

文章编号: 1674-8190(2023)04-085-09

民用飞机顺气流襟翼机构故障工况动力学仿真研究

冯蕴雯¹, 何智宇¹, 唐家强¹, 薛小锋¹, 汪艳秋²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所, 上海 201210)

摘要: 民用飞机顺气流襟翼一般由空间复杂多铰机构驱动, 按照适航条款CCAR25.671的要求需开展典型故障下的机构特性研究。构建机构运动数字样机, 采用RBE2单元将刚性多铰机构铰链点关联至柔性襟翼本体, 建立襟翼机构刚柔耦合动力学模型; 在巡航、起飞、着陆三种气动载荷工况下, 采用调节铰链摩擦系数和设置单侧驱动失效的方法分别模拟铰链卡滞和操纵系统单侧失效两种典型故障, 并分析驱动力矩和铰链点载荷的变化规律。结果表明: 铰链卡死时, 内侧驱动连杆耳片发生拉伸破坏; 内侧驱动失效时, 外侧摇臂铰链点径向载荷提升明显, 在实际中应重点关注该类襟翼外侧摇臂中关节轴承的径向和轴向承载能力, 避免外侧机构出现单独操纵的情况, 同时需要对整个驱动系统增加扭矩保护。

关键词: 增升装置; 刚柔耦合; 动力学仿真; 故障模拟

中图分类号: V267; V224⁺.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.09

Dynamics simulation research on fault conditions of deflecting to airflow flap mechanism of civil aircraft

FENG Yunwen¹, HE Zhiyu¹, TANG Jiaqiang¹, XUE Xiaofeng¹, WANG Yanqiu²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Aircraft Structure and Stress Division, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The deflecting to airflow flap of civil aircraft are generally driven by complex multi-hinge mechanisms in space. According to the requirements of the airworthiness clause CCAR25.671, it is necessary to carry out research on the mechanism characteristics under typical faults. Firstly, a digital prototype of the mechanism motion is constructed, and the hinge point of the rigid multi-hinge mechanism is associated with the flexible flap body by using the RBE2 unit, and the rigid-flexible coupling dynamic model of the flap mechanism is established. Then, under three aerodynamic load conditions of cruise, take-off and landing, two typical faults, hinge jamming and one-side failure of control system, are simulated by adjusting the hinge friction coefficient and setting one-side driving failure. Finally, the variation law of driving torque and hinge point load is analyzed. The results show that: when the hinge is stuck, the inner drive link ear piece is stretched and damaged; when the inner drive fails, the radial load at the hinge point of the outer rocker arm increases significantly. In practice, we should focus on the middle joint of the outer rocker arm of this type of flap. The radial and axial load-bearing capacity of the bearing avoids the situation of separate manipulation of the outer mechanism, and at the same time, it is necessary to increase the torque protection for the entire drive system.

Key words: high-lift device; rigid-flexible coupling; dynamic simulation; fault simulation

收稿日期: 2022-06-23; 修回日期: 2022-09-27

通信作者: 何智宇, 492540711@qq.com

引用格式: 冯蕴雯, 何智宇, 唐家强, 等. 民用飞机顺气流襟翼机构故障工况动力学仿真研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 85-93.

FENG Yunwen, HE Zhiyu, TANG Jiaqiang, et al. Dynamics simulation research on fault conditions of deflecting to airflow flap mechanism of civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 85-93. (in Chinese)

0 引言

在大型民用飞机上使用先进的增升措施可以为全机的综合性能提供保障^[1],对于后缘襟翼而言,单缝襟翼由于富勒运动差^[2],增升效果不及双缝和三缝襟翼,但其机构简单、重量轻、易维护^[3],尤其是根据目前绿色、安全航空的发展理念,增升装置设计的总体趋势是在保证气动性能的基础上尽量简化机构设计^[4]。

