

航空发动机非包容性失效案例及思考

Uncontained Engine Failures Review

■ 冯建文 吴长波 刘金龙/中国航发研究院

美国西南航空 1380 航班事件以及近期其他相似的事件，引起了人们对于发动机失效的关注。本文梳理了适航条款对发动机包容性的规定、列举了美国国家运输安全委员会（NTSB）数据库非包容性事件的记录并详细分析了几起有代表性的发动机包容性失效案例，从安全的角度提出了航空发动机包容性设计及检测技术的几点思考。

美国西南航空一架注册号为 N772SW 的波音 737-700 飞机，4 月 17 日在执飞 1380 航班时，左侧 CFM56-7B 型发动机突发风扇叶片断裂，碎片击中了第 14 排舷窗导致飞机失压，一名乘客重伤不治。此次事件与 2016 年 8 月 27 日西南航空 3472 号航班事故惊人相似：二者均为波音 737-700 型飞机搭载的 CFM56-7B 发动机发生风扇叶片疲劳断裂，导致风扇进气道碎片击中机身、机翼以及后机身并造成舱内失压，但所幸上次事件中没有任何人员伤亡。在美国国家运输安全委员会(NTSB)调查进展通报中，将 2016 年 8 月 27 日的事件定性为发动机非包容性失效，但只将 4 月 17 日的事件称作发动机空中失效事件。另有一起相似事件是 2017 年 9 月 30 日发生的法航 66 班机。执飞该航班的 A380-800 在飞行过程中右侧的 4 号 GP7200 发动机突然爆炸，整流罩以及风扇叶片等部件脱落。在短短两年时间内连续发生几起发动机空中失效/非包容性失效事件，使得业界对转子件的安全性问题引起极大关注。



疑似击碎西南航 1380 航班舷窗的风扇进气道碎片

非包容性事件统计

美国汽车工程师协会(SAE)曾对 1962—1989 年的固定翼飞机发动机(不包括 APU)非包容失效事件频数作过统计，结果如表 1 所示。

其中，3 类损伤指飞机发生重大损伤但可以继续飞行并安全降落；4 类损伤指飞机发生严重损伤，包括硬着陆、人员伤亡、飞机全毁等。

笔者在 NTSB 事故调查数据库中

表 1 1962—1989 年固定翼飞机发动机(不包括 APU)非包容失效事件统计

报告号	时期	总数	3 类损伤	4 类损伤
AIR1537	1962—1975 年	275	44	5
AIR4003	1976—1983 年	237	27	3
AIR4770 (草案)	1984—1989 年	164	22	7
总数		676	93	15

