

一起新材料应用引起的航空机轮故障分析

Analysis of Aviation Wheel Failure Caused by Application of New Material

中国人民解放军驻陕西飞机工业(集团)有限公司军事代表室 胡愈刚 王晓平 周亮

[摘要] TC11 钛合金在首次应用于某型飞机机轮刹车壳体时,由于对 TC11 的特性掌握不透,设计考虑不周,造成了使用过程中刹车壳体卡台断裂的故障。通过分析故障原因,制订了改进措施,经试验试飞验证,改进措施有效,为 TC11 在航空机轮上的推广应用积累了经验。

关键词: 航空机轮 TC11 断裂

[ABSTRACT] While TC11 titanium alloy is firstly applied to a certain type aircraft's wheel brake shell, fracture failure is caused by the lack of understanding of the new material's properties. By analyzing the cause of the problem, improvement measures are taken and verified effectively by ground and flight tests, which contribute to the popularization of TC11's application in aviation wheel.

Keywords: Aviation wheel TC11 Fracture

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.06.086

1 故障基本情况

2012年6月25日,某型飞机01架机在进行高原试飞时,左后外主机轮出现异常。经分解检查发现刹车壳体卡台全部断裂(图1),半卡环弯曲变形且有明显压痕,压痕偏离半卡环宽度中心,保护盖明显翘曲变形、断裂(图2)。

该型飞机主机轮刹车壳体及缸座的连接结构采用止动环式连接设计,通过半卡环、保护盖及锁紧螺钉连接缸座及壳体,能防止缸座轴向移动和周向转动,是目前国内产品普遍使用的结构型式。

2 初步原因分析

2.1 故障树分析

根据主机轮故障情况,经初步分析,得出刹车壳体卡台断裂的故障树如图3所示。

2.2 故障件外观检查

对故障刹车壳体、半卡环和保护盖的接触和运动痕迹进行分析,发现以下现象:

