

# 转子非包容失效安全性的计算机辅助分析方法

张燕军, 孙有朝\*, 曾海军, 陆中, 王京娅

南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 210016

**摘要:** 转子非包容失效是威胁飞机飞行安全的典型特殊风险之一, 为了分析其对飞机安全性的影响, 开发了转子非包容失效安全性分析系统(URFSAS)。将飞机功能危险分析(FHA)中的灾难性功能危险与故障树分析(FTA)中的底事件及飞机数字样机中的设备模型形成映射关系, 建立了需求信息关系模型。在 CATIA 环境下基于 Monte Carlo 法以随机飞散角和平动角对转子碎片及其扫掠路径作空间几何变换, 基于区域划分和层次包围盒法检测失效的飞机设备, 通过故障树最小割集与仿真结果数据的对比分析, 实现了对转子非包容失效所触发最小割集的认识和安全性的定量分析。最后, 以某型飞机的应用实例分析, 表明了该系统的有效性和实用性。

**关键词:** 发动机; 转子非包容失效; 碎片; 安全性分析; 飞机数字样机

中图分类号: V22; TP311.5 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2013)02-0291-10

转子非包容失效是指高能的转子碎片脱离转子并穿透发动机机匣进而对飞机造成危害的所有失效。发动机转子长期工作于高载荷、高温和高转速的恶劣条件下, 结构设计不周、材料瑕疵、工艺缺陷、机械疲劳等因素都有可能对发动机转子断裂, 若此时碎片不能被机匣包容, 则可能会穿透飞机机身、机翼、燃油箱, 并破坏飞机的管路、线路等, 造成机舱失压、燃油泄漏、系统部件失效和控制失灵等后果, 极有可能导致灾难性事故发生, 是威胁飞机飞行安全的典型特殊风险之一<sup>[1]</sup>。

飞机系统的设计越来越复杂, 对安全性的要求越来越高, 但在技术上仍不能完全避免转子非包容失效的风险<sup>[2]</sup>。很多文献对发动机转子包容/非包容性进行了研究, 文献[3]~文献[5]通过对复合材料机匣、金属机匣等不同材料受冲击载荷的分析对比, 提出了通过改进机匣材料减少非包容失效发生的设计方法; 文献[6]~文献[11]通

过数值仿真、试验验证等方法检验转子碎片是否会穿透机匣发生非包容失效; 文献[12]~文献[14]通过数值分析研究了非包容碎片对机身结构、蒙皮及油箱等的影响; 文献[15]针对转子非包容失效的危害, 提出了飞机不同部位应采取的整体加强防护和局部加强防护的设计方法。然而, 上述研究仅从转子碎片对发动机和飞机结构的影响方面进行了研究, 无法检验非包容碎片对飞机系统安全性的影响, 难以对转子非包容失效导致系统设备组合失效的危险做出评估。

本文以飞机数字样机及发动机碎片模型为研究对象, 深入开展了转子非包容失效安全性分析方法的研究, 建立了需求信息关系模型, 提出了转子非包容失效安全性分析方法, 并通过 CATIA 二次开发构建了集成于 CATIA 环境的转子非包容失效安全性分析系统(URFSAS), 通过识别飞机转子非包容失效导致的灾难性功能危险, 发现飞

收稿日期: 2012-03-13; 退修日期: 2012-04-23; 录用日期: 2012-06-07; 网络出版时间: 2012-07-11 17:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120711.1704.004.html

基金项目: 中国民航局科技项目基金(MHRD200817, MHRD201123)

\* 通讯作者. Tel.: 025-84895963 E-mail: sunyc@nuaa.edu.cn

引用格式: Zhang Y J, Sun Y C, Zeng H J, et al. Computer aided analysis for uncontained rotor failure safety. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 291-300. 张燕军, 孙有朝, 曾海军, 等. 转子非包容失效安全性的计算机辅助分析方法. 航空学报, 2013, 34(2): 291-300.

机设计的薄弱环节,可对含有高能转子的运输类飞机、公务机等机型进行非包容失效安全性分析。

### 1 URFSAS 体系结构

URFSAS 主要包括需求信息导入模块、参数设定模块、模拟仿真模块等,具体体系结构如图 1 所示。

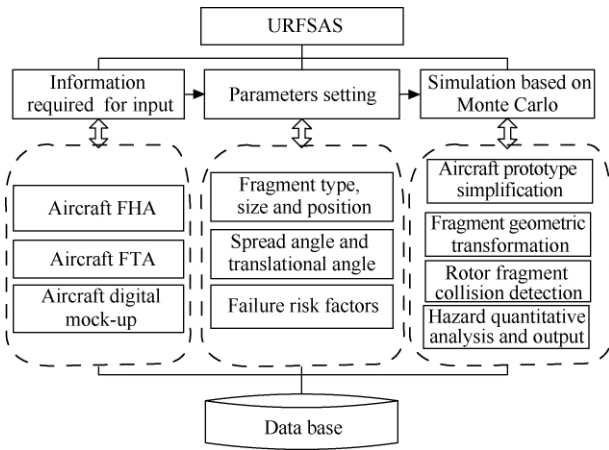


图 1 URFSAS 体系结构

Fig. 1 Structure of URFSAS

需求信息导入模块是将飞机功能危险分析 (FHA) 中的灾难性功能危险、故障树分析 (FTA) 中的最小割集、飞机数字样机及它们之间的映射关系导入 URFSAS 中;参数设定模块是对各类转子碎片的尺寸、位置、飞散角、平动角及风险因子等参数进行设定;基于 Monte Carlo 法的模拟仿真针对简化后的数字样机模型,以随机飞散角和平动角对碎片作空间几何变换,再进行碰撞检测并将仿真结果存储于数据库中,通过最小割集与仿真结果对比分析,识别灾难性危险,计算转子非包容失效导致飞机灾难性危险的概率,为飞机设备的布局设计和优化提供参考。

