

文章编号:1674-8190(2018)01-091-08

# 民用飞机舱门飞行锁机构接触力计算分析

刘成业, 黄振庭, 周颖

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 200232)

**摘要:** 研究飞机飞行锁机构中的接触力对于民用飞机飞行锁机构的设计具有重要意义。首先介绍飞行锁机构的功能和主要设计依据, 阐明某民用飞机飞行锁机构的工作原理, 并对其传力路径进行分析; 然后采用工程算法、多刚体模型和多柔体模型三种计算方法计算飞行锁工作时曲柄与飞行锁摇臂之间的接触力; 最后对三种计算方法进行对比, 分析不同方法计算得到的接触力值产生差异的原因。结果表明: 多刚体模型计算值与工程算法计算值产生差异的主要原因是机构空行程导致的力臂变化, 多柔体模型计算值与多刚体模型计算值产生差异的原因主要是受力过程中的结构变形。

**关键词:** 民用飞机; 飞行锁; 工程算法; 舱门; 接触力

**中图分类号:** V223+.4

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.01.012

## Calculation Analysis on the Door's Contact Force of the Flight Lock Mechanism for Civil Airplane

Liu Chengye, Huang Zhenting, Zhou Ying

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 200232, China)

**Abstract:** It is of great significance to study the contact force in the aircraft's flight lock mechanism for the design of the flight lock mechanism of the civil aircraft. The function and main design basis of flight lock are firstly introduced. The working principle of the flight lock for a specific civil airplane is illustrated, following with the analysis of its force transmission path. Then three calculation methods (engineering method, rigid multi-body model, and flexible multi-body model) are used to compute the contact force between crank and rocker arm. Finally the three calculation methods are compared and analyzed to find out the reasons of the differences between the contact forces for each methods. The results show that the arm variation caused by mechanism banking leads to the difference between the forces calculated by engineering method and rigid multi-body model. On the other hand, structure deformation is the main factor that causes the difference between the forces calculated by rigid multi-body model and flexible multi-body model.

**Key words:** civil airplane; flight lock; engineering calculation method; door; contact force

## 0 引言

飞行锁机构是一种用以防止飞机在飞行过程中舱门意外打开的机构<sup>[1]</sup>, 其设计依据为运输类飞机适航标准(CCAR-25部)25.783b, 该条例认为操

作力大于 136 kg (300 lb) 足以防止舱门打开<sup>[2]</sup>。当飞机传感器检测到飞机空速大于 148 km/h 时, 控制系统给飞行锁机构传递信号令其开始工作, 此时舱门将无法打开; 当飞机降落阶段空速低于 148 km/h 时, 控制系统给飞行锁机构传递信号使之停止工作, 此时舱门可以顺利打开<sup>[3]</sup>。

飞行锁机构的设计思路主要有三种<sup>[4]</sup>: 限制手柄转动、限制锁轴转动、限制栓轴转动, 例如, 空客 A320 的登机舱门采用限制锁轴转动的飞行锁机

构,国内某大型民用客机的应急舱门采用限制内手柄转动的飞行锁机构<sup>[5]</sup>。在进行舱门设计时,可根据空间布置等合理选择飞行锁机构的设计方案。

研制过程中,我国某民用飞机登记舱门的飞行锁机构(采用限制锁轴转动的方式设计)曾发生过飞行锁支架强度不足的情况,后期主要通过对其内部零件的补强来满足静强度要求<sup>[6]</sup>,带来了一定的重量赔付。

目前,有关机构运动载荷传递的分析方法,国内主要采用理论计算和多体动力学仿真等。常文田等<sup>[7]</sup>通过理论计算对垂直平面运动机构进行分析研究;刘志群等<sup>[8]</sup>研究了某型飞机舱门锁机构卡滞可靠性,采用 ADAMS 软件建立了锁机构多刚体模型,通过接触模型计算锁环与锁钩间的接触力;杜武军<sup>[9]</sup>采用 ADAMS 软件对组合臂架进行多体动力学建模并对机构柔性化,得到了考虑机构变形后的机构载荷工况。国外,G. L. Ghiringhelli 等<sup>[10]</sup>研究了飞机起落架特性,采用 ADAMS 模型建立了起落架多刚体动力学模型,分析其在地面受载后的力学特性;I. Khemili 等<sup>[11]</sup>采用 ADAMS 软件建立了曲柄滑块机构的多柔性模型,研究了考虑间隙的柔性曲柄滑块机构的动力学特性。然而,目前国内外关于飞行锁机构中接触力计算方法的研究仍鲜有报道。