顺气流襟翼机构布置在大型民用飞机外襟翼的位置,为单缝襟翼机构,偏转方向呈顺气流方向,该类襟翼机构与扰流板联动偏转形成自适应下垂铰链襟翼(Adaptive Droop Hinge Flap,简称ADHF),是近年来新兴的增升装置设计方案^[5],该方案相比滑轨和支架式后缘增升装置,能在结构上减轻几百千克^[6],并且已应用于先进宽体客机波音787^[7]和空客A350XWB^[8]。国内,刘江等^[9]、陈亚琛等^[10]、Wang W等^[11]对该类增升装置进行了气动特性方面的研究,但国内对这种增升装置故障工况模拟方面的研究还存在不足。该类襟翼属于空间复杂多铰机构,典型故障为机构卡滞、磨损、疲劳等问题,这些故障会导致襟翼机构无法正常完成规定功能,它的安全性会直接影响飞机正常起降和乘客的生命安全,迫切需要对其进行故障模拟方面的研究。

国内外对故障模拟的研究较为丰富,例如Wang L等^[12]、L. Deshpande等^[13]、曹琦等^[14]分别进行了齿轮齿裂、齿轮内外圈和齿轮齿面剥落故障模拟下的特性研究;Yang Y F等^[15]基于虚拟样机技术对某机械系统的弹簧疲劳失效进行了故障模拟,分析了不同故障阶段的动态响应;胡晓青等^[16]、王强等^[17]、和麟等^[18]、于方圆等^[19]分别对起落架液压收放系统进行了典型故障下的模拟研究;关于增升装置,庞欢等^[20]和袁波等^[21]基于LMS平台分别建立了缝翼机构和内襟翼机构的刚柔耦合动力学模型,探究了其典型工况下的机构特性。

目前有关顺气流偏转的空间复杂多铰机构的动力学仿真或机构特性方面的研究尚未见报道,为了探究其典型故障下的机构特性,本文按照适航条款CCAR25.671^[22]的要求开展襟翼机构铰链卡滞和驱动单侧失效两种典型故障下的机构特性研究。首先建立该襟翼机构的运动数字样机和考虑翼面变形后的顺气流襟翼机构的刚柔耦合动力学模型,然后以总体气动载荷及摩擦力作为载荷

输入,在故障工况下输出机构驱动力矩及铰链点载荷,最后通过对比分析得出相应的预防措施。

1 襟翼机构形式与典型故障模式

1.1 襟翼机构形式简介

顺气流襟翼机构由内、外侧机构和内、中、外侧限位机构组成,如图1所示。其中内侧机构包含内侧摇臂、支臂、驱动连杆和驱动臂,外侧机构所包含的零部件与内侧机构相同,三个限位机构和两个支臂固定在机构后梁上,内、外侧摇臂相对于内、外侧支臂偏角安装,并承受大部分来自襟翼上的气动载荷,驱动轴带动内、外侧驱动臂转动,驱动臂连接驱动连杆,驱动连杆与襟翼上的耳片连接,一起作为襟翼偏转的驱动机构。襟翼机构运动副的布置如图1所示(在图中用序号标出),具体为:①内侧旋转副1,②内侧旋转副2,③内侧球副1,④内侧球副4,⑤内侧球副3,⑥内侧球副2,⑦外侧旋转副1,⑧外侧球副1,⑨外侧球副2,⑩外侧球副5,⑪外侧球副4,⑫外侧球副3。其中①和⑦为驱动位置。

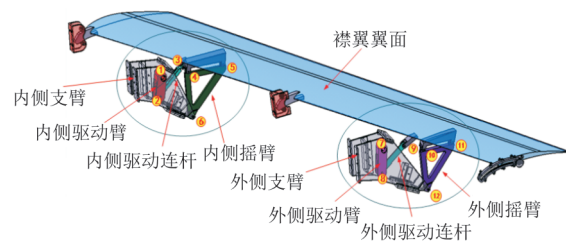


图1 顺气流襟翼机构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the deflecting to airflow flap

1.2 襟翼传力分析

顺气流偏转铰链襟翼展向受力图如图2所示,红色点A、B、C、D、E为襟翼翼面上5个气动载荷加载点,数字1~7为襟翼翼面与运动机构所连接的7个铰链点,气动载荷施加到翼面上后这些铰链点会产生支反力。