### 2 URFSAS 关键技术

#### 2.1 需求信息关系模型

飞机 FHA、FTA 及数字样机的设备模型作为 URFSAS 的需求信息,建立它们之间的关系模型是实现转子非包容失效安全性分析的基础。

如图 2 所示,设飞机 FHA 中灾难性功能危

险集合为  $A = \{a_1, a_2, \dots\}$ , 飞机 FTA 中底事件集合为  $B = \{b_1, b_2, b_3, \dots\}$ , 则有从  $A$  到  $B$  的映射  $f: A \rightarrow B$ ; 同样 FTA 中底事件集合  $B$  与飞机数字样机设备模型集合  $C = \{c_1, c_2, \dots\}$  存在映射关系  $g: B \rightarrow C$ , 如:底事件“xx 燃油泵无输出”对应数字样机中的“xx 燃油泵”。在 URFSAS 中,假定转子非包容失效的碎片能量足够大,并且飞机设备的失效模式均可由转子非包容失效的碎片触发。

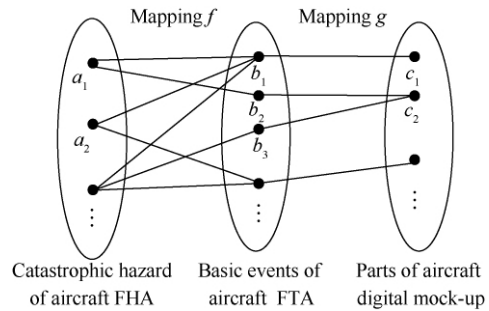


图 2 需求信息的关系模型

Fig. 2 Relationship model of information required

#### 2.2 URFSAS 输入参数

URFSAS 输入参数主要包括碎片类型、尺寸、位置、飞散角和平动角以及风险因子等。

1) 碎片参数。在碎片参数化建模的基础上,根据各级转子位置  $(x_i, y_i, z_i)$ 、半径  $R_i$ 、厚度  $h_i$  及转子叶片长度  $\sigma_i$  即可得到不同级转子各类碎片的模型。另外,碎片扫掠路径  $l_i$  以飞机翼展长度为参考。如图 3 所示为某级转子 1/3 轮盘碎片的相关参数。

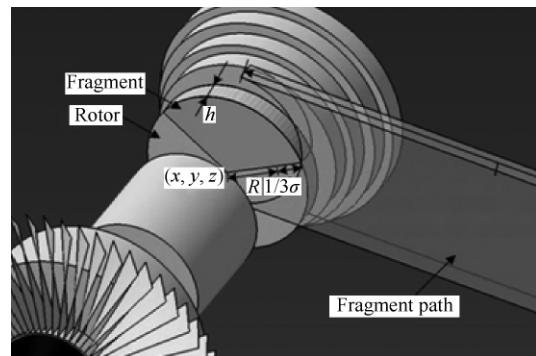


图 3 1/3 轮盘碎片参数示意图

Fig. 3 1/3 disk fragment parameters

2) 飞散角和平动角。转子非包容失效的影响区域通过碎片的飞散角和平动角描述。碎片飞散角是指从单级转子旋转平面的中心与发动机轴心线的交点向前或向后可能散布的角度;平动角是转子发生非包容失效时的径向夹角,如图4所示。根据转子非包容失效事故的统计结果,主要对1/3轮盘碎片、中等碎片及小碎片的非包容失效进行分析,其中1/3轮盘碎片的飞散角范围为 $\pm 3^\circ$ ,中等碎片的飞散角范围为 $\pm 5^\circ$ ,小碎片的飞散角范围为 $\pm 15^\circ$ ,3类碎片的平动角范围均为 $0\sim 360^\circ$ ,并认为其服从均匀分布<sup>[16]</sup>。

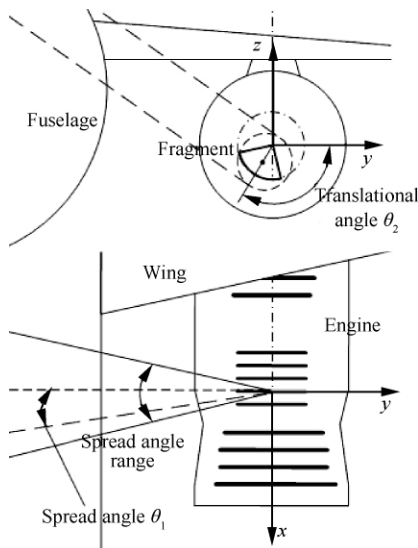


图4 飞散角和平动角

Fig. 4 Spread angle and translational angle

以发动机的转子级数、各级转子中心相对于飞机数字样机总体坐标系的位置坐标以及飞散角和平动角范围即可以确定非包容失效的影响区域。

3) 风险因子。转子非包容失效的风险因子包括飞行阶段风险因子和顶事件风险因子。飞机各飞行阶段 $S_1 \sim S_u$ 发生非包容失效的风险为

$$\Lambda = [\lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \cdots \quad \lambda_j \quad \cdots \quad \lambda_u] \quad (1)$$

式中: $u$ 为划分的飞行阶段的个数,一般包括飞机起飞到 $V_1$ 速度、 $V_1$ 速度到首次减少动力、爬升、巡航、下降、进近、着陆/复飞7个飞行阶段; $\lambda_j$ 为在 $S_j$ 阶段发生转子非包容失效的概率,取值范围为 $[0,1]$ 。

在飞机的实际飞行过程中,可能会出现灾难性顶事件 $a_i$ 发生但未造成灾难性事故的情况,即

故障树中事件的多态性,为了使计算结果与实际情况更接近,将在第 $j$ 个飞行阶段 $a_i$ 发生后导致飞机灾难性事故的概率称为顶事件风险因子,用 $\mu_{ij}$ 表示,其取值范围为 $[0,1]$ ,可结合飞机事故统计及专家意见来确定。顶事件风险因子用矩阵表示为

$$\Gamma = \begin{matrix} & S_1 & S_2 & \cdots & S_j & \cdots & S_u \\ \begin{matrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_i \\ \vdots \\ a_r \end{matrix} & \begin{bmatrix} \mu_{11} & \mu_{12} & \cdots & \mu_{1j} & \cdots & \mu_{1u} \\ \mu_{21} & \mu_{22} & \cdots & \mu_{2j} & \cdots & \mu_{2u} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \mu_{i1} & \mu_{i2} & \cdots & \mu_{ij} & \cdots & \mu_{iu} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \mu_{r1} & \mu_{r2} & \cdots & \mu_{rj} & \cdots & \mu_{ru} \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (2)$$