为了计算飞行锁机构工作状态的接触力,本文采用工程算法、多刚体模型和多柔体模型三种方法对飞行锁机构的受力进行计算和对比,分析采用不同方法所得计算值产生差异的原因,以期为民用飞机飞行锁机构的设计提供参考。

## 1 飞行锁机构组成及传力分析

### 1.1 机构组成

飞行锁机构如图 1 所示,其组成包括支架、飞行锁摇臂、电机、回复弹簧等。支架为一固定在门体结构上的零件,其作用是为其其他零件提供支撑;飞行锁摇臂可绕支架转动;电机固定在支架上用驱动飞行锁摇臂转动;回复弹簧一端与支架连接,另一端与飞行锁摇臂连接,其作用是飞行锁摇臂提供转动扭矩。

该机构通过限制锁轴转动来防止舱门意外打开。图 1 中凸轮与锁轴通过螺栓固定,工作状态时电机驱动飞行锁摇臂旋转到凸轮下方位置,当锁轴

开始转动后摇臂会与凸轮抵住从而抑制锁轴的转动。为了保证飞行锁摇臂能够顺利转动,其与凸轮支架需留有一定的间隙,即当飞行锁摇臂与凸轮相接触时锁轴会转动一定的角度。

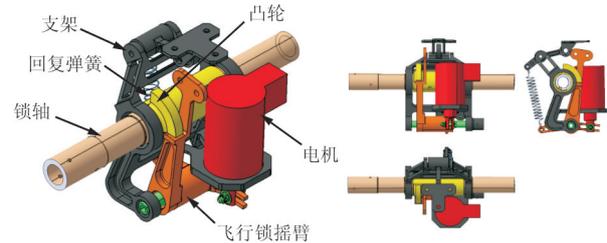


图 1 飞行锁机构示意图

Fig. 1 Schematic of flight lock mechanism

### 1.2 传力路径分析

飞行锁摇臂与凸轮之间的接触力是由手柄转动驱动锁轴转动产生的,即接触力产生的根本原因是手柄上作用的舱门开启力。在飞行锁起作用时,舱门手柄的传力路径主要有两条:①向上传递到锁轴上,和凸轮与摇臂之间的接触力相抵消;②向下传递到提升臂上用以克服门体的重力。两条传力路径分别如图 2~图 3 所示。

第一条传力路径相对简单,手柄在手柄力的作用下带动手柄轴摇臂转动,手柄轴摇臂驱动锁轴连杆向上运动带动锁轴摇臂转动,锁轴摇臂带动锁轴驱动曲柄转动从而与飞行锁摇臂接触产生接触力。

第二条传力路径主要涉及舱门的提升机构,其原理是通过上下提升臂和门体形成四杆机构,通过提升杆、提升摇臂等一系列机构驱动四杆机构向上运动,从而实现舱门的提升<sup>[12]</sup>。