(1)故障刹车壳体卡台下端面靠外圆一侧均存在明显的接触痕迹,径向深度约1.5~2.8mm,且沿圆周

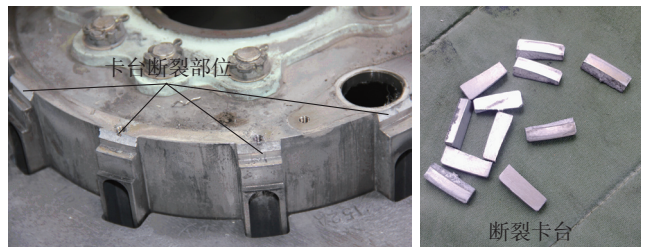


图1 主机轮刹车壳体卡台断裂情况

Fig.1 Fracture of host wheel brake shell



半卡环

保护盖

图2 主机轮半卡环和保护盖损坏情况

Fig.2 Damage of half snap ring and protection cover of host wheel

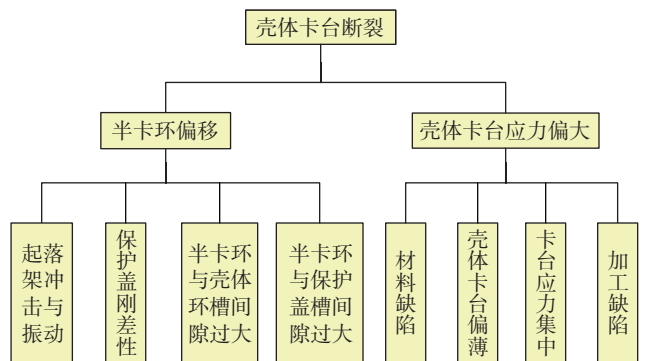


图3 主机轮刹车壳体卡台断裂故障树

Fig.3 Fault tree of fracture of host wheel brake shell

方向呈一定的弧形,靠两侧部位较深;靠根部一侧约1.5~2.5mm区域内未见明显的接触痕迹。

(2)半卡环内孔处尖角锋利,上卡台压痕明显,压痕偏离宽度中心,且宽度不一致。

(3)保护盖严重翘曲变形、断裂,边沿有与半卡环的摩擦痕迹,摩擦痕迹宽度不均匀。

结合刹车壳体、半卡环、保护盖间的装配关系(图4),可初步分析出:由于半卡环与卡环槽及保护盖之间

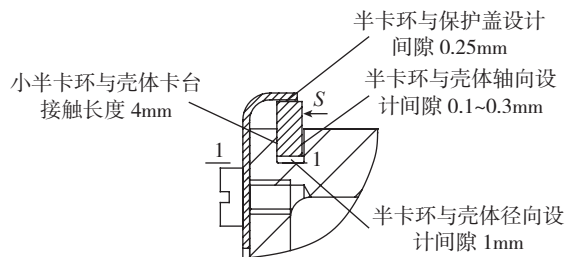


图4 机轮刹车壳体局部装配示意图

Fig.4 Local assembly diagram of wheel brake shell

的间隙过大,使得飞机在起飞着陆和地面刹车过程中,半卡环在起落架的冲击振动下存在径向和周向移动,致使与卡台的接触面不均匀,使得卡台受力不均。

2.3 故障件尺寸复查

对刹车壳体、半卡环和保护盖的结构尺寸进行复查,发现如下问题:

(1)刹车壳体首次采用 TC11 锻件机加而成,其卡台根部圆角过小,仅为 $R0.2\text{mm}$,而 TC11 对应力集中非常敏感。

(2)半卡环材料为 3Cr13 板材,内径处无圆角。当机轮在振动环境下工作时,半卡环可能损伤壳体卡环槽底部圆角过渡,加剧该部位的应力集中。

(3)保护盖采用厚 1mm 的 LY11 板材冲压而成,外圆尺寸为 $\phi 280.5\text{mm}$,在切除安装传感器支座缺口位置时,导致外端变形为椭圆,最大外径约为 $\phi 282\text{mm}$,冲压后保护盖翻边与直边之间的角度大于 90° ,最大达 94° ,这样加大了半卡环与保护盖之间的间隙(图 5)。经测量,保护盖变形后,与半卡环间隙可超过 2mm,远远大于设计间隙 0.25mm。

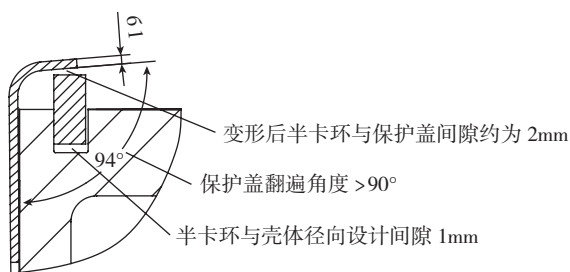


图5 保护盖变形示意图

Fig.5 Deformation diagram of protection cover

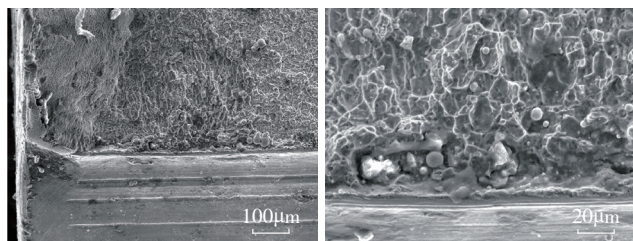


图6 机轮刹车壳体卡台断口失效分析

Fig.6 Fracture failure analysis of wheel brake shell

2.4 其他复查情况

对故障刹车壳体进行金相、化学成分和力学性能分析,均未发现材料缺陷。对刹车壳体的加工工艺、加工过程的质量记录文件等进行复查,均未发现异常。对刹车壳体卡台断口进行失效分析(图 6),判定卡台断裂为疲劳断裂。

3 主机轮刹车壳体卡台断裂机理分析

当机轮刹车时,缸座组件中的活塞将刹车压力转化为作用在壳体的轴向载荷 S (图 4),壳体卡台同时受到大小相等的反作用力,在小半卡环和保护盖安装到位的情况下,卡台根部受到弯曲与剪切复合应力作用。

由于半卡环与刹车壳体卡环槽、保护盖间的间隙过大,加上保护盖刚性差、变形大的综合影响,使半卡环在起落架振动及重力等因素影响下,在卡环槽中产生位移,其轴线偏离壳体轴线位置(图 7)。