### 2.3 基于 Monte Carlo 法的模拟仿真分析

基于 Monte Carlo 法的模拟仿真分析主要包括模型信息简化、碎片空间几何变换、碎片碰撞检测和危险定量分析等。

1) 模型信息的简化。飞机数字样机中含有大量的数据,而在影响区域外的设备模型对计算机资源消耗巨大。为了提高仿真效率,在开始仿真前首先要对飞机数字样机及顶事件影响区域内最小割集进行简化处理。

设飞机数字样机设备集合为

$$\chi = \{c_1, c_2, \cdots, c_i, \cdots, c_k, c_{k+1}, \cdots, c_q, c_{q+1}, \cdots, c_s\} \quad (3)$$

飞机灾难性功能危险 $a_i$ 下所有最小割集的集合为

$$C_i = \{\psi_i^{(1)}, \psi_i^{(2)}, \cdots, \psi_i^{(j)}, \cdots, \psi_i^{(m)}, \psi_i^{(m+1)}, \cdots, \psi_i^{(p)}\} \quad (4)$$

式中: $\psi_i^{(j)} = \{b_i, b_j, \cdots\}$ 。

URFSAS对飞机模型信息简化操作的具体步骤如下:

步骤1 读取CATIA环境下飞机数字样机的所有设备(集合 $\chi$ )名称。

步骤2 以转子位置、碎片飞散角和平动角范围等输入信息确定发动机转子非包容失效的影响区域。

步骤3 标记集合 $\chi$ 中在转子非包容失效影

响区域内的飞机设备,得到影响区域内设备集合为

$$\chi' = \{c_1, c_2, \dots, c_i, \dots, c_k, c_{k+1}, \dots, c_q\} \quad (5)$$

步骤4 根据建立的映射关系  $g: B \rightarrow C$ , 记  $L = \chi' \cap g(\phi_i^{(j)})$ 。若  $L = g(\phi_i^{(j)})$ , 则该最小割集在影响区域内, 得  $C_i$  中影响区域内最小割集的集合为

$$C'_i = \{\phi_i^{(1)}, \phi_i^{(2)}, \dots, \phi_i^{(j)}, \dots, \phi_i^{(m)}\} \quad (6)$$

步骤5 对影响区域内最小割集涉及设备求并集, 得与影响区域内最小割集关联的最少设备集合为

$$\chi'' = \bigcup_{i=1}^r (\bigcup_{j=1}^m g(\phi_i^{(j)})) = \{c_1, c_2, \dots, c_i, \dots, c_k\} \quad (7)$$

此时,  $\chi''$  即为数字样机简化后的设备模型集合, 同时  $a_i$  顶事件下在影响区域内的最小割集对应设备可用矩阵表示为

$$C'_i = \begin{bmatrix} \phi_i^{(1)} & \phi_i^{(2)} & \dots & \phi_i^{(j)} & \dots & \phi_i^{(m)} \\ \tau_{11} & \tau_{12} & \dots & \tau_{1j} & \dots & \tau_{1m} \\ \tau_{21} & \tau_{22} & \dots & \tau_{2j} & \dots & \tau_{2m} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \tau_{i1} & \tau_{i2} & \dots & \tau_{ij} & \dots & \tau_{im} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \tau_{k1} & \tau_{k2} & \dots & \tau_{kj} & \dots & \tau_{km} \end{bmatrix} \begin{matrix} C_1 \\ C_2 \\ \vdots \\ C_i \\ \vdots \\ C_k \end{matrix} \quad (8)$$

式中:  $\tau_{ij}$  取值为 0 或 1, 1 表示最小割集  $\phi_i^{(j)}$  中涉及  $c_i$  设备。

2) 碎片空间几何变换。以随机飞散角和平动角对碎片及其扫掠路径作空间几何变换来模拟碎片的释放。设随机向量  $\theta = [\theta_1 \ \theta_2]$ , 其中  $\theta_1$  为飞散角,  $\theta_2$  为平动角, 若转子中心位于数字样机总体坐标系原点, 则碎片绕  $x$  轴、 $y$  轴和  $z$  轴旋转的矩阵分别为

$$R_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$R_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

由于数字样机中发动机布置的不同, 转子中心一般不在数字样机总体坐标系(右手坐标系)的原点, 如图 5 所示, 此时需要对碎片作平动和多次转换。

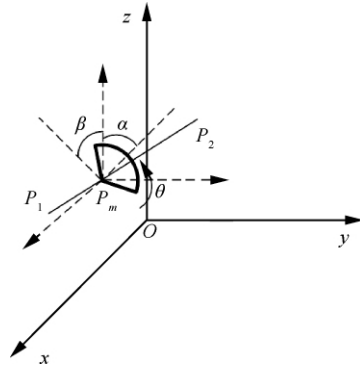


图5 碎片绕直线  $P_1P_2$  旋转

Fig 5 Fragment revolving around line  $P_1P_2$

设某碎片所在的转子中心在发动机轴上点  $P_1, P_2$  连线上的  $P_m$  位置, 绕该轴旋转角度  $\theta$ , 须作如下变换:

$$R(\theta) = T(-x_m, -y_m, -z_m)R_x(\alpha)R_y(\beta) \cdot$$

$$R_z(\theta)R_y(-\beta)R_x(-\alpha)T(x_m, y_m, z_m) \quad (12)$$

式中:  $T(-x_m, -y_m, -z_m)$  使  $P_m$  与全局坐标系原点重合;  $R_x(\alpha)$  使直线  $P_1P_2$  落入平面  $xOz$  内;  $R_y(\beta)$  使直线  $P_1P_2$  与  $z$  轴重合;  $R_z(\theta)$  使碎片绕直线  $P_1P_2$  旋转角度  $\theta$ ; 式(12)中的平动矩阵为

$$T(x, y, z) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ x & y & z & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

