

# Research on Precise Fracture Control of Emergency Disconnection Safety Pins in large aircraft engine pylons of the aircraft

Xigang Li

Oriental Blue Sky Titanium Technology Co., Ltd., Yantai, Shandong, 264006, China

## Abstract

To meet the stringent requirements for load-bearing accuracy ( $\pm 5\%$ ) and reliability of emergency disconnect Safety pins in large aircraft engine pylons of the aircraft, precise fracture — it must not fail under normal conditions, yet must fracture reliably and accurately under specified overload conditions., and verification. Innovatively, a "regulation based on raw material hardness partitioning" heat treatment strategy is proposed, reducing the coefficient of variation for the shear strength of Safety pins to within 1%. A high-fidelity finite element model integrating real assembly constraints and material damage mechanisms is developed, achieving prediction errors for failure loads better than 5%. A closed-loop "micro-control, forward design, physical verification" technology chain is formed, yielding quantitative design curves and transforming the design paradigm from trial-and-error to performance-driven, this achieves the objective of precise fracture, ensuring aviation safety for the aircraft.

## Keywords

Engine pylons of the aircraft; Aviation safety; Emergency disconnect Safety pins; Precise fracture

# 吊挂应急脱离保险销精准断裂控制研究

李锡刚

东方蓝天钛金科技有限公司, 中国 · 山东 烟台 264006

## 摘 要

针对大型客机发动机吊挂应急脱离保险销对承载精度( $\pm 5\%$ )与可靠性的严苛要求,即精准脱离,“不该断时不能断,该断时必须断”,提出基于原材料硬度分区的“依硬定策”热处理调控策略,将保险销断裂载荷变异系数控制在1%以内;建立了融合真实装配约束与材料损伤机理的有限元模型,对破坏载荷的预测误差优于5%;形成了“微观调控-正向设计-物理验证”技术闭环,产出量化设计曲线,实现了从试错模式到理论驱动设计的转变,达到了精准断裂目的,为客机提供航空安全保障。

## 关键词

发动机吊挂; 航空安全; 应急脱离保险销; 精准断裂

## 1 引言

发动机吊挂应急脱离机构是民用客机在极端着陆情况下,防止发动机撞击油箱引发灾难性后果的最后一道机械屏障。其功能核心——应急脱离保险销,必须在承受数万次飞行载荷及环境侵蚀后依然可靠,并在特定过载冲击下,于极窄的载荷窗口内(通常要求偏差小于 $\pm 5\%$ )精确断裂[1-2],即精准脱离,“不该断时不能断,该断时必须断”。这种对“功能可靠性”与“断裂精确性”的悖论式统一,使其成为航空领域设计与验证难度最高的机械部件之一。长期以来,该项技术被国外极少数供应商高度垄断,设计方法与核心工

艺参数秘而不宣,是我国大飞机产业自主化必须攻克的“卡脖子”环节[3]。当前研究多聚焦于保险销的宏观性能测试[4]或单一工艺参数的影响[5],缺乏从材料微观组织调控、多尺度性能演化、复杂工况约束耦合到断裂精准预测的全链条系统方法论。这导致国产化研制面临三大核心瓶颈:(1)如何抑制航空材料固有的批次性能波动,实现量产产品性能的高度一致性?(2)如何在设计阶段高精度预测其复杂约束下的断裂载荷,避免代价高昂的“设计-试制-试验”反复迭代?(3)如何建立等效于真实服役状态的验证方法,为设计模型与产品可靠性提供无可辩驳的物理证据?

