

# 某型飞机前起落架断裂损伤分析

## Fracture Damage Analysis of a Nose Landing Gear

曹大树<sup>1</sup>, 姚红宇<sup>1</sup>, 薛彩军<sup>2</sup>, 聂 宏<sup>2</sup>

(1 中国民用航空总局 航空安全技术中心,

北京 100028; 2 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

CAO Da-shu<sup>1</sup>, YAO Hong-yu<sup>1</sup>, XUE Cai-jun<sup>2</sup>, NIE Hong

(1 Center of Safety Technology, General Administration of

Civil Aviation of China, Beijing 100028, China; 2 College of Aerospace

Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘要:** 飞机起落架的结构安全性对航空运输安全至关重要。针对某型飞机起落架折断事故, 通过理论计算和断口微观形貌分析, 探讨了造成事故的原因。研究表明: 飞机前起落架下阻力臂因受压失稳而过载断裂, 当拖把施加于飞机的拉力超过  $2.261 \times 10^5 \text{ N}$  时阻力臂就会发生压失稳断裂。研究结果对制定飞机地面安全技术规范有重要参考价值。

**关键词:** 起落架; 阻力臂; 断裂; 损伤分析

中图分类号: TG111.91; TB302.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2008)06-0036-04

**Abstract:** It is crucial for the aviation transportation safety to assure the landing gear's structure reliability. The cause of the landing gear collapsing is studied through the fracture surface analysis and theoretic computation. The research indicated that the lower drag brace was buckled in compression and fractured by overload. When the tension load which the towbar applied in the aircraft surpassed  $2.261 \times 10^5 \text{ N}$ , the lower drag brace would be buckled in compression. The research result will be valuable to make the specification for the aircraft ground safety technology.

**Key words:** landing gear; lower drag brace; fracture; damage analysis

由于起落架受力严重、工作环境恶劣、故障率高, 其结构破坏机理一直是国内外的研究热点。国外近年来在理论研究的同时, 针对特定型号开展了一系列破坏试验研究<sup>[1, 2]</sup>。国内, 左富纯等对某型起落架全尺寸疲劳试验件断口进行分析, 得到局部应力导致改型起落架发生疲劳失效<sup>[3]</sup>, 李乐新等研究了通过起落架全尺寸疲劳试验件断口分析确定起落架翻修期的方法<sup>[4]</sup>, 陈大明等研究了飞机起落架用钢贝氏体组织的屈强比与裂纹形成的关系<sup>[5]</sup>。戈阿丽等对运七飞机起落架外筒收放动筒连接摇臂的断裂损伤效进行了分析<sup>[6]</sup>。

然而, 起落架结构破坏事故仍时有发生。回顾现有研究成果, 国内外对飞机地面推行过程中起落架结构破坏没有足够的重视, 尤其缺乏飞机地面推行时起落架结构破坏机理的研究。本研究以某型飞机地面推行时起落架折断的两次事故为背景, 以其中一次事故为案例, 通过理论计算和断口微观形貌分析, 探讨造成事故的原因, 为制定飞机地面安全技术规范提供一定的依据。

## 1 事故描述

某飞机在旅客登机完毕后, 由拖车向后推行离开3号桥位约29.57m时, 前起落架突然向前折起, 飞机头部下沉, 两扇前起落架舱门触地, 无人员伤亡。事发后飞机状态见图1, 飞机机头压在拖把上。飞机的主要损伤有: 前起落架下阻力臂断裂(见图2)、下阻力臂上支点的连接插销有弯曲变形、下阻力臂下支点的左接耳内侧有被下阻力臂压伤的痕迹、前起落架锁机构变形、前起落架舱后腹板撕裂、前起落架转弯机构有损伤、飞机前起落架内筒着陆灯座折断、拖把两个剪切销均断裂、拖把头的上耳片向上发生严重变形。