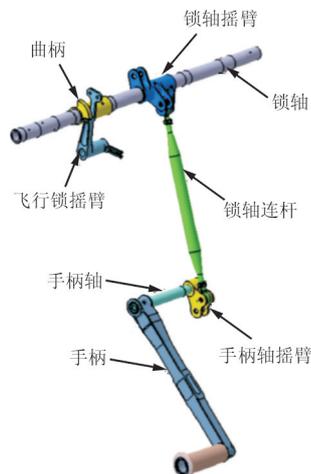


图 2 手柄力至飞行锁传力路径示意图

Fig. 2 Force transmission path from handle to flight lock

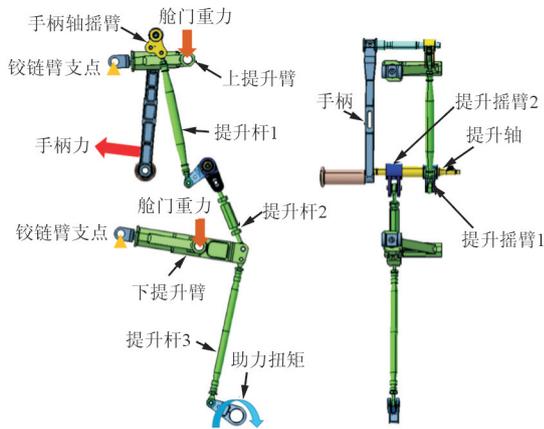


图 3 手柄力提升门体传力路径示意图

Fig. 3 Force transmission path for lifting the door

## 2 飞行锁机构接触力计算

### 2.1 工程算法

舱门提升的传力路径较为复杂,工程计算时忽略门体重力,仅计算手柄力通过第一条传力路径传递到飞行锁摇臂上产生的接触力。

表 1 初始位置状态下的受力分析

Table 1 Force analysis in initial condition

计算状态	$F_h/N$	$h/mm$	$l_1/mm$	$l_2/mm$	$c/mm$	$F_c/N$
接触力力臂最小位置	1 332.8	300	21.25	11	18.70	11 068.24
接触力力臂最大位置	1 332.8	300	21.25	11	28.00	7 392.00
接触力力臂中间位置	1 332.8	300	21.25	11	23.35	8 864.07

### 2.2 多刚体模型

工程算法得到的飞行锁摇臂与曲柄之间的接触力数值未考虑第二条传力路径的影响,即忽略了门体重力的影响,同时工程算法还未考虑传力过程中第一条传力路径中力臂的变化。本文通过在 ADMAS 中建立多刚体模型建立完整的传力路径,可以得到考虑力臂变化及重力作用下的接触力数值。

#### 2.2.1 多刚体模型的建立

##### (1) 模型组成

多刚体模型中的零件包括:舱门内手柄机构、提升机构、锁轴、飞行锁机构、门体、铰链臂、导向轮、锁窝。该模型能够仿真手柄转动过程中门体的提升运动。

##### (2) 手柄力设置

仿真设置的手柄力垂直于手柄,采用 step 函

假设从转动手柄开始到曲柄和飞行锁摇臂接触的过程中,传力路径中的力臂不变,以初始状态的力臂进行计算,可得:

$$F_c = \frac{F_h \cdot h \cdot l_2}{l_1 c} \quad (1)$$

式中: $F_c$  为飞行锁摇臂与曲柄处的接触力; $F_h$  为手柄力; $h$  为手柄力至手柄轴处的力臂; $l_1$  为锁轴连杆在手柄转轴处的力臂; $l_2$  为锁轴连杆在锁轴处的力臂; $c$  为飞行锁摇臂和曲柄接触力在锁轴处的力臂。

考虑到飞行锁摇臂与曲柄之间的接触形式为面接触,接触力在锁轴处的力臂  $c$  无法精确得到,本文按接触点与锁轴距离进行划分,取其最大值、最小值、中间值来进行计算,得到接触力数值如表 1 所示,可以看出:在假设连杆力臂不变的情况下,接触力最大值为 11 068.24 N,最小值为 7 392.00 N,接触点在接触面中间位置时的接触力为 8 864.07 N。