为此,本文以大型客机国产化研制为工程背景,围绕15-5PH沉淀硬化不锈钢吊挂应急脱离保险销材料精准断裂载荷控制,开展了贯穿材料、设计、验证三个维度的研究。

【作者简介】李锡刚(1974—),男,中国河南信阳人,本科,高级工程师,从事机械设计及制造研究。

## 2 精准断裂载荷控制

### 2.1 15-5PH 材料特性

研究对象为符合 AMS5659 标准的 15-5PH 马氏体沉淀硬化不锈钢。其高强度、良好韧性及耐腐蚀性源于时效过程中富铜  $\epsilon$  相的析出强化。然而，来自法国 AUBERT & DUAL (AD) 和台湾荣钢 (RG) 的原材料，其初始布氏硬度在 HB300 至 HB345 间存在显著波动，这是由上游冶炼、锻造及固溶处理中的固有工艺散差导致。若对此波动置之不理，采用统一的热处理工艺，保险销关键性能（如剪切强度）将必然超出  $\pm 5\%$  的容差带，无法满足设计要求。因此，主动识别并补偿来料波动，是必须解决的首个疑难问题。

### 2.2 差异化热处理

为解决问题一，本研究摒弃了被动适应，提出了“依硬定策、分类调控”的主动热处理设计思想。具体路径包括：（1）状态识别与分区：依据来料硬度检测值，将其科学划分为两个典型区间：HB325~HB345（AD 材料）与 HB300~HB325（RG 材料）。（2）基准图谱构建：系统研究 H1075（579℃）、H1100（593℃）、H1150（621℃）三个标准时效温度下，材料的宏观力学性能（拉伸、剪切、硬度）与微观组织（特别是残余奥氏体含量）的演变规律，建立基础数据库。（3）定制化工艺开发：基于基准图谱，为不同硬度区间的材料“量体裁衣”，反向设计定制化的时效温度与时间组合，目标是将所有批次的最终断裂载荷精准“收敛”至  $650 \pm 5\%$  MPa 的狭窄窗口内。（4）机理关联与验证：利用 X 射线衍射（XRD）与金相分析，定量建立“时效工艺参数-残余奥氏体含量-宏观断裂载荷”的关联模型，从微观机理解释宏观性能调控的科学性，并通过多批次重复试验验证工艺的稳定性与可重复性。

### 2.3 “机理-约束”耦合的预测模型构建

为解决问题二，将保险销断裂简化为理想剪切件的分析模型，在 ABAQUS 环境中构建深度融合材料损伤机理与真实结构约束的有限元模型。

#### 2.3.1 材料本构与损伤模型：

（1）本构模型：采用 Johnson-Cook (J-C) 模型

$$\sigma = (A + B\epsilon_p^n) \left( 1 + C \ln \frac{\dot{\epsilon}_p}{\dot{\epsilon}_r} \right)$$

描述材料在大变形下的流动应力（A：参考应变率时的屈服强度，MPa；B：应变硬化系数，MPa；C：应变率硬化系数；n：应变硬化指数； $\epsilon_p$  -- 等效塑性应变； $\dot{\epsilon}_p$ ：等效塑性应变率，s<sup>-1</sup>； $\dot{\epsilon}_r$  - 参考塑性应变率，s<sup>-1</sup>）。其参数（A,B,C,n）通过拉伸试验与普布金森压杆（SHPB）试验联合标定获得，确保了从静态到中高应变率下的响应精度。

（2）损伤模型：引入剪切损伤起始与演化准则是实现断裂预测的关键。损伤起始依据等效塑性应变判据，其临界值直接取自材料拉伸均匀延伸率；损伤演化采用基于特征单元长度的位移软化模型，失效位移通过校准标准剪切试验的

有限元模拟与实测结果确定。

#### 2.3.2 真实约束几何与接触模型：

（1）精细几何：严格按吊挂应急脱离保险销装配接口图模拟建模，包括保险销、C72900 衬套、TC4 钛合金耳片（上/下剪刀）等组件，真实反映断裂过程。

（2）非线性接触：定义所有可能接触对，采用面面接触算法，法向为“硬接触”，切向引入库伦摩擦（摩擦系数  $\mu=0.15$ ）。精确模拟装配间隙、接触压力分布及耳片局部柔性的影响。