3) 碎片碰撞检测。当转子非包容失效影响区域内的设备与碎片扫掠路径有相交时即认为该设备被“穿透”并失效, 图 6 给出了 1/3 轮盘碎片“穿透”了某个液压缸的示意图。

针对非包容失效碎片扫掠路径下可能失效的飞机设备, 本文基于区域划分和层次包围盒<sup>[17]</sup>法实现快速碰撞检测。

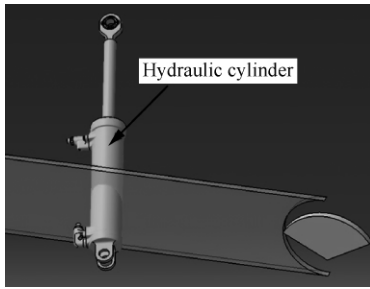


图 6 1/3 轮盘碎片“穿透”某部件

Fig 6 A part “penetrated” by 1/3 disk fragment

区域划分是将虚拟空间进行分解, 只对某些区域的几何对象作碰撞检测。本文划分的空间区域是以各级转子碎片的飞散角和平动角参数确定的, 在影响区域内作转子碎片模型与飞机设备模型间的碰撞检测, 可以缩小碰撞检测的对象范围, 提高仿真效率。

层次包围盒是用体积略大而形状简单的包围盒把复杂的几何对象包裹起来, 先进行包围盒之间的相交测试。URFSAS 中的碰撞检测选用了轴对齐(AABB)包围盒。设  $X_1$  和  $X_2$  分别为两个模型的 AABB 包围盒,  $O_{1i}$  和  $O_{2i}$  分别为  $X_1$  和  $X_2$  的中心,  $P_{1i}$  和  $P_{2i}$  分别为点  $O_{1i}$  和  $O_{2i}$  在轴上的对应点(如图 7 所示)。

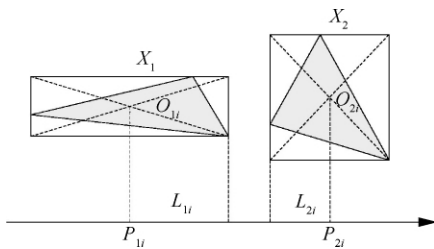


图 7 AABB 间相交测试

Fig 7 Testing AABBs intersection

判断  $X_1$  和  $X_2$  是否相交的程序为

```
Int TestAABBAABB(AABB X1, AABB X2)
{
    If (Abs(P11-P21) > (X1. L11+X2. L21)) return 0;
    If (Abs(P12-P22) > (X1. L12+X2. L22)) return 0;
    If (Abs(P13-P23) > (X1. L13+X2. L23)) return 0;
    return 1;
}
```

若检测到设备模型包围盒与碎片模型包围盒

相交, 则将模型的三角面片作层次分解, 通过自顶向下的方法构造二叉树的层次包围结构, 以深度优先法进行双重递归遍历检测。如果转子碎片与模型中的根节点不存在相交, 则停止向下遍历其他节点, 否则进一步检测直到其叶节点, 最后作三角面片之间的相交检测, 确定碎片是否“穿透”该某型。图 8 所示为某模型的 AABB 包围盒及其三角面片的层次结构树。

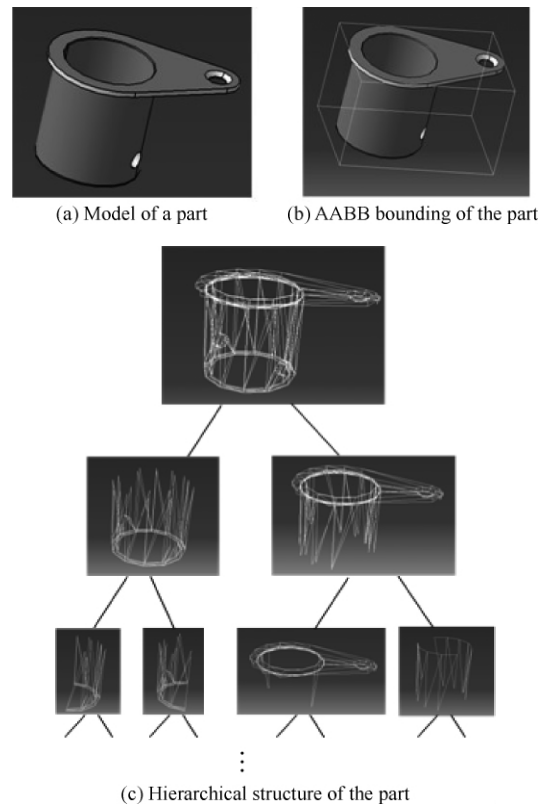


图 8 模型的包围盒和层次结构

Fig 8 Bounding and hierarchical structure of model

4) 危险定量分析。仿真中碎片所导致的飞机失效设备用矩阵  $\Theta_i$  表示, 如某级转子碎片的非包容失效仿真结果矩阵为

$$\Theta_i = \begin{matrix} & t_1 & t_2 & \cdots & t_j & \cdots & t_n \\ \begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \cdots & \gamma_{1j} & \cdots & \gamma_{1n} \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \cdots & \gamma_{2j} & \cdots & \gamma_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \gamma_{i1} & \gamma_{i2} & \cdots & \gamma_{ij} & \cdots & \gamma_{in} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \gamma_{k1} & \gamma_{k2} & \cdots & \gamma_{kj} & \cdots & \gamma_{kn} \end{bmatrix} & \begin{matrix} c_1 \\ c_2 \\ \vdots \\ c_i \\ \vdots \\ c_k \end{matrix} \end{matrix} \quad (14)$$

