

某型飞机前起落架回中凸轮故障分析和改进措施

彭志军*, 李彬, 崔阳

中航工业洪都飞机设计研究所, 江西 南昌 330024

摘要: 推导了某型飞机前起落架回中凸轮最小压力角和最大压力角的计算公式。通过与其同类型飞机前起落架凸轮压力角的比较, 指出某型飞机前起落架凸轮刚开始使用的时候, 上、下凸轮接触面比较光滑, 其摩擦系数比较小, 此时实际压力角大于最小压力角, 凸轮可以顺利回中; 使用一段时间后, 凸轮发生了磨损, 表面粗糙度升高, 上、下凸轮之间的摩擦系数增大, 所需最小压力角相应增大; 当凸轮之间的摩擦系数增大到一定程度后, 回中所需的最小压力角将大于实际压力角, 导致凸轮不能回中。但是, 当凸轮的压力角增大, 摩擦力也相应的增大, 对上、下凸轮的磨损也增大, 导致摩擦系数增大; 当转弯作动筒驱动力不足以克服上、下凸轮之间的摩擦力和下部构件的重力而使凸轮转动时, 前起落架操纵转弯将会变得困难。在不改变某型飞机前起落架缓冲性能的前提下, 适当加大了凸轮的设计压力角, 解决了前起落架凸轮不能回中的问题, 并且前起落架可以顺利操纵转弯。

关键词: 前起落架; 凸轮; 最小压力角; 最大压力角; 操纵转弯

中图分类号: V226+.4 **文献标识码:** A

飞机前起落架通常采用凸轮回中机构^[1-2]。凸轮回中机构安装在前起落架缓冲支柱内部, 由上、下凸轮组成, 下凸轮固定在起落架支柱外筒上, 上凸轮固定在缓冲支柱活塞杆上。上凸轮与缓冲支柱活塞杆、轮叉和前轮等可以一起绕缓冲支柱轴线转动, 在飞机起飞离地或者着陆之前使前轮处于中立位置。飞机在地面滑行时, 缓冲支柱稍有压缩, 上、下凸轮脱开, 便于前轮左右偏转。某型飞机前起落架在机库进行地面收放、转向测试, 开始阶段起落架回中正常, 操纵一段时间后, 前起落架没有回到中立位置, 导致前起落架转弯作动筒碰到了前轮舱侧壁蒙皮, 使前起落架转弯作动筒活塞杆发生了断裂, 同时压坏了前轮舱侧壁蒙皮。在其他飞机的外场使用中, 也曾出现前起落架刚开始使用时回中正常, 使用一段时间后

出现回中缓慢或不能回中的现象。

国内外文献很少涉及飞机前起落架凸轮的设计问题, 尤其是凸轮压力角的设计, 往往根据设计经验来确定, 容易导致在前起落架的使用中出现凸轮不能回中的故障。本文给出了凸轮压力角与前起落架缓冲支柱充填压力、气腔容积、气腔压缩面积、凸轮直径、轮叉转动角度、转弯操纵力矩^[3]等之间的关系, 在此基础上分析了某型飞机前起落架凸轮不能回中的原因; 在不影响缓冲性能的基础上, 提出了加大凸轮压力角的方案, 改进设计后, 前起落架凸轮回中正常, 并且前起落架可以顺利操纵转弯。

1 前起落架凸轮最小压力角

本文描述的前起落架凸轮回中机构如图 1 所

收稿日期: 2011-10-23; 退修日期: 2011-12-26; 录用日期: 2012-01-11; 网络出版时间: 2012-05-08 17:53

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120508.1753.009.html

* 通讯作者. Tel.: 0791-88467034 E-mail: pzhijung@163.com

引用格式: Peng Z J, Li B, Cui Y. Fault analysis and improvement for certain airplane nose landing gear return cam. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1931-1937. 彭志军, 李彬, 崔阳. 某型飞机前起落架回中凸轮故障分析和改进措施. 航空学报, 2012, 33(10): 1931-1937.

