航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Aug. 15 2018 Vol. 29 No.08 28-32

飞机发动机铰链结构裂纹扩展分析与试验验证

熊俊[1, 2, *]，刘嘉[1, 2]，曾锐[1, 2]

1. 中电科芜湖钻石飞机制造有限公司，安徽 芜湖 241000

2. 中电科芜湖通用航空产业技术研究院有限公司，安徽 芜湖 241000

摘　要：为了研究飞机铰链结构损伤容限设计特性，采用有限元分析结合工程计算与试验验证的方法，对铰链结构裂纹扩展与剩余强度特性进行验证。分析与试验结论表明，针对 Inconel718 高温合金铰链结构，NASGRO 模型仅在小裂纹阶段与裂纹平稳扩展阶段能够获得满足工程要求的计算精度，计算值误差在 30% 以内。在裂纹失稳扩展阶段，计算精度下降，但铰链裂纹扩展寿命计算结果依然偏安全保守，该计算方法可以为工程设计提供参考。

关键词：铰链；耳片；有限元分析；裂纹扩展；剩余强度

中图分类号：V228.4　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.08.028

航空发动机安装系统是连接飞机与发动机的主承力结构，其主要作用是将发动机推力传递至飞机，同时还需承受发动机垂向、侧向载荷以及俯仰、偏航、滚转力矩。发动机安装系统作为飞机主结构（PSE），其失效会导致灾难性的后果。运输类飞机适航规章 25.571 条款要求[1, 2]：对可能引起灾难性破坏的每一结构部分（如机翼、尾翼、操纵面及其系统、机身、发动机架、起落架，以及上述各部分有关的主要连接）均需开展损伤容限评估工作，发动机安装系统作为发动机架的主要连接结构需开展损伤容限评估工作，确保飞机结构安全。

为了确保发动机正常工作时推力的有效传递，安装系统设计普遍采用带热补偿间隙的铰链结构，并通过带有关节轴承的连杆将发动机与安装平台相连接。同时为确保飞机结构安全，安装系统还普遍采用冗余破损安全结构（多路传力）与等待破损安全结构设计理念。运输类飞机适航规章 25.571 条款要求[1, 2]：对于多传力路径“破损安全”结构，如果不能证明在剩余结构失效前传力路径失效、部分失效或止裂在正常维修、检查或飞机的使用中能被检查出来并得到修理的话，必须在裂纹扩展分析和 / 或试验的基础上建立其检查门槛值，并假定结构含有一个制造或使用损伤可能造成的最大尺寸的初始缺陷。

本文依据适航规章要求，采用基于断裂力学的裂纹扩展分析方法对安装系统进行了损伤容限评估。分别利用工程裂纹扩展分析软件 NASGRO 及通用有限元软件 ANSYS 与 FRANC3D 软件相结合的方法，对安装系统铰链结构的耳片和剪切销进行裂纹扩展分析仿真，同时根据耳片和剪切销的裂纹扩展试验结果对计算分析结果进行了验证。

1 裂纹扩展分析模型

裂纹扩展分析的目的是估算损伤结构的裂纹扩展寿命，飞机结构的损伤在疲劳载荷作用下不断扩展，裂纹从初始裂纹长度扩展到允许的终止裂纹长度所需的载荷循环次数或飞行次数为裂纹扩展寿命 N，裂纹扩展寿命公式为[3]：

$$N=\int_{a_0}^{a_{cr}}\mathrm{d}N=\int_{a_0}^{a_{cr}}\frac{1}{f(\Delta K)}\mathrm{d}a \tag{1}$$

式中：$f(\Delta K)$ 为材料裂纹扩展速率 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-ΔK 表达式；a_0，a_{cr} 分别为初始裂纹长度与临界裂纹长度。目前被工程界广泛采用的裂纹扩展速率模型主要有线性 Paris 模型、

收稿日期：2018-06-20；　退修日期：2018-06-23；　录用日期：2018-07-05

* 通信作者 . Tel.：0553-5699313　E-mail：xiongj@cetcd.com

引用格式：Xiong Jun, Liu Jia, Zeng Rui. Hinge structure crack propagation analysis and test verification of aircraft engine [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (08)：28-32. 熊俊，刘嘉，曾锐．飞机发动机铰链结构裂纹扩展分析与试验验证 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (08)：28-32.

