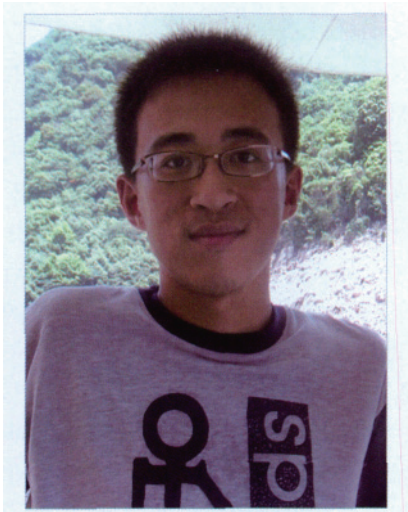


# 民航客机发动机转子非包容性损坏分析

Analysis of Uncontained Engine Rotor Events for Civil Airplane

上海飞机设计研究院电气系统设计研究部 陈志达



陈志达

硕士,毕业于南京航空航天大学电机与电器专业,在校期间获国家发明专利1项。现就职于上海飞机设计研究院电气系统设计研究部EWIS室,任助理工程师1职,主要从事国内某支线客机与国内某干线客机的系统布线设计工作。

发动机转子非包容性损坏是指由于环境(鸟撞、腐蚀、外来物破坏)、制造和材料缺陷、机械、人为等因素(维修、检查、运行程序不当),导致发动机转子碎片从发动机甩出而可能对飞机造成危害的任何损坏。尽管涡轮发动机和APU制造商正竭力减小非包容性转子损坏的可能性,但是

涡轮发动机的损坏会导致高速碎片穿透邻近结构、燃油箱、机身、系统元器件和飞机上的其他发动机,对飞机以及机上人员的安全造成严重威胁。本研究在分析相关适航条款的基础上,说明了减少发动机非包容性转子损坏危害的部分设计防护措施,并给出了一种发动机转子非包容性损坏的风险分析方法,从而最大程度地减小非包容转子对飞机结构及系统的影响。

事实表明非包容性压气机和涡轮转子损坏仍然在不断发生。

1989年7月19日,美联航一架编号为232号的DC-10班机因二号发动机扇叶片脱落损坏了机上所有液压系统,导致飞机无法正常控制,在依阿华州苏城紧急降落时发生翻覆,285名乘客中有111人死亡。2010年11月4日,澳航的空客A380从新加坡起飞不久后一侧发动机发生爆炸,碎片击穿飞机左翼,左翼中部燃料箱被击穿漏油;靠近尾部的燃料供应系统受损;部分刹车和近地扰流器失灵;2套液压系统中的1套严重受损;一台发电机及其相关系统停止工作;防滑制动系统失灵。客机急降新加坡樟宜国际机场,所幸

机上459人无一受伤。

涡轮发动机的损坏会导致高速碎片穿透邻近结构、燃油箱、机身、系统元器件和飞机上的其他发动机,对飞机以及机上人员的安全造成严重威胁。本研究在分析相关适航条款的基础上,说明了减少发动机非包容性转子损坏危害的部分设计防护措施,并给出了一种发动机转子非包容性损坏的风险分析方法,从而最大程度地减小非包容转子对飞机结构及系统的影响。

据SAE(汽车工程师协会)统计资料,1962~1989这28年间共计1089.6百万发动机运行小时发生的固定翼飞机燃气涡轮发动机转子非包容性损坏事件如表1所示。

表1 28年间发动机转子非包容性损坏事件统计

报告编号	事件数量			
	时间段	共计	3类	4类
AIR1537	1962~1975	275	44	5
AIR4003	1976~1983	237	27	3
AIR4770 (Draft)	1984~1989	164	22	7
总数		676	93	15

要完全消除非包容性转子损坏不大可能,所以 FAA (美国联邦航空局) 发布的 FAR 第 23 部(正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准)和 25 部(运输类飞机适航标准)都要求飞机设计采取措施把此类事件造成的危害减至最小。