式中： $\gamma_{ij}$  取值为 0 或 1, 1 表示在第  $t_j$  次迭代中设备  $c_i$  被击中并失效。

判断转子非包容失效是否触发最小割集是通过结果矩阵  $\Theta$  与最小割集矩阵  $C'_i$  的逐列布尔运算实现的。如某次碰撞检测结果向量为

$$\Theta = [1\ 1\ 0\ 0\ 1\ 0\ 1\ 0]$$

有两个最小割集分别为  $C'_1$  和  $C'_2$ , 其中

$$\begin{cases} C'_1 = [0\ 1\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1\ 0] \\ C'_2 = [1\ 1\ 0\ 1\ 0\ 0\ 1\ 0] \end{cases}$$

$s_i$  为结果标记,  $s_i=1$  表示该次迭代触发最小割集。

$$\Theta \wedge C'_1 = [0\ 1\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1\ 0] = C'_1$$

则  $s_1$  返回值为  $s_1 = 1$ ;

$$\Theta \wedge C'_2 = [1\ 1\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1\ 0] \neq C'_2$$

则  $s_2$  返回值为  $s_2 = 0$ 。

对识别的危险统计得各级转子触发顶事件  $a_i$  下最小割集的结果矩阵为

$$\Theta' = \begin{matrix} & \phi_i^{(1)} & \phi_i^{(2)} & \cdots & \phi_i^{(j)} & \cdots & \phi_i^{(k)} & \\ \begin{bmatrix} \omega_{11} & \omega_{12} & \cdots & \omega_{1j} & \cdots & \omega_{1k} \\ \omega_{21} & \omega_{22} & \cdots & \omega_{2j} & \cdots & \omega_{2k} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \omega_{i1} & \omega_{i2} & \cdots & \omega_{ij} & \cdots & \omega_{ik} \\ \vdots & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ \omega_{f1} & \omega_{f2} & \cdots & \omega_{fj} & \cdots & \omega_{fk} \end{bmatrix} & \begin{matrix} F_1 \\ F_2 \\ \vdots \\ F_i \\ \vdots \\ F_f \end{matrix} \end{matrix} \quad (15)$$

式中： $\omega_{ij}$  为发动机第  $F_i$  级转子碎片  $n$  次迭代中触发最小割集  $\phi_i^{(j)}$  的次数。

以转子非包容失效仿真的输出结果作定量分析, 单级转子在一次迭代中导致飞机灾难性危险的概率为

$$p = \begin{cases} 0 & (n_T = 0) \\ \sum_{j=1}^u \lambda_j \left[ 1 - \prod_{i=1}^{n_T} (1 - \mu_{ij}) \right] & (n_T > 0) \end{cases} \quad (16)$$

式中： $n_T$  为一次迭代触发灾难性顶事件的个数； $\mu_{ij}$  为灾难性顶事件  $a_i$  在第  $j$  飞行阶段的风险因子。第  $F_i$  级转子非包容导致飞机灾难性危险的概率为

$$P_i = \frac{1}{n} \sum_n p \quad (17)$$

式中： $n$  为仿真中的迭代次数。最后可求得飞机因转子非包容失效导致的灾难性危险的概率为

$$P = \frac{1}{n_e n_r} \sum_{n_e} \sum_{n_r} P_i \quad (18)$$

式中： $n_e$  为飞机发动机台数； $n_r$  为每台发动机的转子级数。

5) 仿真流程。转子非包容失效仿真的具体流程如图 9 所示。式(19)为迭代的终止条件。

$$\Delta P = \left| \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_i - \frac{1}{n-\delta} \sum_{i=1}^{n-\delta} P_i \right| \leq \epsilon \quad (19)$$

式中： $\delta$  为仿真过程中作危险定量计算的次数间隔(如以每迭代 500 次作一次危险定量计算的次数间隔)； $\epsilon$  为一较小的正实数, 即相邻两段的危险概率平均值相差很小时, 迭代终止。

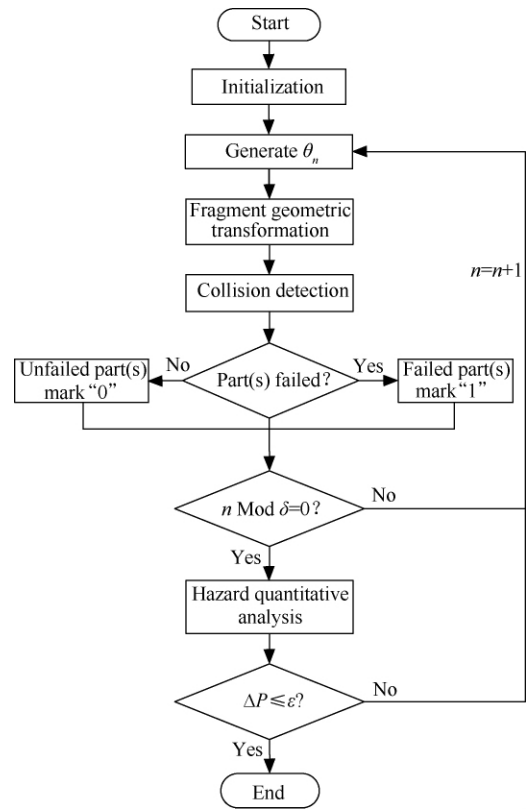


图 9 非包容失效仿真流程

Fig. 9 Uncontained failure simulation flowchart

根据仿真输出的结果, 可以检验非包容碎片对飞机安全性的影响, 并对转子非包容失效导致系统设备组合失效的风险作出定量评估, 为飞机设备的布局设计和优化提供参考。

### 3 实例分析

针对某型飞机 FHA 中灾难性功能危险“滚转控制功能丧失(a01)”分析其右发动机 1/3 轮盘碎片非包容失效的安全性。

URFSAS 需求信息的映射关系如表 1 所示, FHA 中灾难性功能危险为 a01,对应的 FTA 底事件集合 {b01, b02, ..., b16} 和飞机数字样机设备集合 {c01, c02, ..., c15}, 其中 b15 和 b16 两种