示。上凸轮通过螺钉和活塞杆装配在一起,缓冲支柱活塞杆通过螺栓与轮叉中部连接,轮叉上部通过螺栓和扭力臂相连,扭力臂又通过螺栓和主支柱外筒上的耳片连接。下凸轮上的4个键楔入主支柱外筒内壁上的4个键槽中。上、下凸轮如图2所示,凸轮沿外径展开^[4-5]如图3所示。

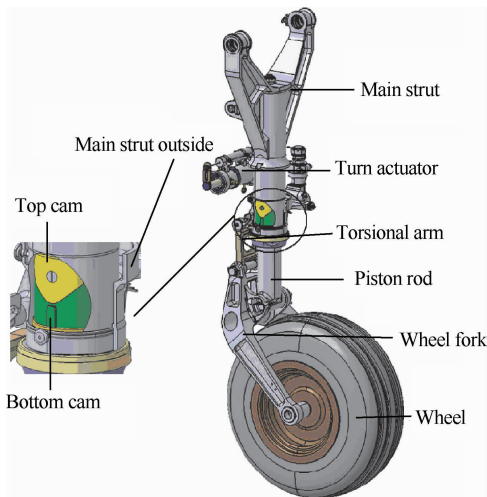


图1 前起落架凸轮回中机构

Fig. 1 Nose landing gear cam return mechanism

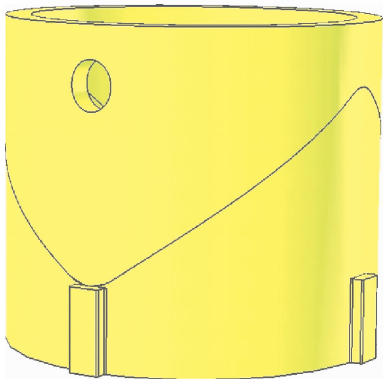


图2 上、下凸轮

Fig. 2 Top and bottom cams

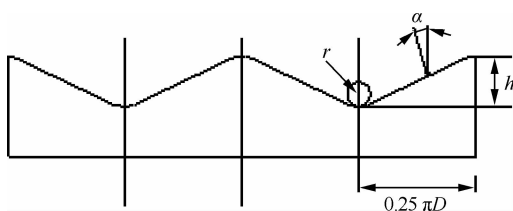


图3 凸轮展开图

Fig. 3 Outspread chart of cam

轮叉允许转动角度为 φ ,上、下凸轮没有脱离,设此时缓冲支柱的行程为 S_H ,缓冲支柱初始充填压力为 P_0 ,气腔容积为 V_0 ,气腔压缩面积为 A 。在凸轮运动的过程中,气体压缩的速度较慢,可以认为是一个准静态压缩过程,则缓冲支柱载荷为^[1]

$$P_H = \frac{P_0 V_0 A}{(V_0 - AS_H)} \quad (1)$$

凸轮沿外径展开角的1/4为 0.5π 。设凸轮的外径为 D ,凸轮顶部和底部的倒圆半径为 r ,凸轮压力角为 α ^[5-12],由图3可知,凸轮的升程为

$$h = \frac{\pi D}{4} \tan \alpha - 2r \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right) \quad (2)$$

由于凸轮1/4展开图形近似三角形,所以缓冲支柱的行程与轮叉允许转动角度 φ 的近似关系为

$$S_H = \frac{2\varphi h}{\pi} \quad (3)$$

将式(3)代入到式(1)中:

$$P_H = \frac{P_0 V_0 A}{\left(V_0 - \frac{2A\varphi h}{\pi} \right)} \quad (4)$$