事发飞机在被推行的过程中, 飞机和拖车必须经过一个加油管地沟, 事发时飞机和拖车已完全驶过地沟, 拖车后轮轮轴距地沟前缘约2.44m。该地沟宽约1.52m, 沟盖下沉, 最大下沉量约30~40mm。据当班机务人员介绍: 飞机和拖车在过加油管地沟时, 拖把与拖车连接处产生两次碰撞响声, 事发时拖车司机未使用刹车。事发拖车重量约为 $4.214 \times 10^5 \text{ N}$ , 拖车型号



图 1 某飞机事发后的状态  
Fig. 1 The aircraft status after incident

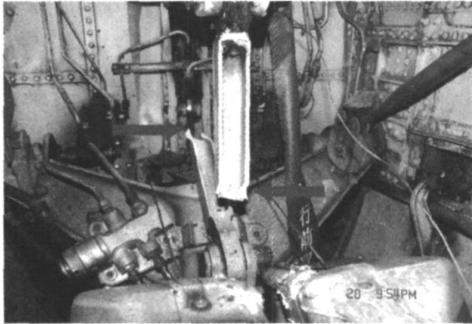


图 2 前起落架下阻力臂断裂  
Fig. 2 The lower drag brace was broken

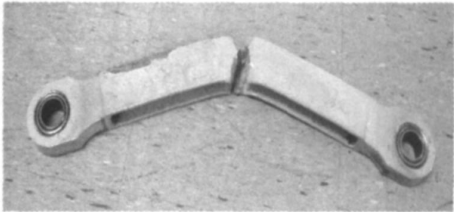


图 3 下阻力臂外观形貌  
Fig. 3 The feature of the lower drag brace

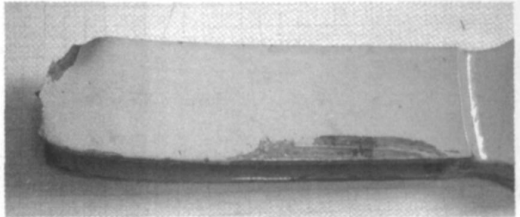


图 4 下阻力臂断口附近明显的宏观变形  
Fig. 4 The obvious deformation near fracture surface

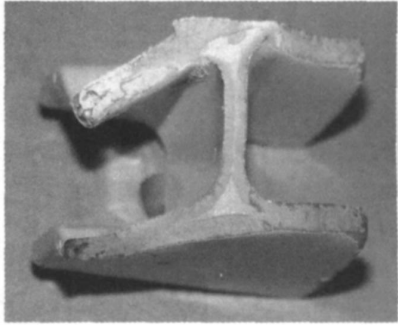


图 5 下阻力臂断口全貌  
Fig. 5 Close-up of lower drag brace fracture surface

为 T650, 拖车的最大牵引力为  $2\ 891\ 10^5\text{N}$ 。  
从现场记录可以看出: (1) 起落架锁机构的保险销在位; (2) 飞机拖把的两个剪切销断裂; (3) 该型号拖把在剪切销断裂之后, 飞机与拖把不能脱开。

2 断裂损伤分析

2.1 断裂损伤分析

2.1.1 下阻力臂断裂分析

下阻力臂外观形貌见图 3, 断裂发生在下阻力臂接近中间的位置。下阻力臂断口附近有明显的宏观塑性变形, 见图 4, 在断口附近下阻力臂工字形截面前缘有屈曲, 后缘还有明显的缩颈变形, 这些变形表明下阻力臂有向右、向后弓出的过程。下阻力臂断口全貌见图 5, 在断口上工字形截面后缘是等轴韧窝形貌, 工字形截面前缘是剪切韧窝形貌。

HRC47.5, 将硬度值转换为材料抗拉强度值相当于 1593 MPa, 该下阻力臂材料规范中规定抗拉强度为 1517~1655 MPa, 因此下阻力臂材料符合材料强度规范要求。经 X 射线能谱分析: 下阻力臂材料成分(质量分数/%)为: Si 0.34, Cr 0.88, Mn 1.28, Ni 1.66, 余量为 Fe 的合金结构钢, 与美国材料牌号 4340 钢相近(美国 4340 钢的标称成分为: C 0.38~0.43, Si 0.15~0.35, Mn 0.60~0.80, Cr 0.70~0.90, Ni 1.65~2.00, Mo 0.20~0.30)<sup>[7]</sup>, 见表 1。下阻力臂材料的组织为回火马氏体, 该组织未见异常。