数<sup>[13]</sup>,当时间为 3 s 时手柄力达到 300 lb (1 332.8 N),3 s 之后手柄力保持不变,手柄力曲线如图 4 所示。

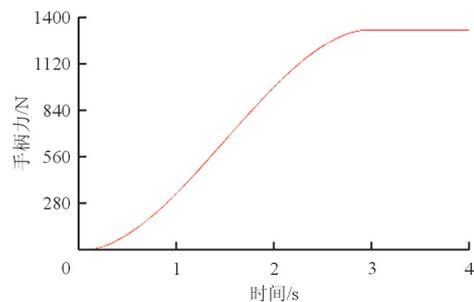


图 4 手柄力载荷曲线

Fig. 4 Load-time curve of handle force

##### (3) 接触力设置

多刚体模型需在五处设置接触力<sup>[14]</sup>,第一处为曲柄与飞行锁摇臂之间的接触力,另外四处为舱门滚轮与锁窝之间的接触力。锁轴曲柄和锁窝的

材料为钛合金,滚轮材料为钢,飞行锁摇臂为铝合金,结合上述材料的特性,本文设置的接触参数如表2所示, $K$ 为接触刚度; $C$ 为接触阻尼; $e$ 为接触力指数; $d$ 为穿透深度; $mus$ 为静摩擦系数; $mud$ 为动摩擦系数<sup>[15]</sup>。

表2 接触力参数设置

Table 2 Parameter setting of contact force

接触类型	$K/$ ( $N \cdot mm^{-1}$ )	$C/$ ( $N \cdot s \cdot mm^{-1}$ )	$e$	$d/mm$	$mus$	$mud$
钛-钢	100 000	50	1.5	0.1	0.08	0.05
钛-铝	35 000	50	1.5	0.1	0.08	0.05

### 2.2.2 多刚体模型接触力的计算结果

多刚体模型中曲柄与飞行锁摇臂接触力随时间的变化曲线如图5所示,可以看出:曲线总体趋势符合手柄力的变化趋势,仿真时间为3 s时,接触力达到最大值11 250 N。

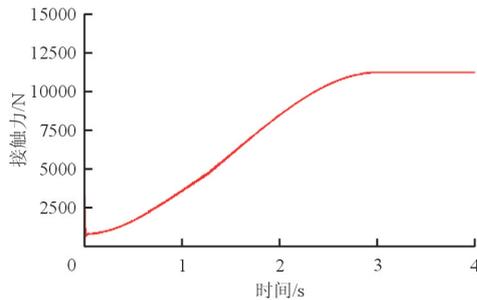


图5 接触力随仿真时间变化曲线

Fig. 5 Load-time curve of contact force

## 2.3 多柔体模型

在多刚体模型中默认拉杆、锁轴等零件的刚度无穷大,未考虑结构在拉、压、扭等工况下的变形<sup>[16]</sup>。以锁轴曲柄为例,其在飞行锁工作工况中受到的载荷超过10 000 N,该载荷能够引起锁轴明显的变形和扭转。对第一条传力路径上的零件进行柔性化,考虑其受力时的变形情况,从而更加准确地得到曲柄与飞行锁摇臂之间的接触力<sup>[17]</sup>。

### 2.3.1 模型柔性化

柔性化方法为:首先在 hypermesh 中对零件划分网格,赋予材料、创建连接点信息、设置分析步等<sup>[18]</sup>,然后计算得出零件的模式中性文件(.mnf),最后在 ADAMS 中将零件替换为模式中性文件并重新设置连接关系<sup>[19]</sup>,得到的柔性化模型如图6所示。

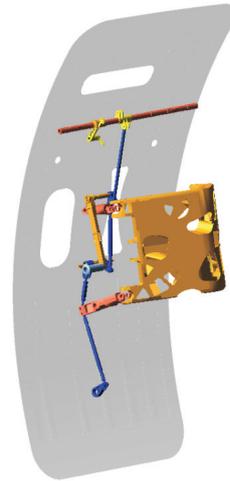


图6 柔性化后的模型

Fig. 6 Flexible model of the door

### 2.3.2 多柔体模型接触力的计算结果

将零件柔性化后得到曲柄与飞行锁摇臂之间的接触力载荷曲线如图7所示,可以看出:当手柄力等于300 lb时,接触力稳定在13 000 N左右。

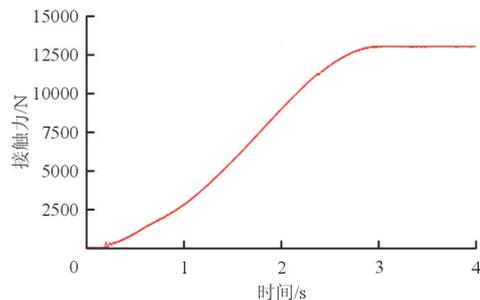


图7 柔性化模型的接触力曲线

Fig. 7 Load-time curve of contact force in flexible model

综上所述,采用工程算法、多刚体模型、多柔体模型三种方法计算得到的接触力力值如表3所示,可以看出:多刚体模型计算值比工程算法大26.9%,多柔体模型计算值比多刚体模型计算值大15.5%。