上凸轮对下凸轮的作用力如图4所示。由于凸轮结构对称,作用在两个弧面上的正压力 F_N 大小相等,方向分别垂直各自所在的弧面;摩擦力 F_s 大小相等,方向垂直正压力方向沿弧面向下,总的正压力大小为

$$F_N = (P_H + mg) \cos \alpha \quad (5)$$

式中: m 为前起落架轮叉、机轮、轮胎、缓冲支柱活塞杆、扭力臂等下部构件的总质量。

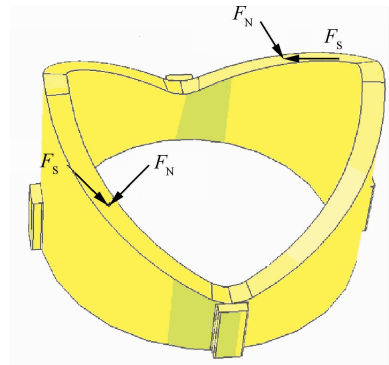


图4 上凸轮对下凸轮的作用力

Fig. 4 Force of top cam on bottom cam

在上凸轮相对下凸轮运动的过程中,上、下凸轮之间将会产生动摩擦力。当轮叉从中立位置开始转动时,上、下凸轮接触面积最大;当轮叉转动到极限位置时,上、下凸轮接触面积最小。由于凸轮相对运动的速度较小,可以认为动摩擦系数的大小和上、下凸轮的接触面积大小无关^[13]。令摩擦系数为 f_s ,则动摩擦力 F_s 总的大小为

$$F_s = f_s F_N \quad (6)$$

轮叉转动到允许角度 φ 后,假设凸轮回中机构在缓冲支柱内部压力和下部构件的重力作用下刚好回中,回中后下部构件的速度为 0。由于凸轮的升程和整个缓冲支柱的行程比较起来很小,在上凸轮下降的过程中,缓冲支柱的载荷 P_H 几乎是一个线性变化的过程。前起落架扭力臂连接部分和起落架主支柱外筒之间安装有注油润滑的轴承,在转动过程中其摩擦力较小可以忽略不计。根据能量守恒定律有:

$$(\bar{P}_H + mg)S_H - f(\bar{P}_H + mg)S_H - \bar{F}_s L_s - FL\varphi = 0 \quad (7)$$

式中: F 和 L 分别为转弯作动筒活塞杆摩擦力和该摩擦力轴线与主支柱轴线的距离,在转动过程中 F 、 L 不变; \bar{P}_H 为缓冲器平均载荷; f 为缓冲支柱活塞杆和主支柱外筒之间的动摩擦系数; L_s 为平均动摩擦力 \bar{F}_s 的行程,且有:

$$\bar{P}_H = 0.5(P_H + P_0 A) \quad (8)$$

$$\bar{F}_s = f_s \bar{F}_N \quad (9)$$

$$\bar{F}_N = (\bar{P}_H + mg) \cos \alpha \quad (10)$$

$$L_s = \frac{h}{\sin \alpha} \quad (11)$$

将式(1)~式(6)、式(8)~式(11)代入式(7),可得:

$$\tan \alpha = \frac{f_s(\bar{P}_H + mg)h\pi}{2(1-f)(\bar{P}_H + mg)\varphi h - FL\varphi\pi} \quad (12)$$

由式(12)可以求得凸轮能够回中的最小压力角 α_{\min} 。如果转弯作动筒活塞杆摩擦力 F 相对缓冲支柱载荷是个小量,则有:

$$\tan \alpha = \frac{f_s \pi}{2(1-f)\varphi} \quad (13)$$

由式(13)可知,当转弯作动筒活塞杆摩擦力 F 相对缓冲支柱载荷是个小量时,凸轮能够回中的最小压力角只和上、下凸轮的摩擦系数、缓冲支柱活塞杆和缓冲支柱外筒的动摩擦系数、轮叉允