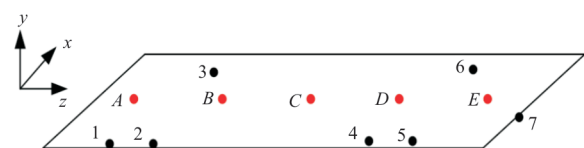


图2 顺气流偏转铰链襟翼展向受力图

Fig. 2 Spanwise force diagram of downflow deflection hinged flap

则对于整个襟翼翼面有力平衡方程:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^6 F_{xi} = \sum_{j=A}^E F_{xj} \\ \sum_{i=1}^7 F_{yi} = \sum_{j=A}^E F_{yj} \\ \sum_{i=1}^6 F_{zi} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

对铰链点1列出力矩平衡方程:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^6 F_{xi} x_i + \sum_{j=A}^E F_{xj} x_j = 0 \\ \sum_{i=1}^7 F_{yi} y_i + \sum_{j=A}^E F_{yj} y_j = 0 \\ \sum_{i=1}^6 F_{zi} z_i = 0 \end{cases} \quad (2)$$

1.3 襟翼机构典型故障模式

运输类飞机适航标准CCAR25.671中(c)条款指出:襟翼机构典型失效模式包括机构卡滞、机构运动精度不足、机构强度破坏等,其中,机构运动精度不足与零部件的制造水平、公差和使用条件有关,较难用动力学分析来模拟。故本文将通过以下两种典型故障模式,同时与襟翼正常收放情况下的传力情况进行对比,得出机构变化特性:

1) 典型运动副卡滞故障模拟

航空公司客机、军用飞机的使用表明,增升装置襟翼摇臂支臂的关节轴承由于润滑不到位、磨损、雷击等原因,或是承受过大横向载荷,内、外环之间会发生卡滞,进而引起襟翼卡滞,影响飞机的安全性,因此这是一种需要重点关注的故障模式。

2) 操纵系统失效故障模拟

在增升装置操纵系统设计中,每块襟翼有两个操纵系统,适航条例规定允许其中一个操纵发生断裂故障时,另一个操纵能够在一定范围内单独操纵舵面或承受舵面传递的故障载荷。

2 襟翼机构刚柔耦合动力学建模

2.1 模型导入

将襟翼机构运动数字样机模型导入Motionview动力学仿真平台中,模型单位制采用mm(长度)、N(力)、s(时间)、kg(质量)。保留主要运动部件:襟翼翼面、支臂、摇臂、驱动臂以及驱动连杆。由于内侧限位、中间限位为插槽式机构,在襟翼运

动过程中不起作用;外侧限位机构在总体载荷下的静力学结果如表1所示,相比于内外侧运动机构铰链点载荷数值较小,故对其进行简化。

表1 外限位静力学分析结果
Table 1 Results of external confined statics analysis

机构名称	襟翼工况	F_x/N (航向)	F_y/N (垂向)	F_z/N (展向)
外侧限位铰链	起飞	18.16	0	218.74
	着陆	132.10	0	572.10

整理后的襟翼机构刚柔耦合动力学模型如图3所示。根据MMPDS-07《襟翼翼面材料性能》^[23],设置各个零部件的材料为铝合金7050(7050-T7451),密度为 $2.7 \times 10^6 \text{ kg/mm}^3$,材料具体属性如表2所示(材料规范为AMS 4050)。

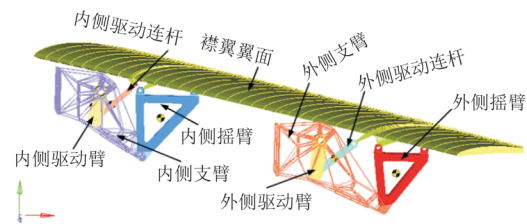


图3 襟翼机构在Motionview中的模型
Fig. 3 Model of flap mechanism in Motionview

表2 襟翼材料属性
Table 2 Flap material properties

参数	数值	参数	数值
E/MPa	70 326	μ	0.33
G/MPa	26 889	拉伸强度极限 $[\sigma_{tu}]/\text{MPa}$	483