故障模式均对应设备 c15;在 FTA 中 a01 的相关最小割集为:  $\phi_{01}^{(1)} = \{b01, b02, b03, b04\}$ ,  $\phi_{01}^{(2)} = \{b05, b06\}$ ,  $\phi_{01}^{(3)} = \{b05, b08\}$ ,  $\phi_{01}^{(4)} = \{b06, b07\}$ ,  $\phi_{01}^{(5)} = \{b07, b08\}$ ,  $\phi_{01}^{(6)} = \{b09, b10\}$ ,  $\phi_{01}^{(7)} = \{b09, b12\}$ ,  $\phi_{01}^{(8)} = \{b10, b11\}$ ,  $\phi_{01}^{(9)} = \{b11, b12\}$ ,  $\phi_{01}^{(10)} = \{b13, b14\}$ ,  $\phi_{01}^{(11)} = \{b15\}$ ,  $\phi_{01}^{(12)} = \{b16\}$ ;表 2 所示为飞机右发动机各级转子(低压压气机(LPC)、高压压气机(HPC)、高压涡轮(HPT)和低压涡轮(LPT))的尺寸和位置参数。

表 1 需求信息的映射关系

Table 1 Mapping of information required

Catastrophic hazard	Basic events of FTA	Parts of aircraft digital mock-up
a01—Loss of roll control function	b01—Left wing actuator 1 no output	c01—Left wing actuator 1
	b02—Left wing actuator 2 no output	c02—Left wing actuator 2
	b03—Right wing actuator 1 no output	c03—Right wing actuator 1
	b04—Right wing actuator 2 no output	c04—Right wing actuator 2
	b05—Oil tank of hydraulic system 1 leakage	c05—Oil tank of hydraulic system 1
	b06—Oil tank of hydraulic system 2 leakage	c06—Oil tank of hydraulic system 2
	b07—Oil tube of hydraulic system 1 rupture	c07—Oil tube of hydraulic system 1
	b08—Oil tube of hydraulic system 2 rupture	c08—Oil tube of hydraulic system 2
	b09—Electric pump of hydraulic system 1 no output	c09—Electric pump of hydraulic system 1
	b10—Electric pump of hydraulic system 2 no output	c10—Electric pump of hydraulic system 2
	b11—Pump 1 driven by engine no output	c11—Pump 1 driven by engine
	b12—Pump 2 driven by engine no output	c12—Pump 2 driven by engine
	b13—Control valve 1 failure	c13—Control valve 1
	b14—Control valve 2 failure	c14—Control valve 2
	b15—Roll control unit no power	c15—Roll control unit
	b16—Roll control unit no display	

表 2 右发动机各级转子尺寸和位置参数

Table 2 Dimensions and positions of rotors of right engine

Rotor stage	Dimension/m			Position/m	
	R	$\sigma$	h	(x, y, z)	
1	LPC1	0.31	0.35	0.05	(-6.33, 17.31, -0.81)
2	LPC2	0.35	0.32	0.04	(-6.33, 17.45, -0.81)
3	HPC1	0.19	0.15	0.03	(-6.33, 17.59, -0.81)
4	HPC2	0.20	0.12	0.03	(-6.33, 17.63, -0.81)
5	HPC3	0.23	0.11	0.03	(-6.33, 17.77, -0.81)
6	HPT1	0.26	0.07	0.03	(-6.33, 17.91, -0.81)
7	HPT2	0.27	0.07	0.03	(-6.33, 18.05, -0.81)
8	LPT1	0.23	0.11	0.03	(-6.33, 18.19, -0.81)
9	LPT2	0.23	0.14	0.03	(-6.33, 18.33, -0.81)
10	LPT3	0.31	0.21	0.03	(-6.33, 18.47, -0.81)

对飞机数字样机(图 10(a))简化后所得影响区域内最小割集相关的设备如图 10(b)所示,在影响区域内 a01 相关的底事件集合为 {b01, b02, ..., b12}, 对应设备集合为 {c01, c02, ...,

c12}, 转子非包容失效影响区域内 a01 下的最小割集集合  $\{\phi_{01}^{(1)}, \phi_{01}^{(2)}, \dots, \phi_{01}^{(9)}\}$  以矩阵表示为

$$C'_1 = \begin{matrix} \phi_{01}^{(1)} & \phi_{01}^{(2)} & \phi_{01}^{(3)} & \phi_{01}^{(4)} & \phi_{01}^{(5)} & \phi_{01}^{(6)} & \phi_{01}^{(7)} & \phi_{01}^{(8)} & \phi_{01}^{(9)} \\ \left[ \begin{array}{cccccccccc} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \end{array} \right] \end{matrix} \begin{matrix} c_{01} \\ c_{02} \\ c_{03} \\ c_{04} \\ c_{05} \\ c_{06} \\ c_{07} \\ c_{08} \\ c_{09} \\ c_{10} \\ c_{11} \\ c_{12} \end{matrix}$$

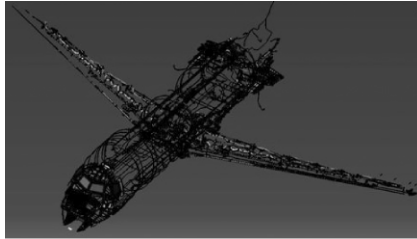
参照该机型的翼展长度,确定转子碎片的扫

掠路径长度为  $l=34\text{ m}$ ,  $1/3$  轮盘碎片的飞散角范围设定为  $\pm 3^\circ$ , 平动角范围为  $0^\circ \sim 360^\circ$ , 飞机飞行阶段风险因子为

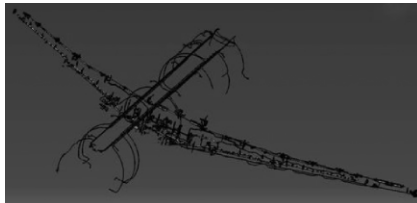
$$\Lambda = [0.35 \quad 0.2 \quad 0.22 \quad 0.14 \quad 0.03 \quad 0.02 \quad 0.04]$$