许的转动角有关。一般情况下,飞机起落架上使用的上凸轮材料为青铜,下凸轮材料为 30CrMnSiA 钢,它们之间的动摩擦系数能达到 0.15;缓冲支柱活塞杆和缓冲支柱外筒的动摩擦系数约为 0.1,则式(13)可进一步简化为

$$\tan \alpha = \frac{\pi}{12\varphi} \quad (14)$$

由式(14)可知,在特定的情况下,凸轮的压力角 α 只和轮叉转动的允许角度 φ 有关。

2 前起落架凸轮最大压力角

凸轮的压力角并不是越大越好。当凸轮的压力角增大时,摩擦力相应增大,上、下凸轮的磨损也增大,导致摩擦系数增大。当前起落架转弯作动筒驱动力不足以克服上、下凸轮之间的摩擦力和下部构件的重力而使上凸轮转动上升时,前起落架转弯将变得困难。

假设在转弯作动筒驱动力 F_F 的作用下,轮叉转到允许转动角度 φ ,下部构件的速度为 0,此时缓冲支柱行程(上凸轮上升的高度)为 S_H 。由于上凸轮上升的高度和整个缓冲支柱的行程比较起来较小,在上凸轮上升的过程中缓冲支柱的载荷 P_H 几乎是一个线性变化的过程,与上凸轮下降过程类似,根据能量守恒定律有:

$$(\bar{P}_H + mg)S_H + f(\bar{P}_H + mg)S_H + \bar{F}_s L_s = F_F L\varphi \quad (15)$$

则

$$\tan \alpha = \frac{f_s(\bar{P}_H + mg)h\pi}{F_F L\varphi\pi - 2(1+f)(\bar{P}_H + mg)\varphi h} \quad (16)$$

由上式可以求得凸轮压力角的最大值 α_{\max} 。

3 故障原因和改进措施

为了找出某型飞机前起落架凸轮不能回中的原因,将凸轮不能回中的某型飞机前起落架和与之同型飞机前起落架的凸轮最小压力角进行了计算和对比分析。某型飞机前起落架和与之同型飞机前起落架有关参数见表 1。

将表 1 中有关数据代入式(2)和式(12)中,可以求得不同的上、下凸轮摩擦系数对应的凸轮最小压力角 α_{\min} 。最小压力角 α_{\min} 与凸轮摩擦系数 f_s 之间的关系如图 5 所示。

表 1 某型飞机和与之同型飞机前起落架有关参数

Table 1 Parameters of nose landing gear of certain airplane and the same type of airplanes

No.	Symbol	Certain airplane	The same type of airplanes
1	P_0/MPa	1.5	2.9
2	V_0/cm^3	180	470
3	A/mm^2	3 117.3	4 536.5
4	f	0.1	0.1
5	m/kg	36.3	36.3
6	F/N	150	150
7	L/mm	85	85
8	$\varphi/(\circ)$	32	38
9	D/mm	74	76
10	r/mm	10	12.5
11	$\alpha/(\circ)$	23	25

从上面的分析可知,在凸轮刚开始使用的时候,上、下凸轮接触面比较光滑,其摩擦系数较小,此时实际压力角大于最小压力角,凸轮可以顺利回中。使用一段时间后,凸轮发生了磨损^[14],表面粗糙度升高,上、下凸轮之间的摩擦系数增大,所需最小压力角相应增大。当凸轮之间的摩擦系数增大到一定程度后,回中需要的最小压力角将大于实际压力角,导致凸轮不能回中。这可能是凸轮刚开始使用时可以回中,而使用一段时间后不能回中的原因,凸轮的摩擦系数对凸轮回中影响很大。

将表 1 中有关数据代入式(2)和式(12)中,可以求得在不同的转弯作动筒活塞杆摩擦力下凸轮所需的最小压力角 α_{\min} 。最小压力角 α_{\min} 与转弯作动筒活塞杆摩擦力 F 之间的关系如图 6 所示。