NASGRO 模型等[4]，线性 Paris 模型的公式为：

$$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N = C\left(\Delta K_{\mathrm{eff}}\right)^{n} \tag{2}$$

式中：ΔK 为有效应力强度因子幅值。

NASGRO 模型的公式为：

$$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N = C\left[\left(\frac{1-f}{1-R}\right)\Delta K\right]^{n}\frac{\left(1-\frac{\Delta K_{\mathrm{th}}}{\Delta K}\right)^{p}}{\left(1-\frac{K_{\max}}{K_{\mathrm{cr}}}\right)^{q}} \tag{3}$$

式中：f 为裂纹张开因子；R 为应力比；ΔK_{th} 为裂纹扩展门槛值；K_{cr} 为临界应力强度因子；$K_{\max}$ 为裂纹尖端最大应力强度因子；C、n、p、q 为材料参数，可通过材料裂纹扩展试验数据拟合获得。

对于飞机结构裂纹扩展分析，常采用广义 Willenborg 模型、修正的广义 Willenborg 模型、Chang-Willenborg 模型、条带屈服模型[4] 等。本文依据安装系统结构材料试验以及现有材料性能数据库中的性能数据，采用回归分析方法拟合获得材料裂纹扩展速率公式，并依据以上裂纹扩展分析模型对安装系统铰链结构进行了裂纹扩展分析。

2 铰链裂纹扩展分析

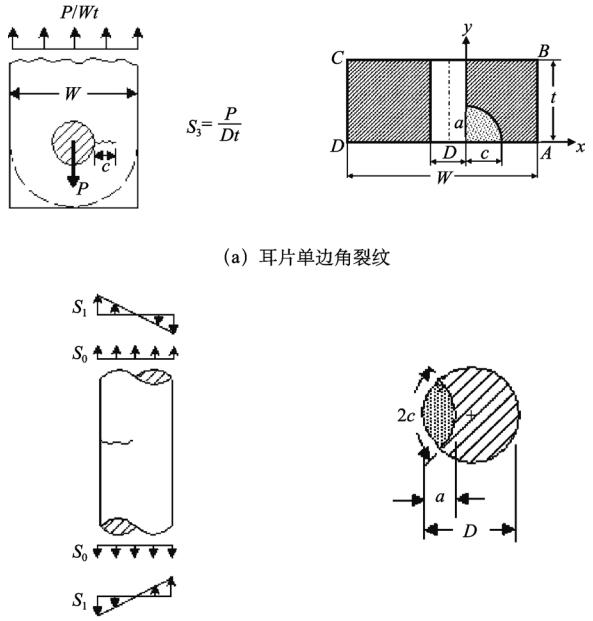
安装系统铰链结构由耳片与剪切销组成，本文分别针对耳片与剪切销结构进行了裂纹扩展分析。飞机铰链结构常见疲劳失效模式为耳片单边角裂纹扩展失效与剪切销表面裂纹扩展失效，如图 1[4] 所示。

图 1 中 P 为外载荷，W 为耳片宽度，t 为耳片厚度，D 为剪切销直径，S_0 为拉伸应力，S_1 为弯曲应力，S_3 为挤压应力，a 为裂纹深度，c 为表面裂纹长度。

本文采用工程裂纹扩展分析软件 NASGRO 及通用有限元软件 ANSYS 与 FRANC3D 软件相结合的方法，对安装系统铰链结构的耳片和剪切销进行裂纹扩展分析。初始裂纹缺陷尺寸参照 NASA 无损检测要求文件 NASA-STD-5009[5] 推荐值进行假设，如图 2 的耳片与剪切销三维裂纹扩展分析[6] 示意图。对于受组合载荷作用下的裂纹扩展问题，NASGRO 软件通过应力强度因子缩放系数综合考虑拉伸 / 压缩、弯曲、挤压应力的影响，其应力强度因子（Stress Intensity Factor，SIF）计算公式[4] 为：

$$K = \left(S_0F_0 + S_1F_1 + S_2F_2 + S_3F_3 + S_4F_4\right)\sqrt{\pi a} \tag{4}$$