飞机飞行中灾难性功能危险 a01 导致灾难性事故的风险因子为

$$\Gamma = [0.8 \quad 1 \quad 1 \quad 0.2 \quad 0.4 \quad 0.6 \quad 1]$$



(a) Initial aircraft digital mock-up



(b) Simplified aircraft digital mock-up

图 10 飞机数字样机

Fig. 10 Aircraft digital mock-up

在导入需求信息并完成碎片尺寸、位置、飞散角、平动角等参数设定的基础上, 进行飞机右发动机第 1~10 级转子  $1/3$  轮盘碎片非包容失效的仿真分析 ( $\delta=500$ ), 满足迭代终止条件时, 右发动机各级转子  $1/3$  轮盘碎片导致灾难性功能危险 a01 的概率如图 11 所示, 从图中可知, 第 4 级转子(HPC2)的  $1/3$  轮盘碎片非包容失效导致飞机滚转功能丧失并发生灾难性事故的概率最高, 第 10 级转子(LPT3)的  $1/3$  轮盘碎片导致飞机灾难性事故的概率相对较低。由式(18)可进一步计算得飞机右发动机  $1/3$  轮盘碎片非包容失效导致滚转控制功能丧失并发生灾难性事故的概率为 0.021。

通过仿真结果与最小割集矩阵  $C'_1$  的对比分析, 得到了 a01 影响区域内最小割集被触发的情况, 图 12(a)~图 12(d) 所示为右发动机各级转子  $1/3$  轮盘碎片非包容失效触发最小割集的概率。

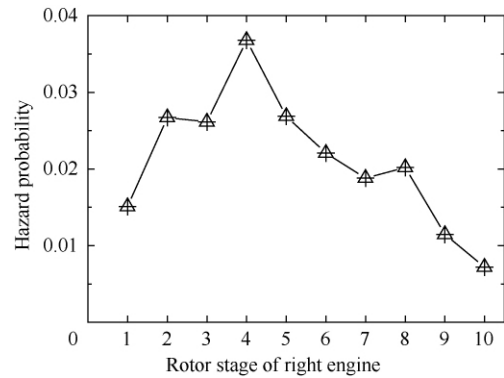
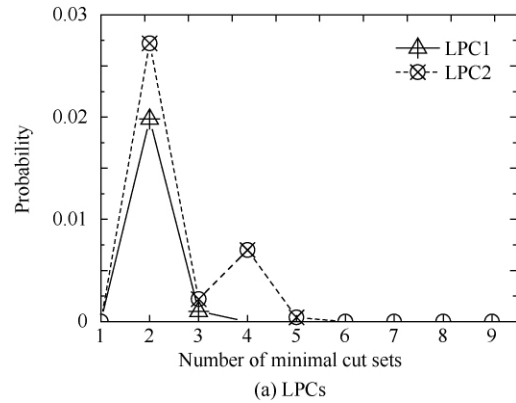
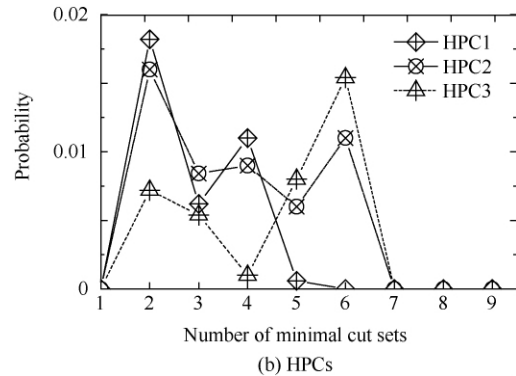


图 11 各级转子  $1/3$  轮盘碎片非包容失效的危险概率

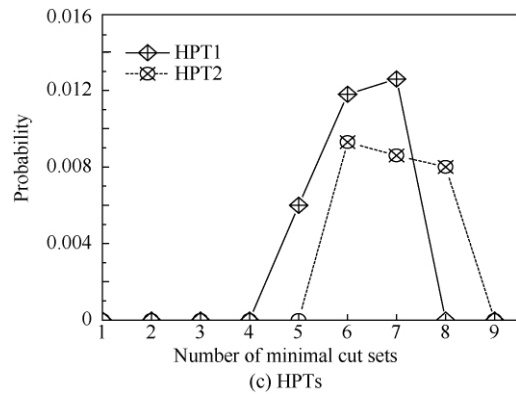
Fig. 11 Hazard probability of  $1/3$  disk fragment of each rotor



(a) LPCs



(b) HPCs



(c) HPTs



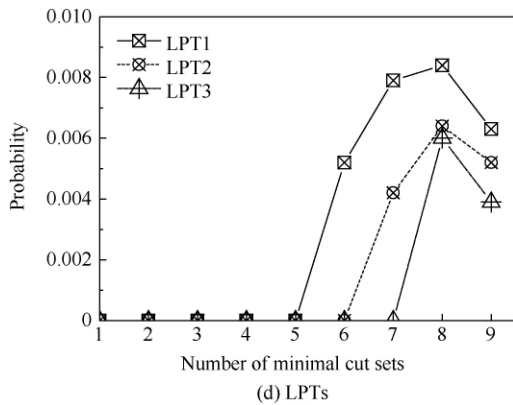


图 12 1/3 轮盘碎片触发最小割集的概率

Fig. 12 Probability of minimal cut sets triggered by 1/3 disk fragment

由图 12(a)知 LPC1 和 LPC2 的 1/3 轮盘碎片触发最小割集  $\phi_{01}^{(2)}$  的概率较高,最小割集  $\phi_{01}^{(1)}$ 、 $\phi_{01}^{(5)} \sim \phi_{01}^{(9)}$  基本没被触发;在图 12(b)中,最小割集  $\phi_{01}^{(1)}$ 、 $\phi_{01}^{(8)}$  和  $\phi_{01}^{(9)}$  未被触发;由图 12(c)和图 12(d)知 HPT 和 LPT 的 1/3 轮盘碎片不会触发最小割集  $\phi_{01}^{(1)}$ 、 $\phi_{01}^{(2)}$ 、 $\phi_{01}^{(3)}$  和  $\phi_{01}^{(4)}$ ;另外,对图 12(a)~图 12(d)综合分析知  $\phi_{01}^{(1)}$  始终未被触发,表明即使最小割集在发动机转子非包容影响区域内,如果设备布置恰当,也不会被触发。