### 适航条款

#### 1 FAA 第 33 部

限于现有的制造和材料等因素,随着飞行时数的增加,长期工作在严酷环境下的飞机发动机涡轮叶片因使用寿命等造成老化和断裂的问题几乎不可避免。FAA 认为只要能够保证发动机机匣的包容性(不飞出机匣损坏机体),飞机在发动机涡轮叶片断裂以后可以通过关闭故障发动机返场着陆,并且认为发动机转子的完整性和机匣的包容性应是发动机制造商的责任(已经写在 33 部(发动机适航标准)内)。

然而使用经验及飞机的服役经历显示发动机转子非包容性爆裂事件仍然以相当可观的概率发生着(从上文 SAE 统计数据可以得到  $676 / (1089.6 \times 10^6) = 0.62 \times 10^{-6}$ )。所以 FAA 认为,必须要有 33 部规定以外的并比它要求更高的关于发动机安装方面的安全防护措施。

#### 2 FAA 第 25 部

在 1970 年 5 月 8 日生效的 25-23 号修正案中,FAA 提出了 25 部对转子爆裂非包容性的防护要求,即 25.903 (d) (1)。

25.903 (d) (涡轮发动机的安装) (1) 指出,“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”。涉及条款包括 25.863 (可燃液体的防火)、25.365 (增压舱载荷)、25.571 (结构的损伤容限和疲劳评定)、25.963 (燃油箱:总则)、25.1189 (切断措施)、25.1461 (含高能转子的设备)等。

FAA 于 1988 年在 25.903 (d) 修订后 (Amdt.23) 发布了咨询通报 (Advisory Circular) AC 20-128,其中的信息基本与先前的 FAA Order 8110.11 (1975 年 11 月 19 日)一致。有关 AC 20-128 的修订工作于 1989 年美联航 232 空难后开展,其最终于 1997 年 3 月 25 号正式发布。AC 20-128 给出了把涡轮发动机和辅助动力装置非包容性转子损坏的危害减至最小的设计考虑,并为达到以上目标提供了指南。

### 设计考虑

在 1989 年 7 月 19 日的“苏城空难”中,由于发生故障的二号发动机是 DC-10 垂尾上的发动机,重达 160kg 的涡轮在飞行途中突然断裂,损坏了垂尾发动机罩,碎片同时破坏了尾翼的 3 套液压系统,导致飞机无法正常操纵,结果酿成悲剧。如果在飞机设计之初就考虑好关键系统的布置,悲剧也许可以避免。

AC 20-128 指出,“减轻发动机和 APU 非包容性转子损坏危害的最

有效的方法包括:(i)将关键元器件置于可能的碎片撞击区之外;或者(ii)分离、隔开、冗余和遮护飞机关键元器件和/或系统”。AC 20-128 不仅明确了“飞机关键元器件/系统/区域”,而且给出了划定发动机转子发生非包容性损坏受影响区域的方法。

#### 1 关键元器件/系统/区域

飞机关键元器件/系统/区域包括:(1)其他任何发动机或提供必需功能的 APU;(2)机身增压段以及机身、机翼和尾段的其他主要结构;(3)驾驶舱区域;(4)燃油系统元器件、管道和油箱;(5)控制系统,例如主与副飞行操纵、电源电缆、液压系统、发动机控制系统、可燃液体切断阀以及有关的作动线路或钢索;(6)货舱、APU 或另一发动机的任何灭火系统,包括通往这些系统的电气线路和灭火剂管道;(7)发动机进气附件;(8)继续安全飞行和着陆所必需的仪表;(9)无意打开可能会造成灾难性后果的反推力系统;(10)高度飞行的飞机的氧气系统。

#### 2 受影响区域

发动机转子非包容性损坏影响区域即飞机在转子损坏中产生的非包容碎片可能影响到的区域,为转子碎片飞散不同角度所形成的平面与飞机区域的叠加。AC 20-128 明确了转子碎片飞散角的定义,即从单级转子旋转平面的中心(与发动机或 APU 轴心线的交点)处向前及向后所量得的表示转子碎片可能散布范围的一个角度。