式中：应力分量 S_0、S_1、S_2 和 S_3 分别指拉伸导致的拉压应力、厚度方向弯曲导致的拉压应力、宽度方向弯曲导致的拉压应力、销孔（承压）压力。对于双向拉压载荷，S_4 为横向拉压应力，F_i 为不同裂纹形式中各应力分量的几何修正系数，可依据分析结构几何细节求出。

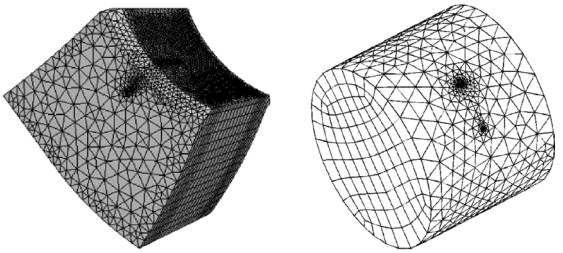


（a）耳片单边角裂纹

（b）剪切销表面裂纹

图 1 耳片剪切销初始缺陷位置示意图

Fig.1 Diagram of the initial defect position of the shear pin and lug



（a）耳片局部角裂纹 （b）剪切销局部表面裂纹

图 2 耳片剪切销三维裂纹扩展分析示意图

Fig.2 Diagram of the 3D crack propagation analysis of the shear pin and lug

FRAN3D 软件通过与通用有限元软件相结合计算裂纹前缘三维应力场分布，综合考虑三种断裂模式来计算应力强度因子，目前主要有位移修正方法和 M 积分方法。M 积分方法相对有较高精度，M 积分计算公式为[7, 8]：

$$M^{(1,2)} = 2\left[\frac{1-\nu^2}{E}K_{\mathrm{I}}^{(1)}K_{\mathrm{I}}^{(2)} + \frac{1-\nu^2}{E}K_{\mathrm{II}}^{(1)}K_{\mathrm{II}}^{(2)} + \frac{1+\nu}{E}K_{\mathrm{III}}^{(1)}K_{\mathrm{III}}^{(2)}\right] \tag{5}$$

式中：E 为弹性模量，ν 为泊松比，状态（1）为待求状态，状态（2）为三种假设纯 I 型、纯 II 型、纯 III 型裂纹状态理论解析解。可综合有限元分析得到的裂纹尖端应力、应变、位移

场和理论解析解求出三种假设状态下 M 积分，从而可以求得裂纹前缘应力强度因子 $K_{\mathrm{I}}^{(1)}$、$K_{\mathrm{II}}^{(1)}$、$K_{\mathrm{III}}^{(1)}$，继而代入裂纹扩展分析模型开展结构裂纹扩展分析。图 3 与图 4 为耳片裂纹扩展分析示意图。