设计间隙过大,保护盖变形进一步加大间隙,导致小半卡环在刹车振动及重力作用下在卡槽中移动

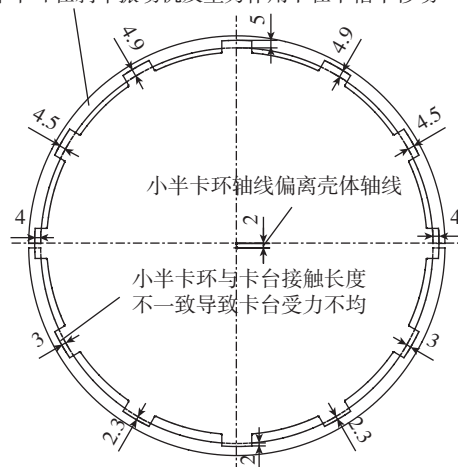


图7 半卡环偏离示意图

Fig.7 Deviation diagram of half snap ring

小半卡环脱离卡环槽底部后,小半卡环与各个卡台接触面积的不一致将造成壳体各个卡台受力不均。偏移越多、接触面积越小的卡台所受载荷越大。在小半卡环发生最大偏移情况下,参照 HB/Z126《航空机轮设计指南》推荐的计算方法,卡台根部 1-1 截面(图 4)的应力计算如下:

轴向载荷:

$$S = nPS_{hs} = 6 \times (15 - 1.05) \times \pi \times 20^2 = 105181\text{N}$$

$$\text{弯矩: } M = \frac{S}{12}L = \frac{105181}{12} \times 5 = 43825.4\text{N}\cdot\text{m}$$

$$W = \frac{1}{6}ah^2 = \frac{1}{6} \times 20 \times 4^2 = 53.3\text{m}^3$$

$$\text{弯曲应力: } \sigma = \frac{M}{W} = \frac{43825.4}{53.5} = 822.2\text{MPa}$$

$$\text{剪切应力: } \tau = \frac{S}{F} = \frac{105181}{12 \times 4 \times 20} = 110\text{MPa} ,$$

总应力:

$$\sigma_0 = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} = \sqrt{822.2^2 + 3 \times 110^2} = 844\text{MPa} ,$$

式中, n 为刹车作动缸数, P 为刹车装置最大工作压力, S_{hs} 为活塞有效面积, F 为受剪面积。

若半卡环不发生偏移,按上述方法重新计算卡台根部 1-1 截面的总应力为 505.3MPa。由此可见,半卡环偏移后,会造成刹车壳体卡台受力不均,其根部应力大致在 505.3~844MPa 之间。

主机轮刹车壳体材料为 TC11,与钢比较,钛合金对表面缺陷和应力集中有较大的敏感性,强度较高的钛合金尤甚^[1]。表 1 为 TC11 饼坯的应力控制疲劳性能^[1]。从表中可以看出:当理论应力集中系数为 K_t 为 2.4,卡台最大应力 σ_{max} 为 716MPa 时,循环次数 N 为 5046 周;当最大应力为 1002MPa 时,循环次数仅为 1395 周,均为低周疲劳。由此可见,主机轮刹车壳体卡台根部圆角过小导致的应力集中,以及卡台根部较高的应力水平,极易影响卡台的疲劳性能,使壳体卡台发生低周疲劳断裂。若增大圆角,减小应力集中,并将卡台的应力水平减小到 460MPa 以下时,卡台的疲劳寿命可达 10^7 周,得到了显著提高。

表1 TC11材料疲劳性能^[1]

品种	直径 $d \times$ 厚度 δ/mm	状态	$\theta/^\circ\text{C}$	K_t	R	K	σ_{max}/MPa	$N/\text{周}$
饼坯	400 × 83	双重退火	20	2.4	0.1	0.9	1289	246
						0.8	1145	772
						0.7	1002	1395
						0.5	716	5046
			1	-1	460	209	10^7	
			500	1	-1	417	10^7	