表2 NTSB数据库中中与发动机非包容性失效相关的记录

日期	飞机注册号	机型	发动机型号	飞行阶段	NTSB报告号 (或事故编号)	概括
1965年6月28日	N761PA	波音707-321B	JT3D-3B	航路	A-72-206	第3级涡轮盘轴箱擦碰破裂,引起大火及爆炸
1972年6月13日	N8764E	DC-8-61	JT3D-3B	航路	A-72-206	第3级涡轮盘破裂
1981年9月22日	N309EA	L-1011	RB211-22B	航路	AAR-82-5	滑油泄漏引发火灾破坏结构
1981年9月22日	N101TV	DC-10-30F	CF6	起飞	A-82-38~39	低压涡轮盘破裂击中缝翼以及液压系统
1984年5月1日	N763AL	S-76A	250-C30	航路	A-84-58~60	涡轮盘破裂
1985年5月11日	SV223	波音737-200	JT8D-15	起飞	A-85-53~56	第2级低压涡轮盘破裂击中油箱引发火灾
1985年9月6日	N100ME	DC-9-14	DC-9-14	爬升	AAR-87-01	第9级和10级高压压气机叶片和其间隔圈脱落
1986年7月2日	PanAm47	A310	JT9D-7R4D-1	爬升	A86-61~64	高压涡轮密封失效引发构建连锁失效
1987年2月27日	N356PS	BAe146-200A	ALF 502R-5	航路	LAX87FA128	涡轮叶片脱落并击穿机身
1988年4月14日	N110UR	F28 MK 4000	RB183	航路	BFO88FA036	第1级涡轮盘脱落并击中机身
1990年10月28日	N52DC	达索“猎鹰”50	TFE 731-3-1C	航路	NYC91LA020	低周疲劳导致风扇盘脱落
1991年5月3日	N425EX	波音727-100QC	JT8D	起飞	NYC91FA125	第9级高压压气机疲劳破坏,碎片击中燃油管线
1994年2月28日	N303EA	L-1011	RB211-22B	起飞	ANC94FA036	3号发动机中压压气机6/7级间轴由于腐蚀与疲劳发生非包容性破坏并击伤1号发动机
1995年6月8日	N908VJ	DC-9-32	JT8D	起飞	NTSB/AAR-96/03	高压压气机盘疲劳破坏,碎片击中燃油管线
1995年10月23日	N613FF	波音747-100	JT9D-7AH	起飞	MIA96FA013	5级涡轮盘轮毂在交变应力作用下破裂
1995年12月28日	F-GSCL	波音737-200	DC-9-14	爬升	A-97-2	第9级高压压气机盘边缘因疲劳断裂飞出
1996年1月30日	N413DA	波音727-200	JT8D-15	起飞	A-96-21~22	第4级低压涡轮盘沿子午面断裂,叶片飞出
1996年4月23日	N985DL	MD-88	JT8D-219	巡航	A-98-8	第4级低压涡轮叶片叶冠磨损致使阻尼下降、并改变了叶片自振频率,叶片发生高周疲劳断裂
1996年7月6日	N927DA	MD-88	JT8D-219	起飞	DCA96MA068	风扇轮毂破裂,碎片击穿后机身
1997年4月28日	UA1210	波音737-200	JT8D-7B	起飞	A-00-61~62 A-97-83	镀NiCad工艺不当,第10级高压压气机盘破裂
1997年6月17日	N875RA	MD-83	JT8D-219	爬升	A-98-40	高压涡轮盘轴断裂,盘脱落且未被包容
1997年9月7日	CP30	波音767-300ER	CF6-80C2B6F	起飞	A-98-27~33	高压压气机第3~9级轴疲劳断裂
1998年3月30日	C-FRYS	波音727-200	JT8D-17A	起飞	A-99-12~15	第3级和第4级低压压气机间螺杆疲劳断裂
1998年10月7日	N66734	波音727-200	JT8D-9A	起飞	A-00-61~62	第8级高压压气机盘轴飞出,击穿垂直尾翼
1998年10月15日	N902DE	MD-88	JT8D-219	爬升	A-99-51~54	燃烧室外壁破裂
1999年7月29日	N707CK	波音747-200B	JT9D-7J	航路	ANC99LA099	涡轮叶片脱落并击穿包容环
2000年4月25日	N39081	DC-10-30	CF6-50C2	起飞	NYC00FA122	第2级涡轮导叶固定锁具设计不良导致断裂
2000年9月22日	N654US	波音767-200	CF6-80C2B2	地面试车	A-00-121~124	第1级高压涡轮盘子午面破裂
2006年6月2日	N330AA	波音767-200	CF6-80A	地面试车	A-06-60~64	第1级高压涡轮盘子午面破裂
2008年8月6日	Del-ta624	波音757-200	PW2037	起飞	A-08-85~86	第2级高压涡轮盘连续5个榫根断裂
2009年12月17日	9V-JEB	波音747-200F	CF6-50	航路	A-10-98~100	第3级低压涡轮盘前承力环疲劳破坏

使用“uncontained engine failure”检索得到的部分与发动机非包容性失效相关的记录如表2所示。

适航规章包容性条款分析

适航规章中“包容”或者“非包容”的定义在与发动机相关的33部以及与飞机相关的23部和25部中都有涉及。狭义的“包容”是指发动机本身的包容，如果站在适航以及飞行安全的角度考虑，“包容”还需考虑可能导致碎片冲击航空器以及相应的安全防护。

咨询通告AC 33-5将包容定义为：没有碎片击穿发动机结构，但是不涉及碎片从发动机进气口以及排气口飞出的情形。此处的发动机结构特指包围主要转子件的结构（从机匣前安装边延伸至后安装边都包括在内）。