2.2 设置运动副

在机构各个铰链点处设置运动副,运动副类型与1.1节中运动副的布置方案保持一致,内侧和外侧支臂设置为与大地固接,连接点为支臂的重心位置,同时为了防止发生外侧驱动连杆自转的情况,需要在外侧球副1处设置万向节。

2.3 载荷说明

2.3.1 气动载荷

动力学分析中需要考虑襟翼巡航、起飞和着陆3种载荷工况,具体载荷数值如表3~表5所示,其中,巡航总载荷 $F_x = -789.447 \text{ 3 N}$, $F_y = 9 \text{ 511.4 N}$;起飞总载荷 $F_x = 8 \text{ 836.1 N}$, $F_y = 26 \text{ 663.8 N}$;着陆总载荷 $F_x = -6 \text{ 650.51 N}$, $F_y =$

24 999.9 N。仿真中通过 3 个卡位下的载荷二次拟合,得出气动载荷随内侧驱动臂转动角度变化的载荷函数,载荷坐标系参考总体坐标系的方向,如图 4 所示,并在襟翼运动过程中随襟翼一起运动、位移。

表 3 襟翼巡航载荷工况信息

Table 3 flaps cruise load condition information

序号	展向百分比/%	弦向百分比/%	F_x/N	F_y/N
1	11.10	36.20	-269.709	3 249.5
2	32.50	35.20	-180.318	2 172.5
3	49.70	35.20	-92.636 3	1 116.1
4	66.80	35.70	-133.572	1 609.3
5	88.30	31.80	-113.212	1 364.0

表 4 襟翼起飞载荷工况信息

Table 4 Take-off load condition information of flaps

序号	展向百分比/%	弦向百分比/%	F_x/N	F_y/N
1	11.10	36.20	-2 671.56	8 061.7
2	32.50	35.20	-1 964.24	5 927.3
3	49.70	35.20	-1 052.53	3 176.1
4	66.80	35.70	-1 651.25	4 982.8
5	88.30	31.80	-1 496.52	4 515.9

表 5 襟翼着陆载荷工况信息

Table 5 Flap landing load condition information

序号	展向百分比/%	弦向百分比/%	F_x/N	F_y/N
1	11.10	36.20	-1 992.08	7 488.4
2	32.50	35.20	-1 553.00	5 838.1
3	49.70	35.20	-838.42	3 151.7
4	66.80	35.70	-1 189.54	4 471.6
5	88.30	31.80	-1 077.41	4 050.1

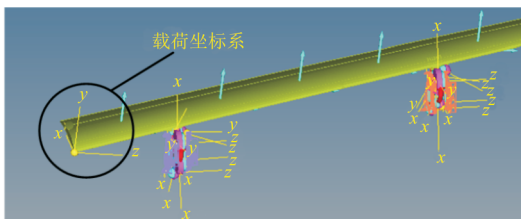
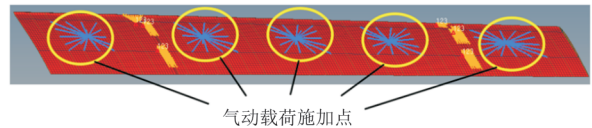


图 4 襟翼机构载荷坐标系

Fig. 4 Load coordinate system of flap mechanism

依据表 3~表 5,采用多点约束 RBE3 单元的方法将气动载荷施加点关联至翼面上相应的网格节点,如图 5 所示。



气动载荷施加点

图 5 气动载荷 RBE3 单元

Fig. 5 Aerodynamic load RBE3 unit

2.3.2 质量和摩擦载荷

重力加速度施加在每个部件的重心位置,重力加速度方向为全机坐标系的负 y 方向,大小为 9.810 mm/s^2 。

2.4 翼面柔性化

对于襟翼机构来说,翼面的刚度远小于运动机构,为保证翼面的传力分配与结构实际受力的分配状态一致,将刚度较小、变形较大的翼面进行柔性化处理。襟翼翼面使用 Hypermesh 有限元软件实现柔性化计算,考虑二维壳单元并采用四边划分网格,在后缘襟翼机构的对应铰链位置施加约束以建立外联点,如球副施加位移约束。采用 RBE2 单元将柔性化翼面与刚体机构关联。