表3 三种方法接触力计算值

Table 3 Contact force value based on three calculation method

计算方法	接触力/N
工程算法	8 864(平均值)
多刚体模型	11 250
多柔体模型	13 000

### 3 计算方法差异分析

#### 3.1 多刚体模型与工程算法差异分析

由于接触点位置无法确定,工程算法计算得到的锁轴曲柄和飞行锁摇臂之间的接触力并非确定值而是一个区间值[7 392.00 N,11 068.24 N]。在多刚体模型中计算得到的接触力力值为 11 250 N,该值超出了工程算法的区间范围。两者产生差异的可能原因有二:①门体重力的影响在工程算法中未考虑;②飞行锁摇臂与凸轮相接触时锁轴会转动一定的角度,该转动导致第一条传力路径中的力臂值产生变化。

##### 3.1.1 门体重力对接触力的影响

在多刚体模型中将门体重力值设置为 0,可以得到该状态下接触力随时间的变化关系,将此状态与考虑门体重力的接触力曲线进行对比,如图 8 所示。

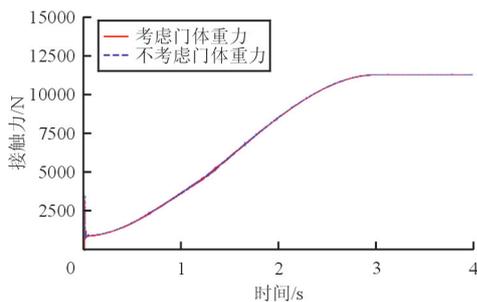


图 8 门体重力对接触力的影响对比

Fig. 8 Door weight influence on contact force

从图 8 可以看出:门体的重力对飞行锁机构接触力的影响几乎可以忽略不计,其原因如下。

门体未提升状态下,舱门提升机构原理简图如图 9 所示。

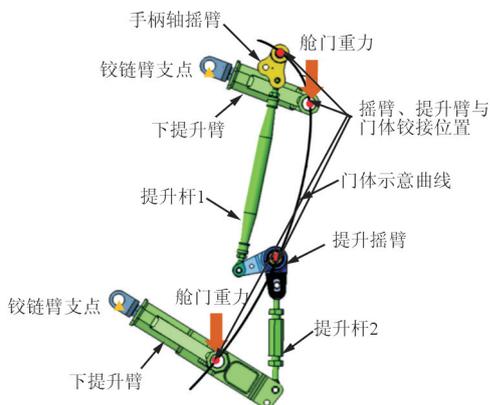


图 9 舱门提升机构原理简图

Fig. 9 Principle diagram of lifting mechanism

由于提升摇臂 1、提升摇臂 2 与提升轴固联,其转动角度完全一致,可以将其视为一体,该处统一称为提升摇臂;图中状态下提升摇臂与提升杆 2 的轴线平行,从机构运动角度来讲,该状态为一机构死点,由上下提升臂和门体组成的四杆机构在该状态下无法向上或者向下运动<sup>[20]</sup>;在此状态下门体的自重主要由图 9 中的机构平衡,因而不会传递至手柄轴上与手柄力相互抵消。