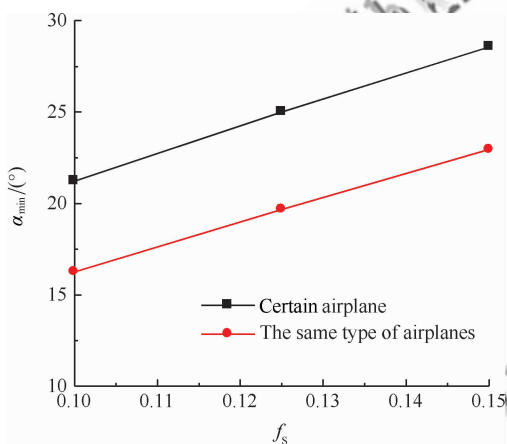
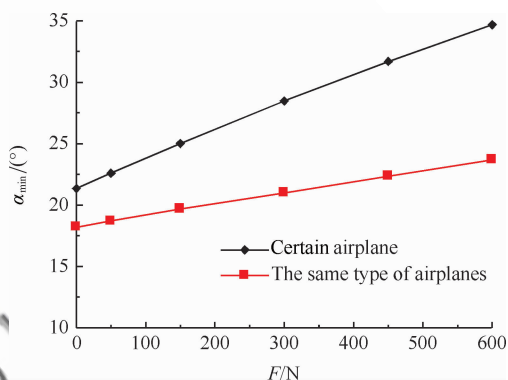


图 5 最小压力角与凸轮摩擦系数之间的关系

Fig. 5 Minimum pressure angle vs the friction coefficient of cam

由图 5 可以看出,在其它参数不变的情况下,随着凸轮的摩擦系数的增大,所需最小压力角也增大,最小压力角与凸轮摩擦系数之间几乎是线性关系。当凸轮摩擦系数为 0.10 时,某型飞机前起落架凸轮所需最小压力角为 21.23° ,同型飞机前起落架凸轮所需最小压力角为 16.25° ;当摩擦系数达到 0.15 时,不能回中的某型飞机前起落架凸轮所需最小压力角增大为 28.57° ,而实际只有 23° ,能回中的同型飞机前起落架凸轮所需最小压力角增大为 22.95° ,而实际有 25° 。

图 6 最小压力角与转弯作动筒活塞杆摩擦力之间的关系
Fig. 6 Minimum pressure angle vs the friction load of turn actuating cylinder

由图 6 可以看出,在其他参数不变的情况下,随着转弯作动筒活塞杆摩擦力的增大,所需最小压力角也增大,最小压力角与转弯作动筒活塞杆摩擦力几乎是线性的关系。但是转弯作动筒活塞杆摩擦力对某型飞机前起落架凸轮最小压力角影响更加显著。这是由于同型飞机缓冲支柱载荷比某型飞机大得多,转弯作动筒活塞杆摩擦力与其相比只是小量。

将转弯作动筒驱动力 F_F (理论值为 20 000 N) 和表 1 中的部分数据代入到式(2)和式(16)中,可求得在不同凸轮摩擦系数下凸轮的最大压力角 α_{\max} 。最大压力角 α_{\max} 与凸轮摩擦系数 f_s 之间的关系如图 7 所示。