咨询通告AC 20-128A将非包容失效定义为：任何导致碎片飞出的可以危及飞机的发动机或者APU转子件失效。此处的转子件失效特指能释放高能碎片危及飞机的失效。

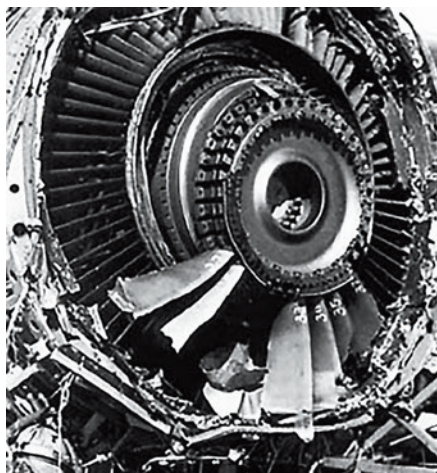
NTSB事故调查报告将发动机非包容失效定义为：发动机内部构件失效并通过发动机机匣和整流罩飞出，或者由于发动机失效导致的其他部件通过发动机机匣和整流罩的飞出。

典型非包容性案例分析

美国国家航空27航班

1973年11月3日，美国国家航空（NA）27航班的一架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，并击碎一个窗户造成一名乘客被吸出窗外。

NTSB调查结果发现，在事故发



NA27 航班发生事故的风扇盘

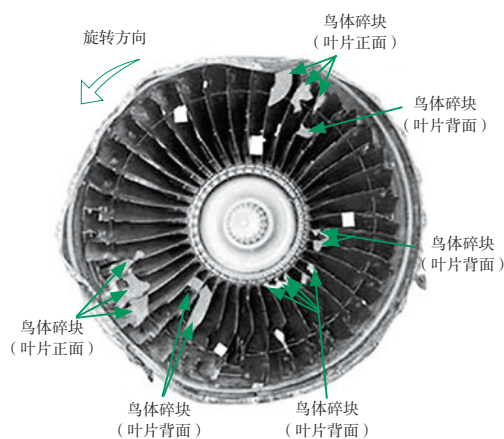
生前，3号发动机低压转子的转速从97% N1加速到100%N1并波动了数秒后，转子遭到破坏，而破坏时发动机转速（100%N1）远低于设计红线转速（111%N1）。最终调查推定本次事故的原因是叶片与机匣发生碰摩，并且在碰摩发生时的转速下，叶片第6阶振动模式与机匣第6阶振动模式发生共振。共振时巨大的作用力使得该发动机的38片风扇叶片中有32片脱落。

针对本次事故的改进措施包括：CF6风扇罩的连接支架数目从12个增加到21个；CF6榫头结构重新设计，使得榫齿连接极限强度由66.7kN(18000lbf)增加到266.9kN(60000lbf)；CF6风扇叶片叶尖与机匣间隙增加；AC 20-128A根据这次事故的数据制定了与发动机碎片抛射角度相关的规定。

这次事故带来的最深刻的教训是机匣与叶片的共振可能带来巨大的破坏作用。发动机设计方需要保证在发动机正常工作转速范围内不发生叶片与机匣的共振。

海外航空032航班

1975年11月12日，海外航空（ONA）032航班在纽约肯尼迪机场起飞滑跑



ONA032号航班遭受鸟击后的风扇

加速到约100kn时发动机遭群鸟撞击并起火。机长中断起飞并组织全体乘客成功撤离，但是大火将飞机彻底烧毁。

NTSB的事故调查结论是：鸟撞导致了发动机风扇叶片掉块，转子不平衡量增大，转动失衡导致叶片未包容飞出，切断了主燃油管线，泄漏的燃油被发动机高温部件引燃。根据事故调查结果，NTSB发布了18项安全建议。这些安全建议中，有6条涉及到CF6发动机承受外力打击，包括鸟撞的能力，有两条建议要求FAA重新评估现有的关于吞鸟的适航条款并提高标准要求。

发动机吞鸟的适航条款为1974年通过第6修正案引入的33.77条款，在此之前的吞鸟相关规定只有在咨询通告AC33-1中有所涉及。通过ONA032航班事故的调查，NTSB认为当时的33.77的条款不安全，在其调查报告中建议“修改33.77条款，规定大型发动机遭鸟群撞击时可能同时吸入的鸟的数目”。根据NTSB建议，FAA将33.77进行了修改。

英国空旅航空KT28M号班机

1985年8月22日，英国航空子

公司空旅航空KT20M号航班起飞时左侧发动机失效，机长迅速终止起飞并将飞机停在24号跑道上。但是，失效发动机燃烧室的一块碎片击中了油箱检修口盖板，造成了燃油泄漏并被引燃，共造成55人丧生。