4 改进措施

(1) 刹车壳体。增大卡台根部圆角,由原来的 R0.2mm 增大到 R2mm,并增加粗糙度要求,降低卡台根部的应力集中。将壳体端部卡台厚度由 4mm 增加到 6mm,将其强度增加到原来的 2.25 倍(图 8),使得在最大刹车压力 15MPa 作用下卡台根部应力水平为 167.4MPa,即使考虑到装配间隙和保护盖的变形,卡台根部应力水平最大为 253.1 MPa,远远小于 460MPa,满足低周疲劳设计要求,大大提高了刹车壳体的疲劳寿命。

(2) 半卡环。缩小内径以减小半卡环与壳体之间的设计间隙,将设计值由原来的 1mm 减小为 0.25mm,可

防止半卡环在壳体卡环槽中有过大的径向偏移(图 9)。同时将半卡环内径尖角圆滑过渡,防止半卡环在工作中损伤刹车壳体卡台根部圆角部位表面质量。

(3) 保护盖。将厚度增加到 2mm,使保护盖的刚度增加到原来的 8 倍,并减小保护盖与小半卡环之间的设计间隙(图 10)。

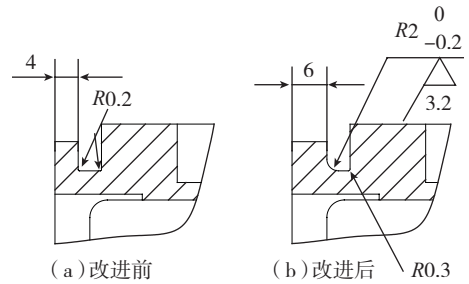


图8 刹车壳体结构改进前后对比

Fig.8 Comparison of brake shell structure before and after improvement

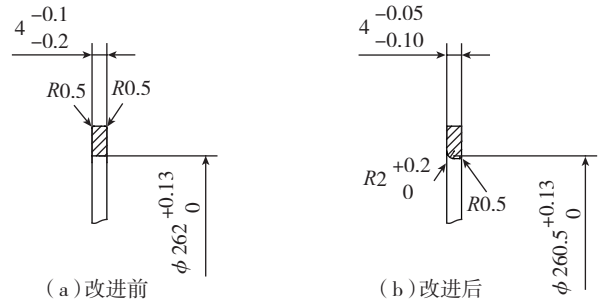


图9 半卡环结构改进前后对比

Fig.9 Comparison of half snap ring structure before and after improvement

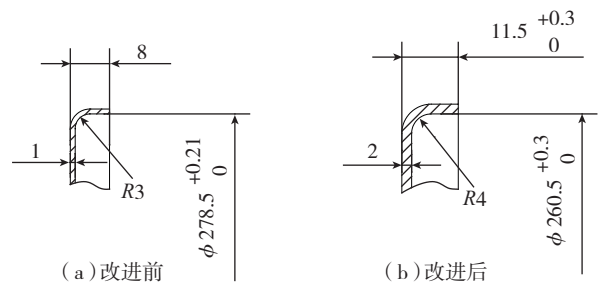


图10 保护盖结构改进前后对比

Fig.10 Comparison of protection cover structure before and after improvement

5 改进措施验证

5.1 地面验证

按改进后的刹车壳体、保护盖及小半卡环重新生产一套机轮,经静 10000 次刹车试验后壳体卡台完好无损,试验中缸座底部活塞中心变形为 0.58mm,壳体卡台处变形为 0.02mm,支承杯处变形为 0.84mm,满足使用

(下转第 91 页)