从手柄转动到曲柄和飞行锁摇臂接触过程中手柄轴转动角度与提升摇臂的关系如图 10 所示,可以看出:在该过程中提升摇臂的转动角度小于 0.15°。

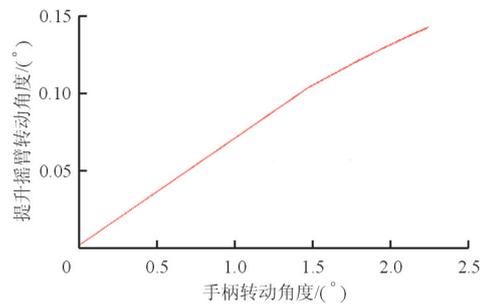


图 10 手柄轴转动角度与提升摇臂的关系

Fig. 10 Rotation angle diagram between lifting rocker and handle shaft

舱门提升高度随手柄转动角度的变化曲线如图 11 所示,可以看出:当转动角度达到 2.25°时,曲柄与飞行锁摇臂开始接触,从开始转动到接触过程中舱门在高度方向的位移为 0.01 mm,即舱门几乎不进行提升运动。

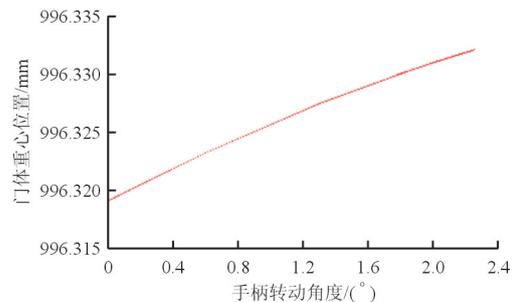


图 11 舱门提升高度随手柄转动角度的变化

Fig. 11 Door lift altitude with handle rotation angle

##### 3.1.2 力臂值变化对接触力的影响

在多刚体模型中可以得到从手柄开始转动到锁轴曲柄和飞行锁摇臂开始接触过程中第一条传力路径中各个力臂的变化关系,如图 12 所示。

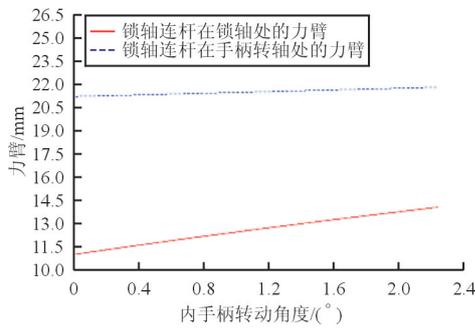


图 12 力臂的变化

Fig. 12 Force arm variation

从图 12 可以看出:锁轴连杆在锁轴处的力臂  $l_1$  从 21.25 变化为 21.86 mm,锁轴连杆在手柄转轴处的力臂  $l_2$  从 11.00 变化为 14.06 mm。

通过修正式(1)中的相关力臂,可得工程算法在实际接触位置处飞行接触力力值如表 4 所示,可以看出:接触位置飞行锁机构接触力力值区间为 [9 184.67 N, 13 752.44 N],接触点在接触面中间时的接触力为 11 013.73 N,该值与多刚体模型中计算得到的接触力力值 11 250 N 较为接近。

表 4 接触位置处的受力分析

Table 4 Force analysis in different contact position

计算状态	$F_h$ /N	$h$ /mm	$l_1$ /mm	$l_2$ /mm	$c$ /mm	$F_c$ /N
接触力力臂最小位置	1 332.8	300	21.86	14.06	18.70	13 752.44
接触力力臂最大位置	1 332.8	300	21.86	14.06	28.00	9 184.67
接触力力臂中间位置	1 332.8	300	21.86	14.06	23.35	11 013.73

综上所述,多刚体模型计算得到的接触力力值与工程算法计算得到的力值产生差异的主要原因是:从手柄开始转动到锁轴曲柄和飞行锁摇臂开始接触过程中连杆的力臂产生变化所导致的,舱门重力对接触力力值几乎没有影响。

### 3.2 多柔体模型与多刚体模型差异分析

在多柔体模型中计算得到的飞行锁接触力力值为 13 000 N,较多刚体模型计算得到的力值 11 250 N 大 15.5%,多刚体模型与多柔体模型的主要区别在于多柔体模型考虑了受力过程中构件的变形。放大 5 倍后锁轴的变形图如图 13 所示。

