的设计。对于发动机灭火系统,实例飞机将发动机灭火瓶布置在前货舱内,灭火管通过机翼前缘进入吊挂和发动机区域,位于转子失效影响区域内,为使转子失效导致发动机灭火系统的失效概率尽可能降低,将发动机灭火系统的火警、过热或烟雾探测和告警控制线束布置在与管路一致的路径上。

可燃液体切断阀包括燃油和液压切断阀两种,切断阀设备本身都布置在替代碎片 $\pm 5^\circ$ 飞散角影响区域之外,仅位于另一侧小碎片 $\pm 15^\circ$ 飞散角影响区域之内。经小碎片穿透路径分析,小碎片需穿透整个机身才能击中切断阀设备和控制线束,AC20-

128A 表明:关键部件已被飞机的主要结构(比如机翼的下表面铝蒙皮、吊挂、增压舱的铝壁板或相类似的结构)保护时,单个小型高能碎片的危害已被降低至最小,故小碎片不会导致切断阀的功能丧失。另外,将切断阀控制线束与灭火管路和控制线束进行多余度设计,即将两者布置在不同的路径位置,保证单个替代碎片只可能击中某一条路径,进而保证发动机着火时能够得到有效的控制。

位于替代碎片 $\pm 5^\circ$ 飞散角影响区域之内的燃油箱设计时,需设计干舱,实例飞机的干舱设计如图 4 所示。

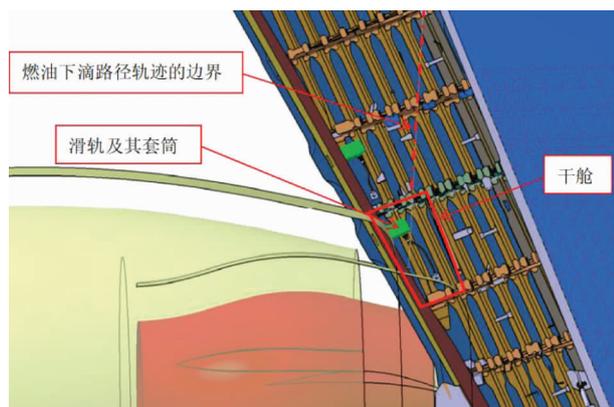


图 4 实例飞机干舱示意图

设计结果满足 AC20-128A 第 8 章“不可控制的着火”中油滴距发动机短舱潜在点火源最小距离为 10 ft 是可接受的要求。另外,实例飞机将燃油箱设计为三油箱布局,分为中央翼油箱和左右主油箱,其中左右主油箱不在同侧的发动机替代碎片 $\pm 5^\circ$ 飞散角影响区域之内,而小碎片不会对燃油箱造成穿透损伤,保证了飞机持续安全飞行和着陆所必需的燃油。

替代碎片击穿燃油箱形成的漏油区域均在同侧发动机防火墙之后,如图 5 所示,气流将泄漏的燃油吹离发动机火区。

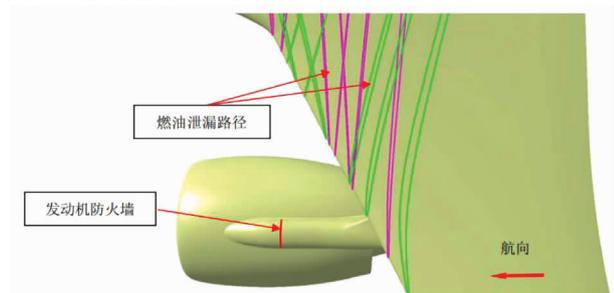


图 5 燃油漏油路径示意图

4.3 推力损失

推力损失主要考虑燃油保存、发动机控制以及发动机防护等三个方面。在 4.2 节中介绍了燃油箱设计情况,其满足在发动机发生转子失效时飞机持续安全飞行和着陆所必需燃油的要求。发动机控制线束采用多余度设计,在机翼中的路径为机翼前缘和后缘两个余度;在机身中的路径为客舱地板和客舱天花板两个余度,路径余度间隔都满足单个替代碎片最大尺寸的要求。

实例飞机为翼吊式双发飞机,双发失效事故是无法避免的,但可通过剩余风险评估来表明符合性。为减小该事件的剩余风险值,在满足气动布局的前提下,尽量把两个发动机的间距 M 布置到最大,如图 6 所示,用于减小一侧发动机对另一侧发动机的扫掠角 α 。