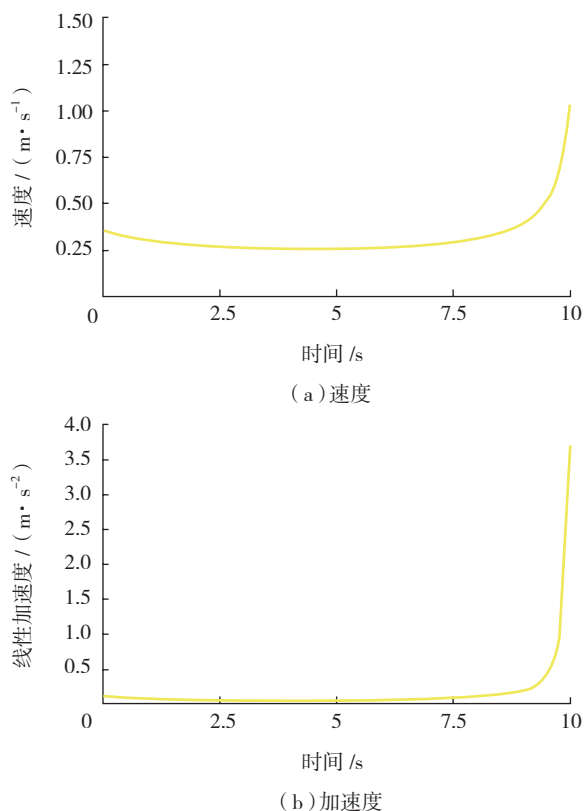


图5 轮胎中心点运动曲线
Fig.5 Motion cure of tire center

和加速度。如图5所示为轮胎中心点在整个起落架收放过程中的速度与加速度曲线。

(4) 扫掠包络体分析。

利用DMU的“扫掠包络体”功能可以测量运动部件在运动过程所扫过的体积。如图6所示为起落架舱门在整个起落架收放过程中所扫掠过的包络体。

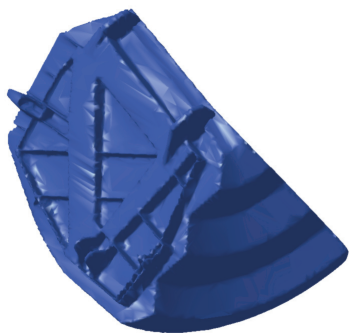


图6 起落架舱门运动包络体
Fig.6 Motion swept volume of landing gear door

4 结束语

进行起落架机构的运动仿真能使设计与工艺人员直观地看到各运动部件间协调运动过程,得到许多试验难以得到的仿真结果,从而可以直观地进行机构参数的

调整与改进,方便现场工人进行安装调试,有效地缩短设计及装配周期。

本文通过对起落架机构运动进行的仿真技术研究,能够指导工艺人员对起落架进行运动仿真分析,检验产品设计是否合理,更好地开展起落架机构的审图工作。当设计部门对起落架的结构件提出更改时,能够通过仿真查看起落架整个运动过程中是否发生干涉。该仿真技术还能帮助工艺及装配人员熟悉起落架机构的运动原理,更好地完成现场调试安装工作。

开展起落架机构运动仿真技术研究对制造单位具有重要意义,其应用及推广能够有效地预防、解决起落架的设计、安装及调试过程中的各种问题。目前,此类运动机构仿真技术研究还处于起步阶段,后续研究还可在运动分析的基础上,利用ANSYS等有限元软件对工作过程中的主要承力连接臂进行有限元分析,以及利用ADAMS等系统仿真软件进行系统动态/性能仿真等工作。

参考文献

- [1] 孙桓,陈作模,尤春风. 机械原理. 北京:高等教育出版社, 2001.
- [2] 尤春风. CATIA V5 高级应用. 北京:清华大学出版社, 2006.

(责编 小城 深蓝)

(上接第88页)

要求。用改进后的机轮继续进行45MPa的静压力试验,壳体无损伤。

5.2 试飞验证

按改进方案重新生产1架机8套机轮,经某型飞机01架装机试飞验证130起落,刹车壳体卡台不再断裂,保护盖也未发生变形。

6 结论

TC11钛合金主要用于制造航空发动机的压气机盘、叶片及鼓筒等零件,也可用于制造飞机结构件。目前,国外已将其成熟应用于飞机机轮,而国内机轮上却很少应用。由于TC11钛合金具有比强度高、热强度高、抗蚀好等特点,被首次应用于机轮刹车壳体,属于新材料的初次应用。在设计时由于对钛合金的特性考虑不充分,机轮结构细节设计不完善,综合作用下导致刹车壳体卡台根部应力水平过高,最终造成了壳体卡台低周疲劳断裂。

参考文献

- [1] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 钛合金、铜合金·中国航空材料手册(第2版). 北京:中国标准出版社, 2001:160-164.

(责编 玲犀)