表2 不同转子碎片类型的最大尺寸和飞散角状态

碎片类型	最大尺寸	飞散角/(°)
1/3转子碎片	1/3轮盘+1/3叶片高度	±3
中碎片	带叶片的轮盘半径的1/3	±5
小碎片	叶梢尺寸的1/2	±15
风扇叶片碎片	叶梢处1/3叶形部分高度所对应的尺寸	±15

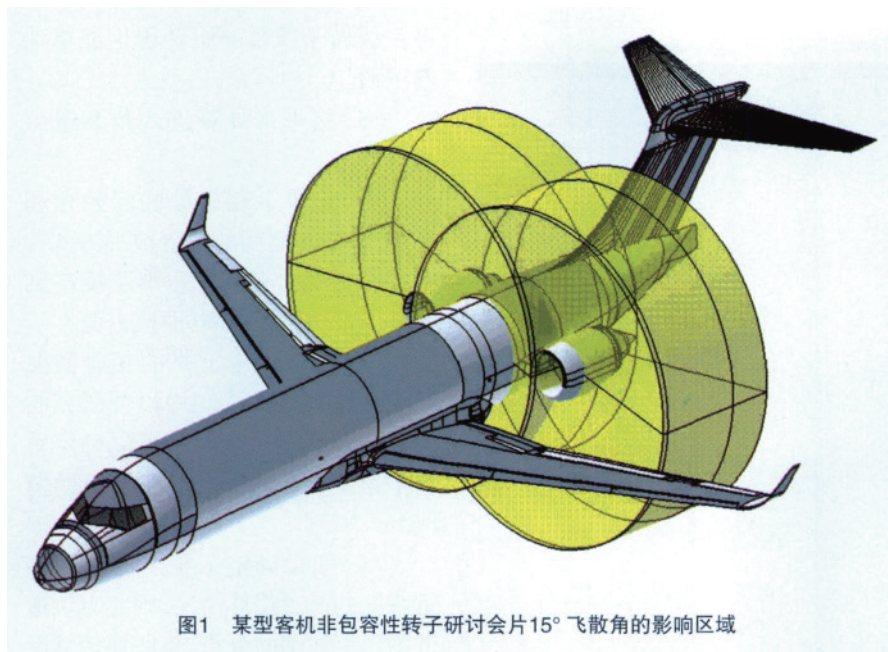


图1 某型客机非包容性转子研讨会片15°飞散角的影响区域

不同类型的转子碎片因不同的能量状态具有不同的飞散角,见表2所示。

图1为国内研制的某型号支线客机在发动机各级转子碎片按15°飞散角抛射情况下的受影响区域,包括后货舱、客舱后部、机翼、尾段、发动机及吊挂。

### 3 设计防护措施

AC中给出了可接受的设计防护措施包括:防火(灭火系统、可燃液体的关断阀门、关键功能的防火、燃油箱);推力保持(燃油储备、发动机控制及其他对发动机的损坏);飞机操纵的保持(飞控系统、应急能源、液压系统、反推系统);对乘客和机组人员的保护(驾驶舱、高海拔运行的客舱释压);结构完整性。受篇幅所限,本课题仅以“飞机操纵的保持”为例,从4个方面对这一部分的设计防护措施进行介绍。

#### (1) 飞行操纵。

飞行操纵系统的组件应充分隔开或加以保护,使得单个1/3轮盘碎片的甩出不会导致飞机任一轴向操纵功能的丧失。双重(或多重)主飞控操纵组件的布置应能防止在任一轴向的所有组件因单个1/3轮盘碎

片而一并损坏。

#### (2) 应急电源。

应把关键功能的供电因非包容性转子事件而丧失的可能性降到最低程度。电气系统关键性的确定取决于飞机的营运。例如,批准进行ETOPS(Extended Twin-engine OperationS-双发飞机延伸航程运行)营运的飞机要依赖交流电源(如液压马达发电机或APU),其配置的电气布线在1/3轮盘撞击区内应隔开到最大限度。

#### (3) 液压输送。

任何在撞击区内设置的必需的液压系统输送器件应有隔离措施确保维持飞机操纵所需的液压输送。单个1/3轮盘碎片不应导致所有必需的液压系统的丧失或飞机任一轴向上的所有飞行操纵功能的丧失。