（3）边界与载荷：下耳片底面全约束；上耳片顶面施加与真实工况试验一致的载荷。

#### 2.3.3 网格与求解策略：

保险销危险区域采用 0.5 mm 精细网格（C3D8R 单元），经网格无关性验证。采用显式动力学求解器模拟准静态加载至断裂的全过程。

## 2.4 渐进式试验验证

为解决问题三并构建完整技术链，设计了阶梯式、渐进逼近真实工况的试验验证：

（1）材料本征性能验证：在刚性 65Mn 钢封闭工装中进行双剪切试验，获取排除了结构干扰的材料本征剪切强度，用于标定有限元材料模型。

（2）约束效应机理验证：在 65Mn 钢开口工装中进行试验，考察单边间隙引入的附加弯矩对承载能力的影响，定性验证模型模拟非理想约束的能力。

（3）真实工况终极验证：在材料、几何、装配关系均与真实飞机状态一致的 TC4 钛合金工装中进行剪切试验。此层级试验结果是校验有限元模型预测真实部件承载能力的判据。

最终，将经过真实工况试验充分校验的有限元模型，转化为参数化正向设计工具，通过系统计算保险销内径参数，生成普适性的“内径-破坏载荷”设计曲线，从而构建起从材料调控、到数字仿真预测、再到物理试验校核的“微观调控-正向设计-真实工况验证”技术闭环。

## 3 结果与讨论

### 3.1 创新点一：差异化热处理策略的实现与机理

对 AD 材料（HB325~HB345）的系统研究表明，随时效温度从 H1075 升至 H1150，材料强度与硬度单调下降，而 H1150 状态下性能数据的离散度最小，表现出最优的稳定性。因此，选定 H1150（621℃）时效 4h 作为 AD 材料的优化工艺。

XRD 分析揭示了性能演变的微观本质：随时效温度升高，残余奥氏体（ $\gamma$ ）衍射峰强度显著增强。定量计算表明，H1150 状态的残余奥氏体体积分数较 H1075 状态增加了约 35%。在沉淀硬化不锈钢中，强度主源于  $\epsilon$ -Cu 相析出，而逆转变形成的奥氏体作为软相，其含量增加会“稀释”整体强化效果，宏观表现为强度、硬度下降及塑性微增。这一定

量关系的确立，为工艺调控提供了科学依据而非经验试错。

基于此机理，为硬度偏低的 RG 材料 (HB300~HB325) 设计了“H1100 (593℃) 时效 4.5h”的工艺。较低温度减缓了奥氏体化动力学，而延长时间确保了足够的转变驱动力，从而将 RG 材料的剪切强度也精准调控至  $658 \pm 4$  MPa，与 AD 材料的性能目标完美匹配。该方法将材料剪切强度的批次变异系数 (C.V.) 压缩至 1% 以内，实现了从“被动接受波动”到“主动收敛控制”的质变。

### 3.2 创新点二：预测模型的验证与精度分析

在真实结构工装中，对不同内径的保险销进行了破坏载荷预测，并与试验结果对比 (表 1)。模型预测误差普遍小于 5%，仅在极端大内径 (壁厚最薄) 时误差略超 5%。

表 1 真实工况下模型预测精度验证

试样内径 (mm)	真实工况破坏载荷 (kN)	封闭工装破坏载荷 (kN)/ 误差	模型预测值 (kN)/ 误差
φ 13.41	1591.0	1639.0/+3.0%	1575.0/-1.0%
φ 16.95	1521.3	1507.6/-0.9%	1546.0/+1.6%
φ 22.01	1392.6	1303.9/-6.4%	1355.0/-2.7%
φ 26.02	1066.6	1109.0/+4.0%	1144.8/+7.3%