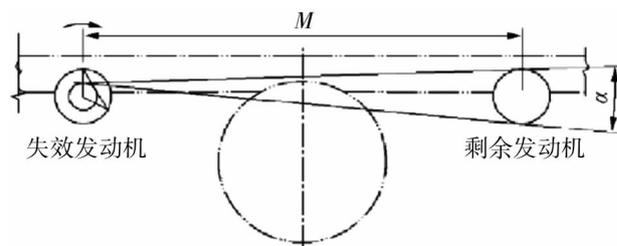


图 6 一侧发动机对另一侧的扫掠角

4.4 飞行操纵的损失

飞机操纵的损失主要考虑飞行操纵、应急电源、液压输送以及反推力系统的有效性,需满足发动机转子失效不会导致飞机任一轴向操纵功能的丧失。

实例飞机在设计飞机操纵相关系统时采用多余度设计,系统之间采用同余度设计,余度之间满足不被单个替代碎片同时击中的要求。将为飞行操纵提供液压能源的液压系统分为三套液压子系统,其中一套液压子系统完全布置在替代碎片 $\pm 5^\circ$ 飞散角影响区域之外,保证任何时候都有一套液压具有输送能力。电源系统由两个主电源通道和一个应急通道组成,左、右及应急通道均独立布置,物理隔离,其中应急电源的主要设备 RAT、应急盘箱等放置机头,位于转子失效影响区域之外。飞控作动器的控制线束路径与其能源供应管线路保持一致。

实例飞机反推装置在发动机短舱和吊挂内部设置有 5 把锁,在圆周方向(同一转子转动面内)以替代碎片的尺寸予以隔离,以及在发动机轴线方向上,保证有保持系统的元件位于 $\pm 5^\circ$ 影响区之外,从而

避免反推力装置的非指令性打开。

4.5 对乘客和机组人员的保护

对乘客和机组人员的保护主要考虑驾驶舱和增压舱的有效性。咨询通告 AC20-128A 表明:运输类飞机驾驶舱不应位于任何未经包容性鉴定的发动机转子 $\pm 15^\circ$ 飞散角范围内,除非按 7(c) 的要求为转子提供了充分的防护、折转挡板或相当的保护。实例飞机为发动机翼吊式飞机,驾驶舱位于机头区域,不在发动机转子失效 $\pm 15^\circ$ 飞散角影响区域之内。

对于申请在 12.5 km 以上高度运行的飞机,在考虑发动机安装位置时,应保证发动机转子碎片不会对增压舱造成影响。或设计表明:因转子碎片导致的座舱快速泄压发生时,允许实施应急下降而不致使飞行机组或乘客失去能力,并需满足在事故发生后的 17 s 内开始执行应急下降程序的要求。实例飞机的飞行高度为 12.1 km,低于 12.5 km,并飞行手册要求在事故发生后的 17 s 内开始执行应急下降程序,满足在 2 min 之内下降至 7.6 km 的要求。

4.6 结构完整性

发动机转子失效碎片可能击穿和损伤机体结构,导致灾难性的结构损坏,需对平动角范围的损伤情况,分别计算结构损坏后剩余强度是否满足要求。针对替代碎片,实例飞机按以下原则确定针对机体结构的发动机转子失效严重损伤情形:

- 1) 主传力路径相关结构部位;
- 2) 碎片扫略路径造成的损伤面积最大;
- 3) 静强度安全裕度最小结构部位。

得到位于影响区域内前机身、中机身、中央翼、外翼、吊挂及操纵面等机体结构的严重损伤情形。经分析,前机身、中机身、中央翼、外翼及操纵面的剩余强度满足要求。对于吊挂结构,通过多轮迭代计算,损伤区域会不断扩展直至吊挂结构完全破坏,不满足剩余强度要求,但可视为 I 类失效状态,进行剩余风险计算。

针对小碎片,发动机短舱和机身/机翼等蒙皮组成的两层及以上结构对小碎片具有有效阻挡穿透的能力,故满足剩余强度要求。

5 结论

本文基于发动机翼吊式实例飞机,开展了飞机内部系统布置和结构防护设计来使得发动机非包容

性转子失效危害降至最低的研究,首先给出了减小发动机非包容性转子失效危害的设计流程,在此基础上重点介绍了该实例飞机的布置和防护设计。

文中从审查方重点关注的五个方面进行设计:

1) 通过灭火和切断可燃源供给两种手段避免发动机不可控制的着火,并采取合理的燃油箱和干舱布局设计以保证飞机持续安全飞行和着陆所必需的燃油。

2) 对于双发翼吊飞机,双发失效事故是无法避免的,但可通过剩余风险评估来表明符合性。

3) 为保证发动机转子失效不会导致飞机任一轴向操纵功能的丧失,涉及飞机操纵相关的系统需采取多余度设计,系统之间采用同余度设计,余度之间满足不被单个替代碎片同时击中的要求。同时,为避免反推力装置的非指令性打开,可对反推锁进行多余度设计。

4) 飞机设计时尽量将驾驶舱设计在发动机转子 $\pm 15^\circ$ 飞散角范围之外;对于增压舱,需满足在发动机转子碎片击穿增压舱之后的 17 s 内开始执行应急下降程序的要求。

5) 对于替代碎片,通过有限元分析计算飞机机体结构的剩余强度,如不满足则进行剩余风险计算。对于小碎片,可认为发动机短舱和机身/机翼等蒙皮组成的两层及以上结构对小碎片具有有效阻挡穿透的能力。

发动机转子失效设计涉及到多个系统和结构,需多专业协同完成,对于关键系统/部件及管线路需进行备份和多余度设计,关键结构需防护设计,工程量多且复杂,建议在飞机的设计初期进行充分且全面的考虑。

参考文献:

- [1] 李涛. 民用运输类飞机发动机非包容性转子失效适航要求探讨[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛文集(下册). 沈阳:中国航空学会,2014:1711-1715.
- [2] 冯建文,吴长波,刘金龙. 航空发动机非包容性失效案例及思考[J]. 航空动力,2018(2):75-79.
- [3] Engine Containment Ad Hoc Committee. Report on aircraft engine containment: AIR1537 A [R]. Washington D. C.; SAE International, 1996.
- [4] Engine Containment Ad Hoc Committee. Report on aircraft engine containment: AIR4003 [R]. Washington

- D. C. : SAE International, 1987.
- [5] Engine Containment Ad Hoc Committee. Report on aircraft engine containment: AIR4770 (draft) [R]. Washington D. C. : SAE International, 1990.
- [6] FAA. Design considerations for minimizing hazards caused by uncontained turbine engine and auxiliary power unit rotor failure: AC20-128A [S]. Washington D. C. : FAA, 1997.
- [7] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部——运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [8] 陆入成, 李先哲, 李洋, 等. 飞机设计中发动机转子碎片非包容性设计 [J]. 航空学报, 2016, 37 (1): 351-363.
- [9] 王勤超. 减小飞机发动机转子爆破危害的设计方法初探 [J]. 科技信息, 2013 (20): 390-392.
- [10] 陈志达. 民航客机发动机转子非包容性损坏分析 [J]. 航空制造技术, 2011 (13): 75-79.

作者简介

张旭东 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 民用飞机转子失效防护设计研究。E-mail: zhangxudong1@comac.cc

田瑞娜 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 民用飞机总体布置设计研究。E-mail: tianruina@comac.cc

王勤超 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 民用飞机总体布置设计研究。E-mail: wangqinchao@comac.cc

陈 裕 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 民用飞机总体布置设计研究。E-mail: chenyu2@comac.cc

Arrangement and protection design of uncontained engine rotor failure

ZHANG Xudong* TIAN Ruina WANG Qinchao CHEN Yu

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The service experience of civil aircraft engines shows that the uncontained engine rotors failure still occurs. In order to minimize the hazards possibly caused by this uncontained rotor failure, based on a civil aircraft with an engine mounted on the wings, combining the requirements of the advisory circular AC20-128A and the engineering experience of civil aircraft design, the research on aircraft internal system layout and structural protection design was carried out. Firstly, this paper introduces the design process and analysis model to minimize the hazards of the uncontained engine rotors failure, and focuses on the design ideas and methods in five aspects from the perspective of CAAC review, including uncontrolled fire, loss of thrust, loss of airplane control, passengers and crew incapacitation, and structural integrity. The research results show that during the design of the aircraft, the hazards of the uncontained engine rotors failure to the aircraft can be minimized by taking preventive measures, such as locating the critical components or systems outside the likely debris impact areas, duplicate and separate design, and providing suitable protection if located in debris impact areas, which have guiding significance for the design and airworthiness verification of the uncontained engine rotors failure.

Keywords: engine; uncontained; rotor failure; arrangement; protection

* Corresponding author. E-mail: zhangxudong1@comac.cc