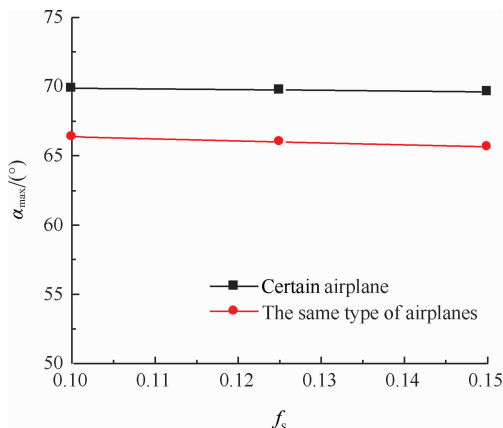


图7 最大压力角与凸轮摩擦系数之间的关系

Fig. 7 Maximum pressure angle vs the friction coefficient of cam

由图7可以看出,在其他参数不变的情况下,随着凸轮摩擦系数的增大,最大压力角稍微减小,最大压力角与凸轮摩擦系数之间几乎是线性的关系。

将不同的转弯作动筒驱动力 F_T 和表1中的部分数据代入到式(2)和式(16)中,可以求得在不同的转弯作动筒驱动力 F_T 下,凸轮所需最大压力角 α_{max} ,如图8所示。

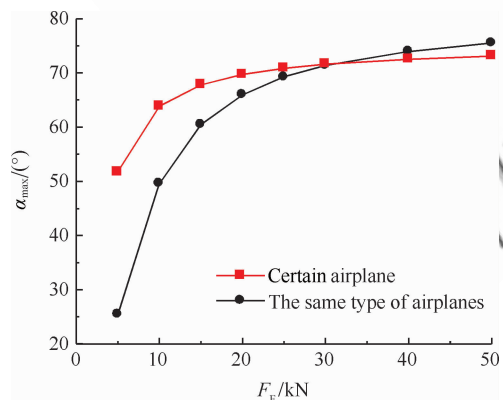


图8 最大压力角与转弯作动筒驱动力之间的关系

Fig. 8 Maximum pressure angle vs the driving load of turn actuating cylinder

由图8可以看出,随着转弯作动筒驱动力的增加,凸轮的最大压力角相应增加,但是当转弯作动筒驱动力增加到一定的程度后,凸轮的最大压力角增加幅度逐渐变小。

为避免凸轮回中机构刚开始使用能够回中,而使用一段时间后不能回中,或者根本不能回中

的情况发生,在进行飞机前起落架凸轮回中机构的设计时,可以根据式(2)、式(12)和式(16)计算出凸轮压力角的范围。

在起落架的使用过程中,缓冲支柱可能出现漏油、漏气的情况。并且,随着气温的上升,缓冲支柱中的压力会增加;随着气温的降低,缓冲支柱中的压力会减小。鉴于此,计算了缓冲支柱充填压力 P_0 对凸轮最小压力角 α_{min} 的影响,如图9所示。

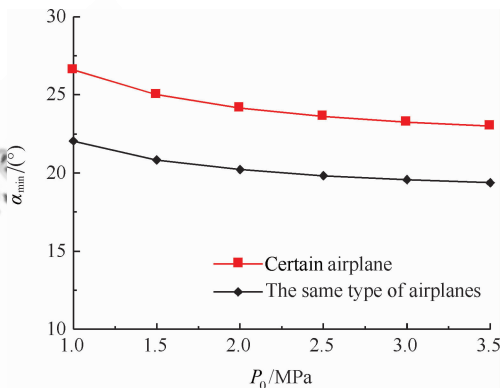


图9 最小压力角与缓冲支柱充填压力之间的关系

Fig. 9 Minimum pressure angle vs the pressure of buffering strut

由图9可以看出,对于两种同型飞机的前起落架,缓冲支柱的充填压力对凸轮的最小压力角的影响不是十分显著。加大缓冲支柱的充填压力,只能稍微改善起落架的回中性能,且随着充填压力的加大,凸轮的最小压力角将缓慢减小。

凸轮能否回中受缓冲支柱的充填压力、气腔容积、气腔压缩面积、凸轮直径、轮叉转动角度、转弯操纵力矩等诸多因素的影响。但由于缓冲支柱的充填压力会影响到起落架的缓冲性能,如果缓冲支柱充填压力的适当加大对起落架缓冲性能的影响较小,则可采用加大缓冲支柱的充填压力来解决某型飞机前起落架凸轮的故障问题。但是即便如此,加大充填压力只能少量减小某型飞机前起落架凸轮所需的最小压力角。为了解决某型飞机前起落架凸轮的故障问题,重新设计了上、下凸轮,将凸轮压力角加大到 36° ,比凸轮的最小压力角稍大,凸轮的外径保持不变,更改后解决了凸轮回中的故障,前起落架操纵转弯也正常,同时也没有改变前起落架的缓冲性能。