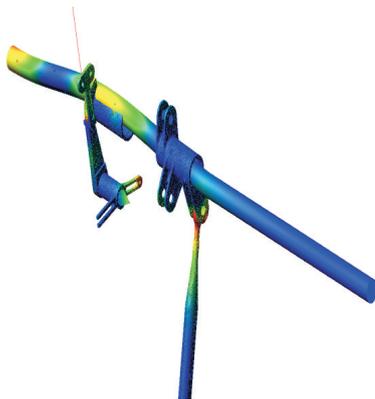


图 13 放大五倍后锁轴的扭转变形

Fig. 13 Lock shaft torsional deformation after 5 times amplification

从图 13 可以看出:锁轴由于受到连杆较大的偏心力而产生明显的扭转情况,这会导致当转动手柄直至曲柄与飞行锁摇臂接触后,在锁轴扭转变形的影响下手柄仍可继续转动一定角度。

手柄转动角度为  $0^\circ \sim 10^\circ$  范围内锁轴连杆在手柄转轴处力臂与在手柄转轴处力臂的比值变化关系如图 14 所示。

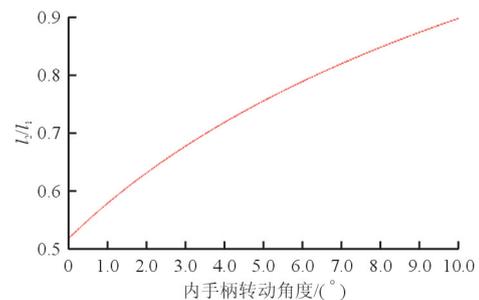


图 14 手柄转动过程中连杆上下力臂的比值

Fig. 14 The ratio of upper and lower arm during handle rotation

从图 14 可以看出:若由于锁轴扭转变形导致手柄实际转动角度大于  $2.25^\circ$ ,则该比值会进一步增大,根据式(1)可知,此时曲柄与飞行锁摇臂之间的接触力力值会进一步增大。