表 1 下阻力臂材料成分测试结果与美国材料牌号 4340 钢标称成分对比(质量分数%)

| Element       | C         | Si        | Cr        | Mn        | Ni        | Mo        | Fe  |
|---------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----|
| Testing value | —         | 0.34      | 0.88      | 1.28      | 1.66      | —         | Bal |
| Nominal value | 0.38-0.43 | 0.15-0.35 | 0.70-0.90 | 0.60-0.80 | 1.65-2.00 | 0.20-0.30 | Bal |

根据下阻力臂的工作受力状况和该下阻力臂的变形及断裂特点,下阻力臂是在压缩应力下失稳,先向右弓出,由于受到连接耳片的约束,最后向后弓出直至完全断裂。

2 1 2 拖把剪切销断裂分析

两个剪切销均断裂,每个剪切销断裂后分为三段,其中有两段散落在地面上,其它四段依然在拖把的剪切销孔里,所有剪切销断口的微观形貌均是拉长的剪切韧窝。

剪切销的硬度值为 HRC30 5。经 X 射线能谱分析表明,剪切销材料为: Si0 22, Cr0 45, Mn1 09, Ni0 46, 余量为 Fe 的合金结构钢。经测量断裂后的剪切销直径为 6 28mm, 硬度值 HRC30 5, 相当于抗拉强度为 970MPa, 经核算剪切销的双剪极限载荷为  $2.998 \times 10^4 \text{N}$ , 剪切销的技术规范中要求最大双剪极限载荷为  $3.271 \times 10^4 \text{N}$ , 因此,剪切销的强度符合技术规范的要求。剪切销材料的组织为回火索氏体,组织正常。因此,剪切销的断裂是过载剪切断裂。

2 1 3 飞机拖把的损伤分析

拖把头的上耳片发生严重变形,上耳片有被舌状耳片挤压的痕迹,见图 6。拖把插销已严重变形,插销位于舌状耳片靠近拖车一端的耳孔内,并被耳孔边缘挤伤,插销不能正常拔出,见图 7。拖把头下耳片也有被舌状耳片挤压的痕迹,见图 8。拖把头下耳片上剪切销的变形及断裂状况见图 9,舌状耳片上剪切销的变形及断裂状况见图 10。根据剪切销的变形及断裂状况和拖把头上、下耳片被舌状耳片挤压的位置,表明事发时飞机受到拖车的拉力,而不是正常推飞机时对飞机施加的推力。

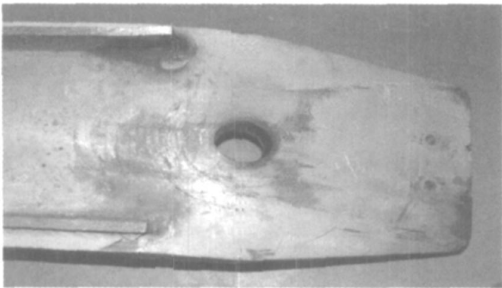


图 6 拖把头上耳片被舌状耳片挤压痕迹  
Fig 6 Contact marks on towbar upper attachment

2 2 应力分析

2 2 1 应力分析

前起落架下阻力臂相当于二力杆,承受拉应力或压应力。以前起落架组件为受力分析对象,当拖把对



图 7 拖把插销被舌状耳片耳孔边缘挤伤  
Fig. 7 Contact marks on pin by middle attachment



图 8 拖把头下耳片被舌状耳片挤压痕迹  
Fig. 8 Contact marks on towbar lower attachment

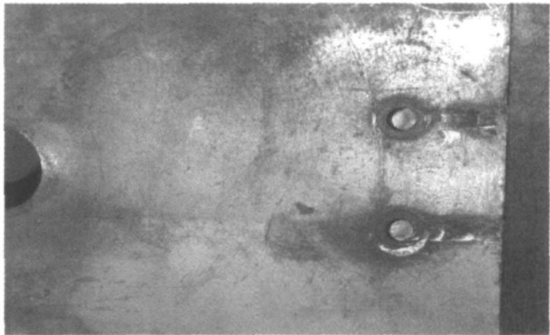


图 9 拖把头下耳片上剪切销断裂状况  
Fig. 9 Status after shear pin broken on towbar lower attachment