#### 4 结 论

1) 以飞机 FHA、FTA 及数字样机作为需求信息,将系统安全性分析方法与 CATIA 环境下数字样机的可视化仿真相结合,建立了转子非包容安全性分析的需求信息关系模型。

2) 提出了基于 Monte Carlo 的模拟仿真方法,通过碎片空间几何变换模拟了转子非包容失效,并根据碰撞检测结果,得到了转子碎片可能破坏的飞机设备。

3) 通过仿真输出结果与最小割集的对比较分析,实现了对转子非包容失效导致的飞机灾难性危险组合的识别并给出了定量分析的方法,可为飞机设备布局的设计优化提供技术支持。

4) 以某型飞机右发非包容失效的实例分析表明了 URFSAS 在分析转子非包容失效安全性方面的有效性和实用性。

#### 参 考 文 献

- [1] SAE-ARP4761. Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on airborne systems and equipments. America: The Engineering Society for Advancing Mobility Land Sea Air and Space, 1996.
- [2] Rao J S. History of rotating machinery dynamics. Germany: Springer, 2011: 327-340.
- [3] Stotler C T. Development of advanced lightweight systems containment final report. NASA-CR-165212, 1981.
- [4] Lane A D. Development of an advanced fan blade containment system. DOT/FAA/CT-89/20, 1989.
- [5] Presley K L. Assessment of an advanced containment system. DOT/FAA/AR-97/82, 1999.
- [6] Frankenberger C E. FAA T53-L-13L Turbine fragment containment test. DOT/FAA/AR-98/22, 1998.
- [7] Wu R W H, Witmer E A. Approximate analysis of containment/deflection ring response to engine rotor fragment impact. Journal of Aircraft, 1973, 10: 28-37.
- [8] Dewhurst T B, Tang P. Use of imposed displacements to determine impact forces in a multiple blade shed incident. American Society of Mechanical Engineers, 93-GT-127, 1993.
- [9] Sarkar S, Atluri S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure. Finite Elements in Analysis and Design, 1996, 23(2-4): 211-223.
- [10] Lesure D R. Experimental investigations of material models for Ti-6Al-4V titanium and 2024-T3 aluminum. DOT/FAA/AR-00/25, 2000.
- [11] Michael J, Lerch B A. Effects of heat treatment on the ballistic impact properties of inconel 718 for jet engine fan containment applications. International Journal of Impact Engineering, 2000, 25(8): 715-733.
- [12] MacDonald B J. A computational and experimental analysis of high energy impact to sheet metal aircraft structures. Journal of Materials Processing Technology, 2002, 124(1-2): 92-98.
- [13] Knight N F, Jr, Jaunky N, Lawson R E, et al. Penetration simulation for uncontained engine debris impact on fuselage-like panels using LS-DYNA. Finite Elements in Analysis and Design, 2000, 36(2): 99-133.
- [14] Varas D, Zaera R, López-Puente J. Numerical modeling of partially filled aircraft fuel tanks submitted to hydrodynamic ram. Aerospace Science and Technology, 2012, 16(1): 19-28.
- [15] Bao H B, Fu R H, Wang W. Research on hazard protection design of uncontained rotor failure on commercial aircraft. Journal of Safety Science and Technology, 2011, 7

- (11): 194-198. (in Chinese)
- 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. 中国安全生产科学技术, 2011, 7(11): 194-198.
- [16] AC 20-128A Design considerations for minimizing hazards caused by uncontained turbine engine and auxiliary power unit rotor failure. Washington D. C.: Federal Aviation Administration, 1997.
- [17] Ericson C. Real-time collision detection. Liu T H, translated. Beijing: Tsinghua University Press, 2010: 176-181. (in Chinese)
- Ericson C. 实时碰撞检测算法技术. 刘天慧, 译. 北京: 清华大学出版社, 2010: 176-181.
- 作者简介:  
张燕军 男, 博士研究生. 主要研究方向: 虚拟设计与验证技术。  
Tel: 025-84895963  
E-mail: zhangyj\_204@163.com
- 孙有朝 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 飞机可靠性、安全性工程。  
Tel: 025-84895963  
E-mail: sunyc@nuaa.edu.cn

## Computer Aided Analysis for Uncontained Rotor Failure Safety

ZHANG Yanjun, SUN Youchao<sup>\*</sup>, ZENG Haijun, LU Zhong, WANG Jingya

*College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

**Abstract:** Uncontained rotor failure is one of the typical risks that impose a particular threat on the safety of an aircraft. In this work, an uncontained rotor failure safety analysis system (URFSAS) is developed to facilitate its safety analysis. The relationship model of information required is provided by the relationship mapping between the catastrophic hazard of aircraft functional hazard analysis (FHA), the failure mode of the basic events of fault tree analysis (FTA) and the parts of aircraft digital mock-up. A simulation method based on Monte Carlo is proposed. All the parameters are set in the CATIA environment. Rotor fragment and its sweep path model are geometrically transformed. Space decomposition and hierarchical bounding are used to detect collision. Fault tree minimal cut sets generated are analyzed in comparison with simulation results. The hazard that is triggered by an uncontained fragment is recognized with the quantitative analysis of the uncontained rotor failure safety provided. Finally, an application instance is presented, which indicates that the URFSAS is valid and practical.

**Key words:** engine; uncontained rotor failure; fragment; safety analysis; aircraft digital mock-up

Received: 2012-03-13; Revised: 2012-04-23; Accepted: 2012-06-07; Published online: 2012-07-11 17:04

URL: [www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120711.1704.004.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120711.1704.004.html)

Foundation items: CAAC Science and Technology Project (MHRD200817, MHRD201123)

<sup>\*</sup> Corresponding author. Tel.: 025-84895963 E-mail: sunyc@nuaa.edu.cn