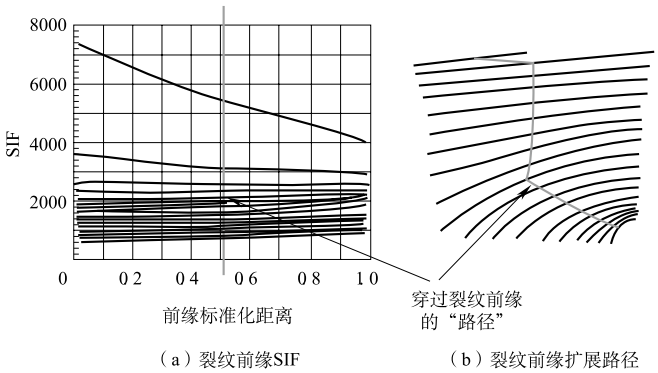


图 3 耳片裂纹前缘 SIF 与扩展路径

Fig.3 Diagram of the SIF and propagation path of the front edge of the crack lug

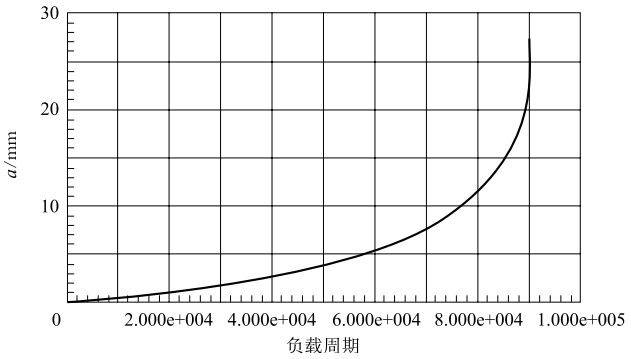


图 4 耳片裂纹扩展长度

Fig.4 Diagram of the crack propagation length of lug

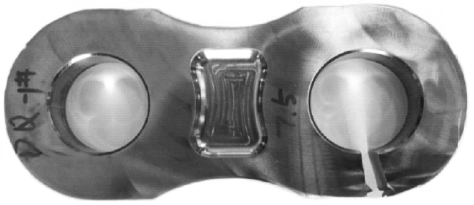
由图 3（a）可知，裂纹前缘应力强度因子 SIF 随裂纹扩展长度增加而逐步增大。且在裂纹稳定扩展阶段，裂纹前缘 SIF 随裂纹前缘名义长度（无量纲）变化幅度较小。在失稳扩展阶段，裂纹前缘 SIF 随裂纹前缘名义长度（无量纲）变化幅度加大。

3 铰链裂纹扩展试验验证

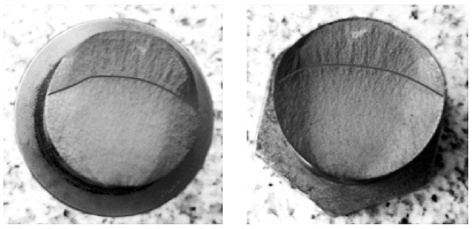
安装系统铰链结构裂纹扩展试验分别对耳片、剪切销进行了试验验证，对于耳片结构选取 6 个相同试验件进行常温下裂纹扩展试验，由于试验件数量限制，剪切销仅选取两个试验件进行常温下裂纹扩展试验。

耳片初始缺陷采用电火花方式进行加工，引入 1/4 椭圆形角裂纹缺陷，椭圆长半轴 c=3.81mm，短半轴 a=2.54mm。剪切销初始缺陷采用线切割方式进行加工，引入直线型划伤缺陷，裂纹尺寸为深度 0.15mm，弧长 3.81mm；深度 1.77mm，弧长 13.2mm。

耳片裂纹扩展试验方案为在循环载荷作用下当裂纹长度达到特定长度时停止试验，进行静力破坏试验，测试耳片结构剩余强度。由于剪切销无法实时监测裂纹扩展长度，故试验方案将剪切销直接循环加载至裂纹失稳扩展失效。图 5 为耳片与剪切销裂纹扩展试验件。



（a）耳片裂纹扩展破坏图



（b）剪切销裂纹扩展失效断图

图 5 耳片与剪切销裂纹扩展试验件

Fig.5 Diagram of crack propagation test article of lug and shear pin

通过分析试验件失效断面，可观察到疲劳裂纹扩展区与失稳断裂区（静强度破坏）分界面。图 6 为采用 NASGRO 模型计算耳片裂纹扩展寿命与试验值对比示意图。

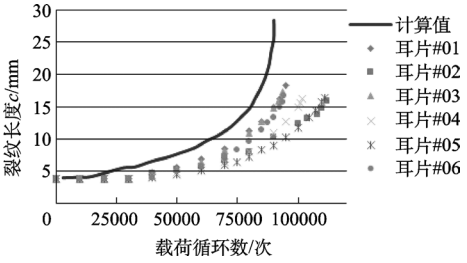


图 6 耳片裂纹扩展寿命计算与试验数据对比

Fig.6 Comparison of calculation and test data of lug crack propagation

由图 6 可知，耳片裂纹扩展试验寿命在小裂纹阶段分散性较小，但当裂纹长度大于 7mm 之后开始出现较大分散带。且对比分析与试验结果可知，裂纹扩展速率 da/dN 在小裂纹阶段（a<7mm），试验寿命与计算寿命符合较好；在平稳扩展阶段（7mm<a<13mm 之间），试验寿命比计算寿命平均大 15%；在失稳扩展阶段（a>13mm），试验寿命比计算寿命平均大 30% 以上；耳片裂纹扩展寿命分析结果偏保守。