图 10 舌状耳片上剪切销断裂状况  
Fig. 10 Status after shear pin broken on middle attachment

前起落架施加一个拉力时,前起落架组件的受力示意图见图 11。

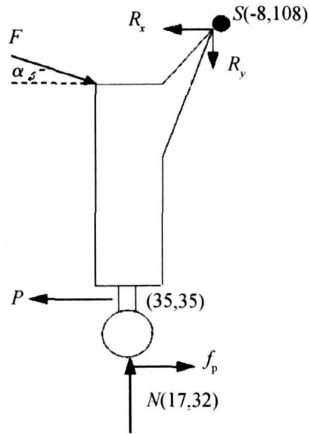


图 11 起落架组件的受力

Fig 11 Loading schematic of landing gear components

假设下阻力臂作用于前起落架的力为  $F$ , 飞机拖把作用于前起落架的力为  $P$ , 地面对前起落架的支撑力为  $N$ , 地面作用于前起落架的摩擦力为  $f_p$ , 结合对前起落架结构尺寸进行测绘的结果, 则以前起落架与机身的左右连接点为轴线的力矩平衡方程是:

$$F \sin 220 + F \cos 250 - P \cdot 930 - N \cdot 90 + f_p \cdot 1280 = 0 \quad (1)$$

其中, 假设地面对飞机的阻力系数为  $f$  ( $f$  取值为 0.07), 则

$$f_p = f \cdot N = 0.07N \quad (2)$$

经测量: 下阻力臂全长 530mm, 下阻力臂在水平方向的投影长为 240mm, 在垂直方向的投影长为 470mm, 则

$$\sin \frac{470}{530} = 0.887, \cos = \frac{240}{530} = 0.453$$

整理上述平衡方程可得到:

$$F = \frac{930 \cdot P + 0.4 \cdot N}{308.39} \quad (3)$$

下阻力臂横截面尺寸如图 12 所示, 尺寸测量结果为:  $H = 34.36\text{mm}$ ,  $B = 52.46\text{mm}$ ,  $h = 24.76\text{mm}$ ,  $b =$

$$P = \frac{F_{cr} \cdot 308.39 - 0.4N}{930} = \frac{6.818 \cdot 10^5 \cdot 308.39 - 0.4 \cdot 47628}{930} = 2.261 \cdot 10^5 \text{ N}$$

当拖把施加于飞机的拉力达到  $2.261 \cdot 10^5 \text{ N}$  时, 飞机前起落架下阻力臂就会发生失稳断裂。

## 2.2.2 讨论

实际上, 这是理想状态下的理论计算值, 考虑到下阻力臂受压时的初始弯曲、加载偏心等因素的不利影响, 一般稳定安全系数取值应大于强度安全系数取值,

48.38mm。

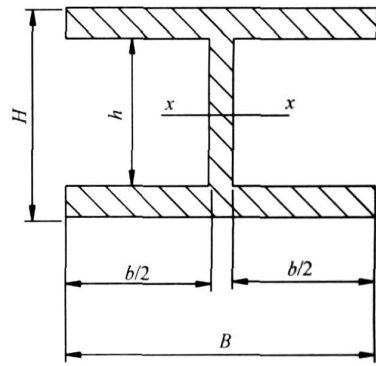


图 12 下阻力臂横截面尺寸

Fig 12 Cross-sectional dimensions of lower drag brace

下阻力臂横截面面积为  $A = 604.6\text{mm}^2$ , 下阻力臂长度为  $l = 530\text{mm}$ , 则根据欧拉公式, 该下阻力臂的压失稳临界应力为:

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{l^2} \quad (4)$$

整个工字梁截面对形心轴  $Z$  的惯性矩为:

$$I = I_1 + 2I_2 = 5160.96 + 2 \cdot 55490.52 = 116142\text{mm}^4$$

式中 取 3.14,  $E$  取  $210\text{GPa}$ , 则  $P_{cr} = 8.56 \cdot 10^5 \text{ N}$ 。因此

$$\sigma_{cr} = \frac{P_{cr}}{A} = \frac{8.56 \cdot 10^5}{604.6 \cdot 10^{-6}} = 1416\text{MPa}$$

该下阻力臂的硬度试验值为 HRC47.5, 相当于抗拉强度  $\sigma_b = 1592.5\text{MPa}$ ,  $\sigma_s$  约为  $827.4\text{MPa}$ 。因此, 该下阻力臂的压失稳临界应力  $\sigma_{cr}$  远大于  $\sigma_s$ , 欧拉公式已经不适用。

为了计算下阻力臂在材料进入塑性状态下的压失稳临界应力, 采用切向模量法计算, 结果为:

$$\sigma_{cr} = 163.546\text{Ksi} = 1127.65\text{MPa}$$

$$F_{cr} = \sigma_{cr} \cdot A = 6.818 \cdot 10^5 \text{ N}$$

根据事发飞机的载重平衡表, 飞机质量为  $5.26 \cdot 10^4 \text{ kg}$ , 飞机前起落架所分配的载荷为  $4.7628 \cdot 10^5 \text{ N}$ 。因此, 要使得下阻力臂发生压失稳, 拖车应施加的拉力为:

钢质压杆的稳定安全系数一般取值为 1.8~3.0。因此, 导致下阻力臂失稳断裂的许用应力值将更低, 即当拖把施加于飞机的拉力低于 (或远低于)  $2.261 \cdot 10^5 \text{ N}$  时, 下阻力臂就可能发生压失稳断裂。

事发拖车型号为 T650, 该拖车能提供的最大牵引

(下转第 56 页)

### 3 结论

(1) 铜离子渗出率的测试结果表明, 本实验使用的 A、B、C 三种防污助剂均具有降低铜离子初期渗出率的作用, 制备的三个系列不同复合防污剂配比的防污涂料中的铜离子渗出率在 60d 内下降趋势缓慢, 并保持在稳定有效的渗出率范围。

(2) 实海测试结果表明, 由氧化亚铜和防污助剂 A 组成的复合防污剂制备的防污涂料的防污效果最佳, 实海浸泡 60d, 没有明显污损生物附着。

(3) 铜离子渗出率检测和实海测试的结果表明, 当防污涂料中氧化亚铜与防污助剂 A 的质量比为 10:10 时, 其铜离子的初期渗出率较小, 能够保持较长防污期效, 且实际防污效果最好。

#### 参考文献

- [1] 于良民. 环境友好型丙烯酸树脂的合成及其在海洋防污涂料中的应用[D]. 青岛: 青岛海洋大学, 2005.
- [2] 刘登良. 海洋涂料与涂装技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2002.
- [3] 李学德, 花日茂, 岳永德, 等. 百菌清(chlorothalonil)在水中的光化学降解[J]. 应用生态报, 2006, 17(6): 1091-1094.
- [4] 李瑛, 李学德, 花日茂, 等. 百菌清的生态环境效应及降解转化研

究进展[J]. 安徽农业科学, 2005, 33(4): 703-704.