#### (4) 反推力系统。

应考虑非包容性转子破坏是否会在空中无意打开反推力而可能使飞机失去控制。

如果非包容性损坏可能导致反推力打开,应咨询发动机制造商以建立需考虑的失效模式。可接受的将影响降为最小的一种方法是:设置反推力装置抑制器使得单个转子的碎片不会导致所有抑制器都失效。

## 安全性分析

发动机转子非包容性损坏的安全性分析是指飞机制造商利用发动机供应商提供的转子碎片特性,做出碎片的运动轨迹,对飞机受影响区域的受影响部件进行分析,对于能造成灾难性失效条件的受影响部件进行风险评估,判断飞机级的风险水平和/或特定转子碎片风险水平是否大于可接受的风险水平。图2给出了发动机转子非包容性损坏的安全性分析框图。

### 1 假设

AC 20-128中对转子非包容性损坏分析的前提作了几条假设:

(1)除非有专门的防护措施,1/3转子碎片的能量被认为无限大;

(2)碎片的飞散角和平动角(在一定飞散平面范围内飞出的角度)在可能的方向上被认为是均匀分布;

(3)控制钢索/电缆一旦被碎片击中即被认为断裂;

(4)碎片在飞行中击穿燃油箱

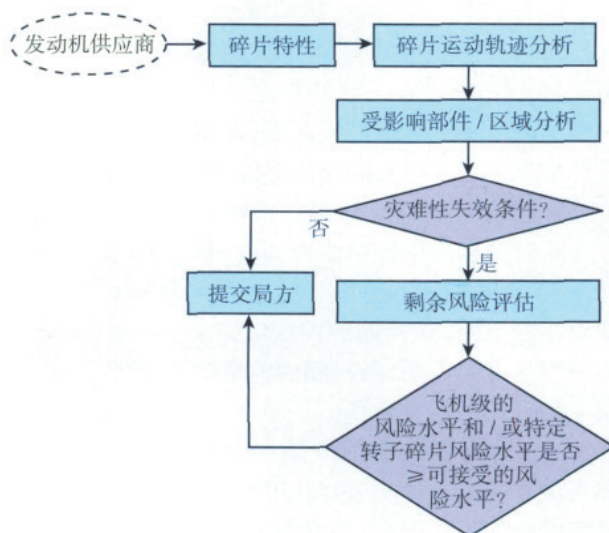


图2 发动机转子非包容性损坏的安全性分析框图

表3 飞控系统矩阵

位置	部件	受损对象	装置源	详细
左	副翼	钢索/操纵面	液压源	#1 & #3
右	副翼	钢索/操纵面	液压源	#2 & #3
左	外多功能扰流板	控制电路/操纵面	液压源	#1
右	外多功能扰流板	控制电路/操纵面	液压源	#1
左	外襟翼	导轨/操纵面	电源	交流汇流条1 交流重要汇流条
右	外襟翼	导轨/操纵面	电源	交流汇流条1 交流重要汇流条
左	方向舵	钢索	液压源	#1、#2&#3
右	方向舵	钢索	液压源	#1、#2&#3
左	升降舵	钢索	液压源	#1 & #3
右	升降舵	钢索	液压源	#2 & #3
通道1	俯仰配平	控制电路/电源电路	电源	交流汇流条1 直流汇流条1
通道2	俯仰配平	控制电路/电源电路	电源	交流重要汇流条 直流重要汇流条

后不会导致燃油箱爆炸;

(5)对飞机上关键结构的损坏会导致灾难性后果。

## 2 步骤

发动机转子非包容性损坏风险评估的一个完整逻辑步骤包括:

(1)确定各单个系统(包括多重系统和关键结构)的组合或同时失效可能引起的功能危害性;

(2)建立功能危害树或系统矩阵(如表3所示):确定在设备位于转子爆破撞击区之中时必须避免(若可能)的所有系统的相关组合失效。

在表3中:

- 对升降舵操纵而言,同一碎片不得同时切断:某一侧的钢索+另一侧的液压系统+3# 液压能源,即左升降舵钢索+2#和3# 液压能源,或右升降舵钢索+1#和3# 液压能源。