4 结 论

1) 起落架回中凸轮刚开始使用的时候,上、下凸轮接触面比较光滑,其摩擦系数较小,此时实际压力角大于最小压力角,凸轮可以顺利回中。

2) 经过一段时间的使用,起落架回中凸轮发生了磨损,表面粗糙度升高,上、下凸轮之间的摩擦系数增大,所需最小压力角相应增大。当凸轮之间的摩擦系数增大到一定程度后,凸轮实际压力角小于最小压力角,导致凸轮回中困难。

3) 起落架缓冲支柱的充填压力对凸轮的最小压力角的影响不是十分显著,并且充填压力的提高还会影响起落架的缓冲性能,所以不宜采用提高缓冲支柱的充填压力来解决凸轮回中困难的问题。

4) 在起落架回中凸轮的设计中,适当加大凸轮的最小压力角,即使在凸轮发生一定程度的磨损情况下,也能实现凸轮的顺利回中。

参 考 文 献

- [1] Liu R C. Strength design tutorial of aircraft landing gear. Chengdu: Press of Sichuan Science and Technology, 1989; 17. (in Chinese)
刘锐琛. 飞机起落架强度设计指南. 成都:四川省科学技术出版社, 1989; 17.
- [2] Currey N S. Design manual of landing gear. Beijing: Ministry of Industry of Aviation, 1982; 424-425. (in Chinese)
Currey N S. 起落架设计手册. 北京:航空工业部, 1982; 424-425.
- [3] Chief Edition Committee of Handbook of Aircraft Design. Handbook of aircraft design; Vol. 14. Beijing: Aviation Industry Press. 2002; 80-94. (in Chinese)
飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册第 14 分册: 起飞着陆系统设计. 北京:航空工业出版社, 2002; 80-94.
- [4] Fang S E. The design of cylindrical cam profile by analytical method. Journal of Shanghai University of Engineering Science, 1996, 10(1): 29-34. (in Chinese)
方绍恩. 圆柱凸轮廓面的解析设计方法. 上海工程技术大学学报, 1996, 10(1): 29-34.
- [5] Li C C, Wang Y Z, Wang Y R. Calculation of pressure angle for axial cam organization about moving follower. Journal of Shandong Institute of Building Materials, 2001, 15(2): 128-129. (in Chinese)
李长春, 王玉增, 王玉茹. 直动从动件圆柱凸轮机构的压力角计算. 山东建材学院学报, 2001, 15(2): 128-129.
- [6] Norton R L. Design of machinery: an introduction to the

synthesis and analysis of mechanisms and machines. Chen L Z, Han J Y, Li W, et al, translated. Beijing: China Machine Press, 2007; 320-321. (in Chinese)

Norton R L. 机械设计: 机构和机构综合与分析. 陈立周, 韩建友, 李威, 等, 译. 北京: 机械工业出版社, 2007; 320-321.