- [5] 冒德寿, 林军, 徐蓉, 等. 多卤代 1,3-苯二腈的水解研究[J]. 云南大学学报, 2002, 24(1): 46-49.
- [6] 柯光明, 吴金慧, 郭洪猷. 聚丙烯酸铜树脂颗粒水解性能的研究[J]. 北京化工大学学报, 1999, 26(2): 77-79.
- [7] READMAN J W, HATTUM B VAN, BARCELO D. Assessment of Antifouling Agents in Coastal Environments[OL]. <http://www.pml.ac.uk/ace>.
- [8] 胡春, 刘星娟, 李爽. ZnO 催化剂对苯胺光降解的研究[J]. 环境科学学报, 1998, 18(1): 81-85.
- [9] 于春影, 李春超, 王超, 等. 马来酰亚胺类杀菌剂的制备与性能评价[J]. 工业水处理, 2004, 24(7): 36-38.
- [10] 严胜骄, 杨丽娟, 李俊峰, 等. 双苯甲酰基脲类化合物的合成及杀虫活性[J]. 应用化学, 2004, 21(12): 1320-1322.
- [11] 邱海源, 王宪. 苯胺对海洋藻类生长的影响研究[J]. 海洋环境科学, 2004, 23(3): 30-32.

基金项目: 辽宁省教育厅资助项目(202033219)

收稿日期: 2007-02-05; 修订日期: 2008-01-04

作者简介: 陈美玲(1960), 女, 硕士, 教授, 现从事海洋防污涂料方面的研究, 联系地址: 大连交通大学材料学院(116028)。E-mail: chenml@djtu.edu.cn

(上接第 39 页)

力为  $2.891 \times 10^5$  N。该型号固定式拖把的主管选用 20 号钢, 主管规格为  $127\text{mm} \times 5\text{mm}$ , 该管允许的最大拉力为  $7.84 \times 10^5$  N。因此, 飞机拖车是能够施加  $2.891 \times 10^5$  N 的拉力, 且在该拉力作用下拖把主管不会被拉断。

### 3 结论

(1) 飞机前起落架下阻力臂和拖把剪切销的断裂均是过载断裂。当拖把施加于飞机的拉力超过  $2.261 \times 10^5$  N 时(这是理想状态下的理论计算值, 考虑到安全系数实际值可能比它低很多), 下阻力臂就会发生压失稳断裂, 从而飞机前起落架折叠, 飞机机头触地。

(2) 飞机由于受到一个过大的拉力作用, 下阻力臂被压失稳, 先向右弓出, 由于受到耳片的约束, 下阻力臂又向后弓出直至断裂。下阻力臂断裂后, 飞机前起落架折叠, 在起落架折叠过程中, 锁联杆向后挤压起落架轮舱的后腹板, 使得后腹板被撕裂。

(3) 针对本工作关于起落架意外收起事件的研究结果, 该型飞机制造商已发布服务通告, 提示拖把可能施加过大的载荷到飞机前起落架, 造成飞机前起落架

意外收起事故。

#### 参考文献

- [1] DE FARIAS C R, AZEVEDO E, HIPPERT J R. Fracture of an aircraft's landing gear[J]. Engineering Failure Analysis, 2002, 9: 265-275.
- [2] LEEA Hong-chul, HWANGA Young-ha, KIM B Tae-gu. Failure analysis of nose landing gear assembly[J]. Engineering Failure Analysis, 2003, 10: 77-84.
- [3] 左富纯, 孔锡昌. 飞机主起落架疲劳试验件失效分析[J]. 理化检验: 物理分册, 1990, 26(5): 58-61.
- [4] 李乐新, 康德利. 主起落架疲劳断口定量分析[J]. 机械强度, 1992, 14(4): 38-40.
- [5] 陈大明, 康沫狂. 飞机起落架用钢贝氏体组织的屈强比问题[J]. 航空学报, 1993, 14(8): B377-B382.
- [6] 戈阿丽. 运七飞机起落架连接摇臂断裂分析[J]. 材料工程, 1998, (5): 10-11.
- [7] 林慧国, 林钢, 马跃华. 袖珍世界钢号手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60472118)

收稿日期: 2007-11-06; 修订日期: 2008-03-25

作者简介: 曹大树(1968), 男, 高级工程师, 硕士, 多年来一直从事失效分析工作, 联系地址: 北京市朝阳区西坝河北里甲 24 号(100028)。E-mail: caodsh@mail.castc.org.cn