失稳扩展阶段的裂纹扩展速率计算精度下降，主要由于目前暂未获得一个通用且完善的裂纹扩展分析模型，能够同时适用于小裂纹阶段、平稳扩展阶段、失稳扩展阶段等三个阶段的裂纹扩展速率计算。本文采用 NASGRO 模型计算裂纹扩展速率，虽然 NASGRO 模型引入了小裂纹阶段的裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 及失稳扩展阶段的临界应力强度因子 K_c，试图在一个模型中综合考虑三个阶段的影响。但计算结果表明，针对 Inconel718 高温合金耳片结构，NASGRO 模型只能在小裂纹与平稳扩展阶段获得满足工程需求的计算精度，在失稳扩展阶段计算值仅作为参考。表 1 为剪切销裂纹扩展失效计算值与试验值对比。

表 1　剪切销裂纹扩展失效计算值与试验值对比

Table 1　Comparison of calculation and test data of shear pin crack propagation

	初始值		破坏循环数 / 次		计算误差
	深度 a /mm	弧长 c/mm	试验	计算	
剪切销 #1	0.15	3.81	43370	35568	−17.99%
剪切销 #2	1.77	13.2	12960	3011	−76.77%

由表 1 可知，剪切销裂纹扩展失效寿命计算值小于试验值，剪切销裂纹扩展寿命分析结果偏保守，试验寿命比计算寿命平均高出 47%。

耳片断裂强度被认为是静力学模式断裂与断裂力学模式断裂共同作用的结果，其剩余强度许用值 $[P]_{rs}$ 为[9]：

$$[P]_{rs}=\frac{[P]_n\cdot[P]_c}{\sqrt{[P]_n^2+[P]_c^2}} \tag{6}$$

式中：$[P]_n$ 为静力学模式破坏载荷，$[P]_c$ 为断裂力学模式破坏载荷。图 7 为耳片剩余强度计算与试验数据对比示意图。

由图 7 可知，6 个试验数据中有 5 个有效试验数据，其中一个试验数据出现较大分散性，为无效数据，可以剔除。初步分析出现该现象的可能原因为：试验件材料中有夹渣或制造缺陷导致剩余强度载荷偏低。

同时根据试验数据可知，现有耳片剩余强度计算方法也偏于安全保守，计算值小于试验值，安全裕度大于 1.0。分析主要原因为：式 (6) 中起主导作用的因素为静力学模式破坏载荷 $[P]_n$，而采用参考文献 [6] 中方法计算静力学模式破坏载荷偏保守，故而造成耳片剩余强度计算值偏小。