英国航空事故调查局(AAIB)调查认为这是一起发动机非包容性事故，起因是9号火焰筒破裂刺破检修口盖并引发火灾。

发生事故的JT8D-15发动机9号火焰筒之前发现过裂纹并于事发前的1983年进行过熔焊修理，修理遵照英国航空公司的维修手册进行的，并没有按发动机制造商普惠公司规定的步骤进行固溶处理。普惠公司之前告知过用户熔焊修理会降低疲劳寿命但是没有给出具体降低的数值。英国航空公司在1980年才使用JT8D发动机，他们对普惠公司的服务通告理解为熔焊修理对高寿命的发动机才会有影响。AAIB经调查发现，9号火焰筒有的裂纹发生在上次修理的区域，有的裂纹发生在上次修理时完好的区域，所以最终的调查结论是：不能认定这次事故由不当修理导致。

这次事故给发动机制造方和运营方带来的教训是：发动机的维修需要依照原厂的维修说明或者经过

批准的替代方案进行。如果使用替代方案进行修理，则其对发动机的性能、寿命及随后的检修、维护等的影响需要事先进行评定。

美国联合航空232航班

1989年7月19日，美国联合航空232号航班DC-10-10型飞机安装于垂尾根部的CF6发动机风扇盘断裂，断裂后抛射的碎片损坏了飞机的全部三套液压系统，导致翼面失去控制。最终班机在迫降时失控倾覆，造成111人罹难。

NTSB最终调查报告认为这起事故的主要原因是联合航空发动机检修措施不当，以至于没有发现第1级风扇盘存在的疲劳裂纹。NTSB建议改进无损检修手段、缩短检查间隔以及分析这次事故发动机碎片散射类型、碎片尺寸以及能量水平并更新AC 20-128。

联合航空232号航班带来的教训包括：

一是大型大涵道比发动机风扇盘的破裂可能带来巨大的危害。咨询通告AC 20-128根据这次事故调查报告中对失事飞机水平尾翼撞击点的统计结果以及其他事故的调查结果进行了修改。

二是肇事的CF6发动机钛合金风扇叶片使用真空电弧重熔(VAR)

工艺制造。而该工艺不能保证零缺陷。CF6在1970年取得适航证，在联合航空232航班事故发生之前该型发动机从未发生过风扇盘轴失效的事件。虽然制造商当时清楚VAR工艺可能会带来较多的缺陷，但认为缺陷可以通过检修发现，所以没有制定风扇盘强制报废制度。联合航空232号航班事件发生后，对关于钛合金工艺的咨询通告AC 33.15-1进行了修改并推荐了替代VAR的其他工艺。

三是DC-10飞机三套液压系统均布置在尾翼内，系统容错性低，一旦尾吊发动机发生非包容性事件很容易全部失效。

澳洲航空32航班

2010年11月4日，澳洲航空执飞32航班的A380-800飞机的左翼内侧遛达900发动机爆炸起火，最后成功迫降，所幸无人伤亡。截至事故发生时，该发动机共服役6314h，累计677个循环。

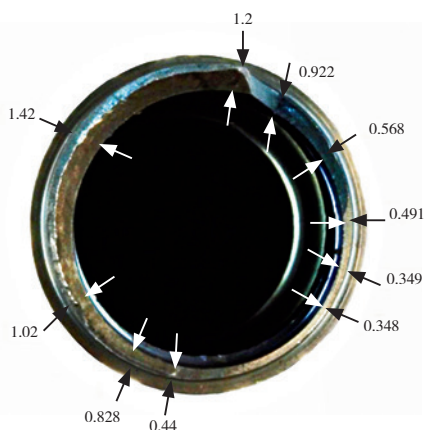
事故由澳大利亚交通安全局(ATSB)主导调查。ATSB在最终报告中公布的事故原因是由于中压涡轮轴承滑油管制造缺陷导致疲劳破坏引起滑油着火并损坏中压涡轮轴，最终导致中压涡轮超转破裂引起非包容性破坏。

遛达900中压涡轮轴承的滑油管向轴承提动滑油进行润滑。遛达900发动机的滑油管制造过程工艺问题导致壁厚不均匀，壁面名义厚度为0.91mm，然而实际厚度最薄只有约0.35mm。

事故调查中发现滑油管承受弯曲载荷，截面实际应力对于壁厚非常敏感，最薄处的实际应用远高于设计应力，引起了滑油管低周



KT28M 受损的油箱检修口盖



遆达900滑油管壁厚变化

疲劳破坏。滑油管疲劳破裂导致滑油泄露并在高温环境下引起自燃，破坏了其他密封件并烧毁了中压涡轮轴连接结构，引起了中压涡轮飞转并发生超转破坏。中压涡轮盘断裂为3块飞出，击穿了机翼等部件。