2.5 驱动设置

襟翼机构整个运动过程中内侧驱动臂每转动 1° ,外侧驱动臂则转动 0.9854° ,襟翼机构从巡航卡位至起飞、着陆卡位,内侧驱动臂对应转动角度分别为 45° 和 90° 。以内侧驱动臂为例:定义 motion 的旋转速度函数为: $\text{Step}(\text{time}, 0, 0, 1, -10d) + \text{Step}(\text{time}, 9, 0, 10, 10d)$,内、外侧驱动臂的速度曲线如图 6 所示。

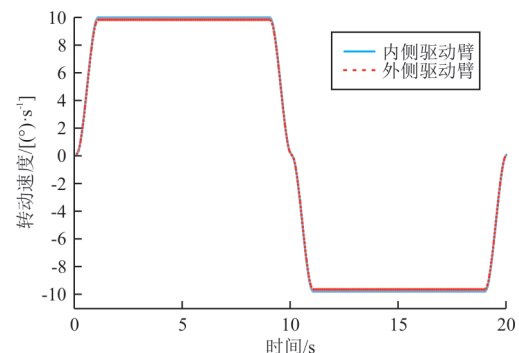


图 6 驱动臂转动速度

Fig. 6 Rotation speed of the driving arms

2.6 模型验证

摇臂力平衡示意图如图 7 所示,可以看出:摇

臂在空间运动的过程中,满足 3 个方向上的力平衡。为了验证模型的正确性,将巡航卡位时摇臂上 3 个铰链点载荷从 3 个方向上进行对比,如表 6 所示,可以看出:考虑到载荷施加时产生的振动和摇臂产生了一定加速度,模型满足正确性要求。

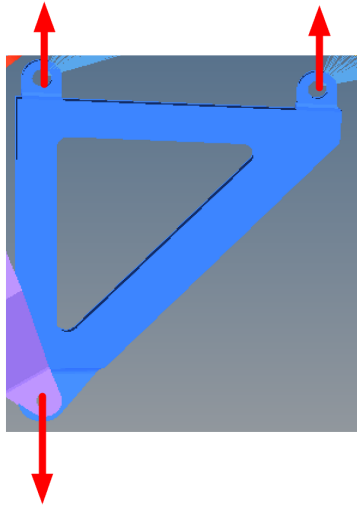


图 7 摇臂力平衡示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the rocking arm force balance

表 6 巡航卡位下摇臂铰链点载荷

Table 6 Cruise position of rocker arm hinge point load

序号	铰链位置	F_x/N	F_y/N	F_z/N
1	内侧球副 4	1 575.0	3 143.0	80.5
2	内侧球副 3	177.0	2 702.0	76.1
3	内侧球副 2	-1 754.0	-5 836.0	-161.0
4	外侧球副 5	382.5	1 183.0	122.3
5	外侧球副 4	198.2	1 265.0	179.8
6	外侧球副 3	-589.6	-2 448.0	-293.6

3 正常工况的驱动力矩分析

在探究襟翼典型故障模式之前,需要对襟翼机构正常收放情况下的驱动特性进行研究。襟翼机构正常收放时的驱动力矩变化曲线如图 8 所示,其中 0~10 s 为襟翼放下过程,10~20 s 为襟翼收起过程,0 和 20 s 对应襟翼的巡航卡位,5 和 15 s 对应起飞卡位,10 s 为着陆卡位。可以看出:在巡航一起飞一着陆 3 种卡位下,内侧和外侧驱动力矩均有先增大后减小的趋势,趋势与气动载荷变化一致,没有突变,说明襟翼机构在收放过程中运动顺畅,能够满足机构的运动要求。