- 对俯仰配平操纵而言,同一碎片不得同时切断:通道1的电路+通道2的电路,某一侧的控制电路+另一侧的电源电路,某一侧的电源电路+另一侧的控制电路。

(3)为每种损伤的平动风险角和飞散角确定碎片轨迹和轨道范围。将它们画在一张图上,并根据上述系统矩阵或功能危害分析确定可能导

致组合危险的轨道范围。

(4)考虑这些危害性的风险因子(如飞行阶段或其他因素),并计算每一级转子的每一种危害的风险。

(5)列表,总结并且取所有情况的平均值。

## 3 步骤

### 3.1 确定碎片轨迹和轨道范围

(1)绘制飞机系统在转子爆破撞击区范围内的剖面图与平面布置图,表明关键系统元器件的精确位置,包括燃油和液压管路、飞行操纵钢索、电气线束和接线盒、气源和环境系统导管、灭火元器件、关键结构等。

(2)为每一级转子画一个平面图(每张图中包括所有系统元器件相应外廓的视图),然后用来形成剖面图。

(3)生成代表各个发动机转子级及其前/后差异情况的模型或图样。

(4)接下来把每一级转子生成的各个抛射路径迭加到潜在转子爆破范围内的站位平面的剖面布置图上以研究其影响。在所有的轨迹范围内,右方向舵操纵钢索在221°和240°之间被右发1/3转子碎片击中,轨迹范围就为19°。这样,就可以为

每一级转子或每一组转子生成单独的图形。

(5)接下来计算进入角和退出角。

(6)记录下相碰处的起始角和终止角,两者之间的部分被视为该特定零部件将会被转子扇形物撞击到并被摧毁的轨道范围(即撞击面)。

(7)这样记录下来的相碰情况以表格形式被放入图中以便研究同时发生的影响。如此就可以确定对整个系统的影响并找出最严重的情况。

(8)如果确定了某个潜在的多重系统的严重损坏情况,则应对轨道范围作更详细的分析,将此损坏情况分解为特定的前-后飞散角(上的状态),用单个转子级的宽度来代替转子组合的宽度。

## 3.2 概率评估

(1)在分析中对那些会引起潜在灾难性危险的转子爆裂情况进行评估,使灾难性的实际概率量化。就一切情况而论,这个概率将取决于以下因素。

- 作为碎片来源的发动机的位置及其旋转方向;
- 关键系统和关键结构的位置;
- 转子级和碎片类型;
- 转子碎片的平动轨迹;
- 碎片的特定飞散角范围;
- 破坏发生时所处的特定飞行阶段;
- 与特定功能丧失有关的特定风险因子。

(2)发动机位置。

该分析指针对处理在一次飞行中发生单个转子爆裂事件对系统的影响,其概率为1.0。由于其原因可能是发动机中的任何一台出故障,所以来自每台发动机的风险应以发动机的数目平均之。

分析轨迹图将明确显示某种系统损坏是来自特定发动机一定旋转方向的转子碎片才会引发的;或者

也会显示对于同样的系统损坏,各台发动机的轨道范围可以有明显的不同。风险总结应把每台发动机的情况(包括发动机位置在内)分别列表示出。

### (3) 转子组件。

每一级转子损坏的概率都假定为 1.0。发动机每一级转子的单独风险均应评估并列表,以便进行分析。

### (4) 平动风险角( $\phi$ )。

一个碎片与受分析元器件/结构相碰范围对应的弧线所包含的角度数。

### (5) 轨道概率( $P$ )。

离开发动机机匣的转子碎片在整个  $360^\circ$  范围内从任一角度甩出的概率是一样的,因此,该碎片撞击某系统元器件的概率  $P$  应为平动风险角  $\phi$  除以  $360$ ,即  $P=\phi/360$  或  $(\phi_2-\phi_1)/360$ 。