事故发生后罗罗公司改进了制造工艺，在发动机控制软件中加入了中压涡轮转速监测模块。这次事件主要的教训是润滑系统的小瑕疵最终引发了一系列连锁反应，导致了重大事故的发生。

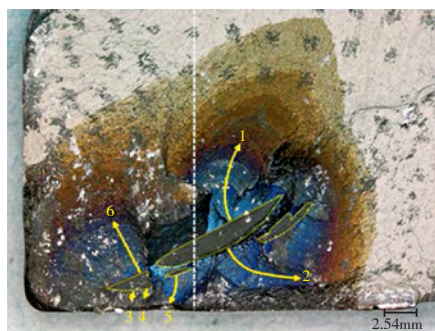
美国航空383航班

2016年10月28日，美国航空383航班起飞时，右侧CF6-80C2B6型发动机第二级高压涡轮盘破裂，碎片击中机翼油箱，引发大火严重损毁飞机。

事发的右侧发动机在发生事故时已经累计工作68785h，共10984循环。NTSB通过断口分析发现，断裂起始于盘孔，并在断口处发现了尺寸为3.8mm×2.5mm的白斑，白斑与正常金属组织界面处有发线（stringer），一种微米级氧化物颗粒。

CF6轮盘在铸锭造坯的过程中使用了真空感应熔化、电渣重熔和真

空电弧重熔的三重熔化工艺。NTSB推断白斑是由真空电弧重熔时引入，金属锭的碎屑掉入熔池，没被熔化直接混入坯内形成杂质。白斑组织含有氧化物、氮化物以及碳氮化物，晶粒较为粗大。白斑与发线构成了薄弱环节，抗疲劳性较差。NTSB在断口处发现了6条疲劳扩展裂纹，通过对1,2,6号裂纹疲劳痕的分析判断三条裂纹分别发生了约5700、5600和3700次低周疲劳循环。



故障发动机涡轮盘的6条疲劳扩展裂纹

早在2008年，FAA就在一份报告中将类似此次事故的缺陷定义为“隐形异常”（stealth anomalies），这种缺陷有两大特征：一是埋藏在合金内部，发射信号的强度比真实尺寸小；二是这种异常组织不含孔穴与裂纹且密度、弹性模量与正常组织一样，容易漏检。FAA推荐使用新的超声波检测手段对隐形异常进行检测。

故障发动机的第二级高压涡轮盘在2007年和2011年进行过涡电流检测与荧光渗透检测然而并没有发现该缺陷。这两种检测手段仅能检测出表面以及近表面缺陷而不能检测到次表层缺陷。在这两次检测中均没有使用超声检测，错过了发现缺陷的机会。

NTSB在本次事故最终调查报告

中建议对关键转子件使用超声波等手段进行服役期间内部缺陷检测并且在咨询通告AC 20-128A内增加针对有可能击中油箱的碎片大小、能量级别的规定。

几点思考

从上述非包容性典型案例分析可以看出，造成非包容性事件的原因多种多样，包括设计缺陷、工艺缺陷、维修缺陷、外界因素等。因此，减少非包容性事件需要发动机制造商、飞机制造厂商、运营方、维护方以及适航当局等诸多方面的共同努力，从已有的事故中总结经验，吸取教训，提高发动机包容性设计。

发动机无损检查对于及早发现转子构件内部缺陷具有重要作用，但是无损检查手段存在漏检的可能性。美国西南航空1380航班、联合航空232航班等许多事件都涉及到可能的漏检。应该发展新的无损检测手段、采用多种手段交叉检测、缩短检查间隔，在经济性与安全性之间寻求平衡。

近年来民用航空发动机越来越多采用复合材料风扇叶片。复合材料风扇叶片存在很多技术上的挑战，例如抗鸟撞能力差、无损检测技术不成熟等。这些技术需要进一步探索以及经受长期服役环境下的检验。

适航规章都会随着事故的出现进行修改调整。本次西南航空1380号航班事故的一个特点就是包容环经受住了冲击但是风扇罩在冲击作用下飞出。今后局方是否会在适航条款中对于包容性作更严格的规定，我们拭目以待。

航空动力

（冯建文，中国航发研究院，工程师，主要从事强度分析工作。）