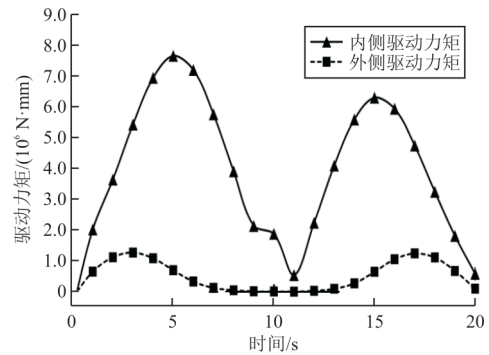


图 8 正常收放下的内外侧驱动力矩

Fig. 8 Normal inside and outside driving torque

需要注意的是,0 s 巡航卡位时由于加载的气动力突增,柔性翼面存在振动,导致整个襟翼系统动力学结果不准确,故将 20 s 时刻的数值大小作为襟翼巡航状态下的参考。

内侧机构驱动力矩在 5 s 时达到最大值 $7.67 \times 10^6 \text{ N}\cdot\text{mm}$,3 s 时外侧机构驱动力矩达到最大值 $1.28 \times 10^6 \text{ N}\cdot\text{mm}$,内侧机构布置在襟翼内侧,靠近翼面气动压心的位置,需要给襟翼提供更多的力矩来偏转。应注意,襟翼机构力矩的分布性能主要与机构的站位布置、初始设计铰链点的选取等输入有关,目前已有的机构是否较优则有很多限制。图 8 的结果表明:内侧驱动机构提供了更多的力矩,为主要驱动机构,结果合理。

4 顺气流襟翼机构的典型故障模拟

4.1 典型运动副卡滞故障模拟技术方案

襟翼摇臂铰链处的关节轴承会因为润滑不到位、磨损、雷击等原因,或是承受过大横向载荷,内、外环之间会发生卡滞,进而引起襟翼卡滞。在内侧球副 2 和外侧球副 3 上添加摩擦力和摩擦系数,用不同的摩擦系数模拟关节轴承的卡滞等级,通过 MS14103A 航空轴承资料^[24]得到摩擦系数与卡滞等级模拟的对应关系,如表 7 所示。

表 7 关节轴承摩擦系数

Table 7 Friction coefficient of plain bearing

卡滞等级	静摩擦系数/ 动摩擦系数	襟翼放下最大力 矩/(N·mm)	襟翼收起最大力 矩/(N·mm)
正常开启	0.120/0.080	7 663 190	6 344 574
一般卡滞	0.225/0.150	8 467 728	5 634 083
严重卡滞	0.450/0.300	10 049 824	4 381 578