## 4 结 论

(1) 工程算法得到的接触力区间为

[7 392.00 N, 11 068.24 N], 多刚体模型计算得到的接触力力值为 11 250 N, 多柔体模型计算得到的接触力力值为 13 000 N。

(2) 多刚体模型计算得到的接触力力值与工程算法计算值产生差异的主要原因是从手柄开始转动到锁轴曲柄和飞行锁摇臂开始接触过程中, 传力路径上的力臂值发生变化。

(3) 多柔体模型计算得到的接触力力值与多刚体模型计算值产生差异的主要原因是锁轴在偏心力的作用下产生扭转变形, 导致传力路径上的力臂进一步发生变化。

(4) 门体重力对锁轴曲柄和飞行锁摇臂之间的接触力力值几乎没有影响。

### 参考文献

- [1] 王哲. 飞机舱门设计要求研究[J]. 航空标准化与质量, 2015(5): 40-42, 52.  
Wang Zhe. Research on design requirements of aircraft cabin door[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2015(5): 40-42, 52. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.  
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 Airworthiness standards; transport category airplanes[S]. Beijing: CAAC, 2011. (in Chinese)
- [3] 孙欢庆. 用于飞行器的舱门飞行锁系统: 中国, CN10387-9545A[P]. 2014-06-25.  
Sun Huanqing. Door lock system for aircraft: China, CN103879545A[P]. 2014-06-25. (in Chinese)
- [4] 黄振庭. 客机舱门机构参数优化设计[D]. 北京: 清华大学, 2011.  
Huang Zhenting. Parameter optimization of hatch mechanism for airliner[D]. Beijing: Tsinghua University, 2011. (in Chinese)
- [5] 许清清. 大型客机应急门运动机构仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
Xu Qingqing. Research on simulation technique of aircraft emergency door motion mechanism[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [6] 姚卫星, 顾怡. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.  
Yao Weixing, Gu Yi. Structure design of aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [7] 常文田. 垂直平面运动机构的分析与研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.  
Chang Wentian. The analyse and research of vertical planar motion mechanism[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2005. (in Chinese)
- [8] 刘志群, 周红, 刘伟, 等. 某型飞机舱门锁机构卡滞可靠性分析[J]. 机械设计, 2012, 29(12): 39-42.  
Liu Zhiqun, Zhou Hong, Liu Wei, et al. Seizure reliability analysis of lock machine for aircraft hatch door[J]. Journal of Machine Design, 2012, 29(12): 39-42. (in Chinese)
- [9] 杜武军. 基于多柔体虚拟样机技术的组合臂架动力学仿真[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2007.  
Du Wujun. The dynamic simulation research on doubleJib system based on virtual prototype technology[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2007. (in Chinese)
- [10] Ghiringhelli G L, Gualdi S, Boschetto M, et al. Analysis of landing gear behaviour for trainer aircraft[C]. 15th European ADAMS Users'Conference Rome, 2000.
- [11] Khemili I, Romdhane L. Dynamic analysis of a flexible slider-crank mechanism with clearance[J]. European Journal of Mechanics, 2008, 27(5): 882-898.
- [12] 汪性武. 登机门综合设计技术研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(3): 18-21.  
Wang Xingwu. Research on the integrated design technology of boarding gate[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(3): 18-21. (in Chinese)
- [13] 李增刚. ADAMS 入门详解与实例[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.  
Li Zenggang. Introduction and examples for ADAMS[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [14] 陈立平. 机械系统动力学分析及 ADAMS 应用教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.  
Chen Liping. Mechanical system dynamics analysis and ADAMS application[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005. (in Chinese)
- [15] MSC. Software. MSC. ADAMS/View 高级培训教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.  
MSC. Software. Advanced training course for MSC. ADAMS/View [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)
- [16] 焦广发, 周兰英. ADAMS 柔性体运动仿真分析及运用[J]. 现代制造工程, 2007(5): 51-53.  
Jiao Guangfa, Zhou Lanying. Application of ADAMS flexiblebody kinetic simulation[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2007(5): 51-53. (in Chinese)
- [17] 赵希芳. ADAMS 中的柔性体分析研究[J]. 电子机械工程, 2006, 22(3): 62-64.  
Zhao Xifang. A study on flexible body using ADAMS[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2006, 22(3): 62-64. (in Chinese)
- [18] 缪炳荣. 基于多体动力学和有限元法的机车车体结构疲劳仿真研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2007.  
Miao Bingrong. Simulation research of locomotive carbody structure fatigue based on multibody dynamics and finite element method[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2007. (in Chinese)

- ty, 2007. (in Chinese)
- [19] 刘成业, 宋笔锋, 王海峰. 临近空间伞张式飞艇气囊结构协同仿真研究[J]. 宇航学报, 2015(10): 1101-1107.  
Liu Chengye, Song Bifeng, Wang Haifeng. Co-simulation research on envelope structure of an umbrella-like inflated airship in near space[J]. Journal of Astronautics, 2015(10): 1101-1107. (in Chinese)
- [20] 郑文伟. 机械原理[M]. 7版. 北京: 高等教育出版社, 1997.  
Zhen Wenwei. Mechanical principle[M]. 7th ed. Beijing: Higher Education Press, 1997. (in Chinese)

#### 作者简介:

刘成业(1990—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器舱门系统动力学。

黄振庭(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器舱门总体设计。

周颖(1989—),女,硕士,工程师。主要研究方向:多体仿真分析。

(编辑:马文静)

#### (上接第83页)

- design handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 84-87. (in Chinese)
- [9] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [10] 韩庆, 王广博, 钟小平, 等. 基于遗传算法的复合材料泡沫夹层板铺层优化设计[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 182-185.  
Han Qing, Wang Guangbo, Zhong Xiaoping, et al. Ply optimization design of foam sandwich composite panel based on genetic algorithm[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2): 182-185. (in Chinese)

#### 作者简介:

张碧辉(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构设计、复合材料结构优化。

李喜乐(1983—),男,博士,工程师。主要研究方向:飞行器设计、空气动力学。

周波(1972—),男,高级工程师。主要研究方向:飞行器动力系统设计。

(编辑:马文静)