- [7] Wu Y T, Shao S Q. Calculation on pressure angle of the new cylindrical cam. Light Industry Machinery, 2004(3): 65-67. (in Chinese)
吴云天, 邵世权. 新型圆柱凸轮机构压力角的计算. 轻工机械, 2004(3): 65-67.
- [8] Ye Z H. Calculation of pressure angle and minimum average cylinder radius of cylindrical cam mechanisms with oscillating roller follower by using instantaneous center method. Mechanical Science and Technology, 1996, 15(2): 191-193. (in Chinese)
叶仲和. 用瞬心法求滚子摆动从动件圆柱凸轮机构压力角和最小平均圆柱半径. 机械科学与技术, 1996, 15(2): 191-193.
- [9] Liu C Q, Mu Y Y, Cao X J. Design of cam machines. Beijing: China Machine Press, 2005; 220-223. (in Chinese)
刘昌祺, 牧野洋, 曹西京. 凸轮机构设计. 北京: 机械工业出版社, 2005; 220-223.
- [10] Niu Z H, He Y L. New method of founding profile equations and pressure angle formula to the cylindrical cam mechanism with slide roller-follower. Journal of Chongqing University, 2002, 25(6): 24-26. (in Chinese)
钮志红, 何玉林. 建立圆柱凸轮廓面方程及压力角公式新方法. 重庆大学学报, 2002, 25(6): 24-26.
- [11] Fu D P, Zuo Y F, Liu G Q. The new calculating method of pulling track pressure angle of cam mechanism. Machinery Design & Manufacture, 2002(4): 12-13. (in Chinese)
付大鹏, 左翼峰, 刘刚强. 凸轮机构推程压力角解析新算法. 机械设计与制造, 2002(4): 12-13.
- [12] Du M H, Li J G. Analytical design of head faced cylindrical cam with oscillating cylindrical roller follower. Journal of Machine Design, 2002, 19(11): 21-22. (in Chinese)
杜明华, 李建功. 圆柱滚子摆动从动件圆柱端面凸轮的解析设计. 机械设计, 2002, 19(11): 21-22.
- [13] Wang D, Zhao J W. Theoretical mechanics. Beijing: Higher Education Press, 1997; 210-213. (in Chinese)
王铎, 赵经文. 理论力学. 北京: 高等教育出版社, 1997; 210-213.
- [14] Zhang C F, Gong G Y. Tribology analysis about interruption moving mechanism of cylinder cam. Lubrication Engineering, 1998, 23(1): 40-41. (in Chinese)
张翠凤, 龚光寅. 圆柱凸轮间歇运动机构的摩擦学分析. 润滑与密封, 1998, 23(1): 40-41.

作者简介:

彭志军 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机结构强度设计。

Tel: 0791-88467034

E-mail: pzhijung@163.com

Fault Analysis and Improvement for Certain Airplane Nose Landing Gear Return Cam

PENG Zhijun^{*}, LI Bin, CUI Yang

AVIC Hongdu Aircraft Design & Research Institute, Nanchang 330024, China

Abstract: The expressions of the minimum and maximum pressure angles of a nose landing gear return cam of a certain airplane were deduced in this paper. The cam pressure angle of this airplane was compared with the angles of other airplanes of the same type. The contact surfaces of the top and bottom cams were found to be smoother and the friction coefficient was smaller at the initial stage, and the actual pressure angle was larger than the minimum pressure angle so that cams could return smoothly. But the contact surfaces of cams experienced wear during the application process, and surface roughness increased; with it the friction coefficient also increased. The minimum pressure angle increased correspondingly when the friction coefficient reached a certain numerical value. The minimum pressure angle for return then became larger than the actual pressure angle, so that cams couldn't return. The pressure angle of the cam was not the larger, the better. When the pressure angle of the cam increased, the friction coefficient also increased, which would make cams wear seriously. Manipulating the turning of the nose landing gear would be difficult as the driving load of the turn actuating cylinder would not be able to overcome the friction force or the gravity of the lower parts. The fault of this airplane return cam was corrected by an appropriate enlargement of the pressure angle of the cam without changing the nose landing gear buffer function, and the nose landing gear could manipulate turning easily as a result.

Key words: nose landing gear; cams; minimum pressure angle; maximum pressure angle; manipulating turning

Received: 2011-10-23; Revised: 2011-12-26; Accepted: 2012-01-11; Published online: 2012-05-08 17:53

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120508.1753.009.html

* Corresponding author. Tel.: 0791-88467034 E-mail: pzhijung@163.com