采用参考文献 [10] 计算方法对耳片极限承载能力进行 Neuber 修正，修正后再采用式 (6) 计算结果如图 8 所示。

结合参考文献 [10] 计算方法，并采用式 (6) 计算耳片剩余强度，计算精度提高 13%。

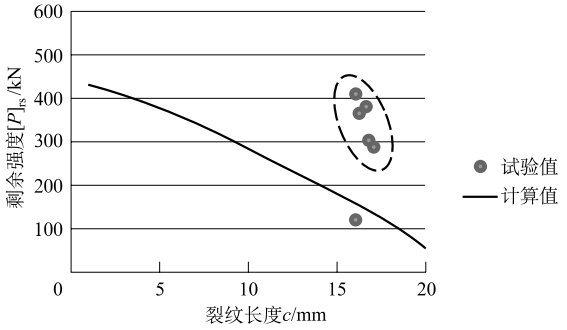


图 7　耳片剩余强度计算与试验数据对比

Fig.7　Comparison of calculation and test data of lug residual strength

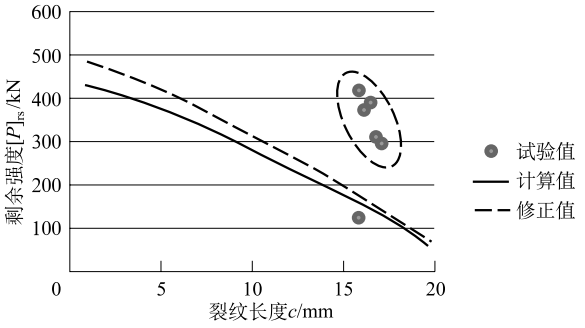


图 8　耳片剩余强度计算修正

Fig.8　Calculation and correction of residual strength of lug

4 结论

本文采用工程计算与有限元计算相结合的方法对发动机安装系统铰链结构进行了裂纹扩展分析，同时对耳片与剪切销裂纹扩展分析结果进行了试验验证，通过对比计算与试验结论表明：采用 FRANC3D 进行裂纹尖端应力强度因子计算，结合 NASGRO 计算公式对耳片和剪切销裂纹扩展寿命进行预测的结果偏保守，试验寿命比计算寿命平均高出 30%~47%，计算安全裕度约 0.3，满足工程实践设计要求。

参考文献

[1] 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 [S]. 中国民用航空局，2010.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulation Part 25：Transport category airplanes[S]. Civil Aviation Administration of China，2010.（in Chinese）

[2] Federal Aviation Adiministration. Airworthness standards Part 25：Transport category airplanes[S]. Federal Aviation Adiministration，2010.

[3] 郦正能，关志东，张纪奎，等 . 应用断裂力学 [M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2012.
Li Zhengneng，Guan Zhidong，Zhang Jikui，et al. Engineering fracture mechanics[M]. Beijing：Beihang University Press，2012.（in Chinese）

[4] Fracture mechanics and fatigue crack growth analysis software reference manual [Z]. Version 7.11 Final，2015.

[5] NASA-STD-5009 Nondestructive evaluation requirements for fracture critical metallic components [S].National Aeronautics and Space Administration Wahington，DC 20546-0001，2008.

[6] Franc3D reference manual [Z]. Version 7.0，2016.

[7] Banks-Sills L. Methods for calculating stress intensity factors in anisotropic materials[M]. Engineering Fracture Mechanics，2005.

[8] Banks-Sills L. Methods for calculating stress intensity factors in anisotropic materials：Part II Arbitrary geometry [M]. Engineering Fracture Mechanics，2006.

[9] 郑晓玲 . 民机结构耐久性与损伤容限手册：损伤容限设计与分析 [M]. 下册 . 北京：航空工业出版社，2003.
Zheng Xiaoling. Manual for durability and damage tolerance of civil aircraft structures：Damage tolerance design and analysis[M]. Volume II. Beijing：Aviation Industry Press，2003.（in Chinese）

[10] 熊俊，魏峰，曾锐 . 轴向受载耳片拉伸效率系数的 Neuber 修正 [J]. 航空科学技术，2018，29（03）：25-29.
Xiong Jun，Wei Feng，Zeng Rui. Neuber correction of tension efficiency factor for axially loaded lugs[J]. Aeronautical Science & Technology，2018，29（03）：25-29.（in Chinese）

作者简介

熊俊（1987- ）男，学士，工程师。主要研究方向：飞机结构强度设计。
Tel：0553-5699313 E-mail：xiongj@cetcd.com

Hinge Structure Crack Propagation Analysis and Test Verification of Aircraft Engine

Xiong Jun[1,2,*], Liu Jia[1,2], Zeng Rui[1,2]

1. CETCD Wuhu Diamond Aircraft Manufacture Co., Ltd., Wuhu 241000, China

2. CETCD Wuhu General Aviation Industry Technology Research Institute Co., Ltd., Wuhu 241000, China

Abstract: In order to study the damage tolerance design characteristics of aircraft hinge structure, took the method of combining finite element with engineering calculation and experimental verification method, verified the crack growth and residual strength characteristics of hinge structure. The analysis and test results show that, for the Inconel718 hinge structure, the NASGRO model can obtain the calculation accuracy of the engineering requirements only in the stage of small crack and the smooth crack growth stage, and the calculated value error is within 30%. In the stage of crack instability expansion, the calculation precision is reduced, but the calculation result of the crack propagation life of the hinge is still safe and conservative. The calculation method can be used as a reference for the engineering design.

Key Words: hinge; lug; finite element analysis; crack propagation; residual strength

Received: 2018-06-20; **Revised:** 2018-06-23; **Accepted:** 2018-07-05

***Corresponding author.Tel.:** 0553-5699313 **E-mail:** xiongj@cetcd.com