### (6) 飞散角。

如果分析中的失效类型假定一个(前/后)飞散角为  $\pm 5^\circ$ ,那么总的飞散角将是  $10^\circ$ 。如果某个关键元器件在此飞散角内只是在有限的位置处才会被撞击到,那么该关键元器件被撞击的可能性应按其在飞散角内的轴向占位乘以一个因子,例如  $(\psi_2-\psi_1)/\psi$  飞散角。如果某元器件只有可能在最前面的  $+4^\circ\sim+5^\circ$  范围内被撞击到,那么该因子为  $0.1$  (即  $1^\circ/10^\circ$ )。

### (7) 飞行阶段。

某些类型的系统损坏可能只是在某个特定的飞行阶段才会成为灾难性的,例如在起飞时达到  $V_1$  后另一侧的那台发动机受到撞击(灾难性概率为 1.0)。因而,特定情况可相应乘以有关因子来予以考虑。

起飞过程中最可能发生非包容性转子损坏,此时发动机承受最大应力。

表 4 给出了工业界所接受的有关发动机在各飞行阶段发生失效的百分比的标准概率。

上述飞行阶段失效分布比例

表 4 发动机在各飞行阶段发生失效的百分比的标准概率

飞行阶段	标准概率/%
超飞到行动速度 $V_1$	35
行动速度 $V_1$ 到第一次减小动力	20
爬升	22
巡航	14
下降	3
进近	2
降落/反推	4

被用于风险随飞行阶段而变化的那些失效情况的灾难性风险计算,  $D_p=P/100$ 。

### (8) 其他风险因子。

火灾、失压等其他风险应按每种情况不同利用保守的工程判断单独进行评估。这可能导致一个小于 1.0 的灾难性概率(即风险因子)。上述概率和因子与定义来产生任何随机转子爆破引发的特定事件概率的临界轨道范围一起组合使用。该值随后乘以为该情况评估所得的“风险”因子,以便为每种特定情况导出算得的灾难性概率。

典型的用于导致灾难性后果的

表 5 整个推力丧失的条件概率值

阶段	$D_p$	Risk
起飞到行动速度 $V_1$ 至第一次减小动力	0.20	1.0
爬升	0.22	0.4
巡航	0.14	0.2
下降	0.03	0.4
进近	0.02	0.4

整个推力丧失的条件概率值见表 5。

(9) 所有单个情况的概率随后列表并予以综合。

(10) 对一个正常飞行剖面的所有发动机上全部轮盘或转子级的相应值进行平均来得到平均飞行值。可利用以下步骤来计算每一种失效类型的平均飞行值:

·需要确定由于单个损坏的组合而存在着灾难性风险的危险窗口;

·对每一级情况计算所有关键性危害的风险;

·对每一级情况加上对所有风险因子的考虑,以及(若适用)对飞行阶段-失效分布因子的考虑;

·对每一台发动机计算以下平均值:所有转子级的数据/整个发动机转子级的总数;

·对每一型别飞机计算以下平均值:所有发动机的数据/发动机的数目。

第一步:对每一个会导致灾难性失效的事件,计算第  $j$  台发动机的第  $i$  级转子碎片对部件  $k$  产生影响的特定风险值( $Sa$  为总的可能飞散角度):

$$P_{i,j} = \frac{\sum_k \Delta\phi_{i,j,k} \times \Delta\psi_{i,j,k}}{360 \times Sa} \times P_{flight}$$

第二步: determination 对装有  $m$  台发动机(每台发动机上有  $n$  级转子)的飞机计算全局风险(或平均风险)并与可接受的风险水平进行比较:

$$Risk = \frac{\sum_j \left[ \frac{\sum_i P_{i,j}}{n} \right]}{m}$$

## 结论

飞机制造商在飞机结构强度设计及系统布局之初就尽最大可能通过参考相关局方的指导性材料、成熟机型的布局及工业界实践,最大程度地避免非包容转子对飞机结构及系统的影响。此过程会结合安全性分析一起完成,相互迭代。

申请人可利用 AC 20-128A 中给出的指南来表明对于 § 25.903(d) (1) 的符合性,该 AC 中的判据可用来说明:已采取实际设计措施来把由非包容性发动机碎片可能导致的危害减为最小,并且对每一种临界失效类型而言均已达到了该 AC 中所规定的可接受的风险水平。

(责编 良辰)