讨论：封闭工装剪切仅在特定尺寸附近表现尚可，当保险销内径偏离设计中心值时 (壁厚过大或过小)，其无法考虑的弯曲效应和约束条件变化导致误差显著增大 (如 -6.4%)。而本模型因忠实复现了材料非线性、损伤演化及耳片柔性等复杂物理过程，故能在全尺寸范围内保持预测能力。

### 3.3 创新点三：正向设计工具与闭环技术链的工程价值

将经过严格校验的模型转化为强大的正向设计引擎。通过参数化计算保险销内径，生成了如图 1 所示的“保险销内径 - 破坏载荷曲线”。该曲线的工程价值在于颠覆了传统设计流程：设计师可根据目标破坏载荷，在工况不变条件下，直接从曲线上查找得到所需的最优内径尺寸，实现了从“设计 - 试错 - 验证”的逆向迭代到“性能 - 设计 - 验证”的正向驱动，提升了研制效率，节省了研制费用，达到了降本增效的效果。

## 4 结语

本研究面向大飞机对关键安全部件自主可控的迫切需求，针对航空应急脱离保险销的“精准断裂”设计难题，开展了系统性的理论探索、方法创新与工程实践，取得以下核心结论：

(1) 建立了基于材料初始状态反馈的主动热处理调控新范式。通过建立“时效工艺参数 - 残余奥氏体含量 - 宏观剪切强度”的定量构效关系，提出了“依硬定策”的差异化

热处理策略，成功将 15-5PH 不锈钢保险销材料的性能变异系数控制在 1% 以内，从源头确保了产品性能的批次一致性与高可靠性。

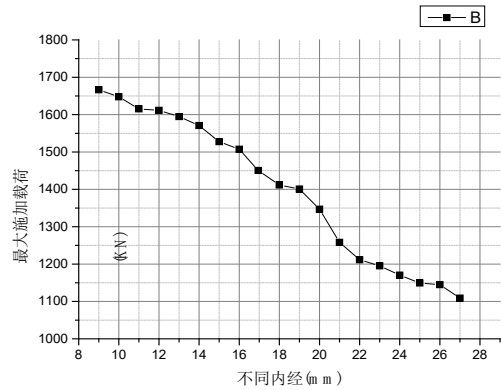


图 1 保险销内径 - 破坏载荷曲线

(2) 创建了融合真实约束与损伤机理的断裂预测模型。突破了传统研制的局限，开展了集成 Johnson-Cook 本构、剪切损伤准则及复杂装配边界的有限元仿真技术。该模型能复现从变形、屈服、损伤累积至断裂的全过程，对破坏载荷的预测误差普遍优于 5%，为实现“预测设计”提供了核心工具。

(3) 形成了覆盖全流程的正向设计与闭环验证技术。整合材料调控、数字仿真和物理验证，构建了“微观调控 - 正向设计 - 物理验证”的技术闭环。产出的“内径 - 破坏载荷”设计曲线，实现了由性能需求直接驱动结构尺寸确定的正向设计模式。

本研究从方法论层面系统解决了航空极端性能安全部件的自主设计、精准预测与可靠验证难题，达到了“精准断裂”的目的，为大飞机关键部件的国产化提供了坚实的技术支撑。

### 参考文献

- [1] European Aviation Safety Agency (EASA). \*Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 27\* [S]. Cologne: EASA, 2023.
- [2] Federal Aviation Administration (FAA). \*Advisory Circular: Emergency Landing Conditions and Ditching Conditions, AC 25.735-1\* [S]. Washington D.C.: FAA, 2006.
- [3] 张国庆, 李东, 周凯. 民用飞机发动机吊挂应急脱离设计技术研究[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 221-230.
- [4] 刘建华, 王宝忠, 陈光. 15-5PH 不锈钢热处理工艺及性能研究进展[J]. 材料导报, 2015, 29(11): 90-94.
- [5] Viswanathan U K, Banerjee S, Krishnan R. Effects of aging on the microstructure of 17-4 PH stainless steel[J]. Materials Science and Engineering: A, 1988, 104: 181-189.