正常开启、一般卡滞和严重卡滞仿真后得到驱动力矩变化如图 9~图 10 所示,可以看出:卡滞程度对内侧机构影响较大,而对外侧机构的影响较小。

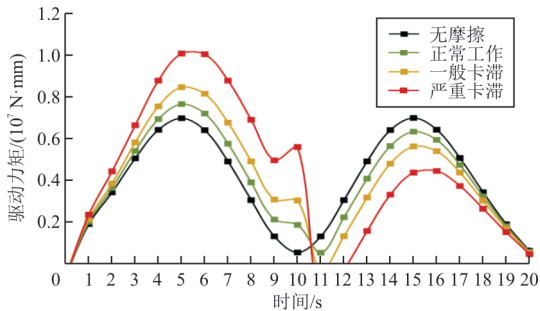


图 9 内侧机构驱动力矩变化曲线

Fig. 9 Change curve of driving torque of inner mechanism

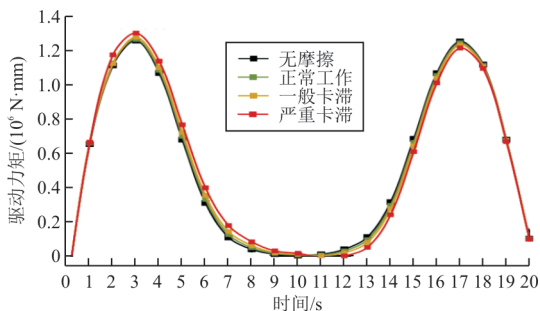


图 10 外侧机构驱动力矩变化曲线

Fig. 10 Variation curve of driving torque of outer mechanism

支臂与摇臂连接处的铰链卡滞发生在襟翼开始偏转的初始状态,即巡航卡位 0° 时该处铰链发生完全卡滞故障,发生卡滞后短时间内机构的驱动力矩变化曲线如图 11 所示,可以看出:内侧驱动力矩在 0.8 s 内迅速达到 $1.57 \times 10^8 \text{ N} \cdot \text{mm}$,当增大到某一临界值时,襟翼机构停止运动,这是由于球轴承的内环外环抱死导致机构卡滞,使得襟翼不能继续运动。

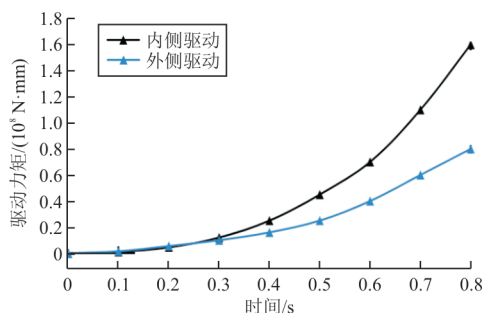


图 11 铰链完全卡滞时驱动力矩的变化

Fig. 11 Change of driving torque when hinge is completely jamming

摇臂与支臂连接的铰链完全卡滞时,襟翼结构发生一定的扭曲变形,如图 12~图 13 所示,可以看出:在 0.8 s 时翼面最大变形出现在襟翼内侧的端面,最大变形为 81.33 mm,变形方向为载荷坐标系的 y 正向。最大拉应力出现在摇臂与襟翼的连接部位,且大小为 1 102 MPa,材料许用拉应力为 483 MPa,此时裕度为 -1.28,会造成襟翼结构的拉伸破坏;同时由工程算法得出内侧驱动连杆和外侧驱动连杆与翼面连接的耳片处最大拉应力分别达到 1 785 和 673.5 MPa,裕度分别为 -2.7 和 -0.39,此时耳片结构已经破坏。

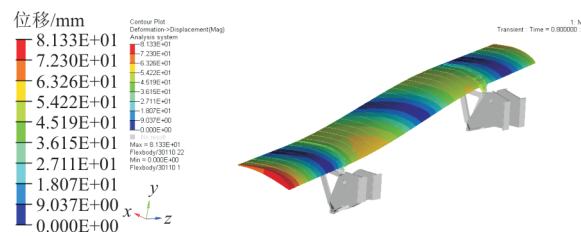


图 12 铰链卡死时襟翼位移云图

Fig. 12 Flap deformation cloud image when hinge is jamming

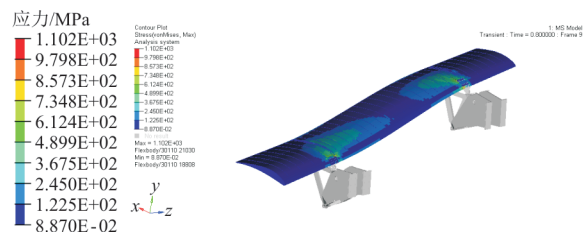


图 13 铰链卡死时襟翼应力云图

Fig. 13 Nephogram of flap stress when hinge is jamming

4.2 操纵系统单侧失效故障模拟技术方案

襟翼共有内外两套驱动机构,当其中任意一个驱动发生失效故障时,故障处的驱动臂和驱动连杆将不再传递力矩,此时需要对比摇臂铰链点径向及轴向载荷的变化,来分析是否发生危险,并为铰链处轴承选型提供参考。

4.2.1 仅襟翼内侧机构驱动

外侧操纵系统发生失效故障,仅内侧机构单独操纵时,得到内侧机构驱动力矩变化如图 14 所示,其中 0~10 s 为襟翼机构的放下过程,10~20 s 为襟翼机构的收起过程。与襟翼内外侧双驱动正常工作时相比较,内侧机构驱动力矩均有一定程度地增加,此时内侧驱动机构将会提供更多的力矩来使襟翼偏转。

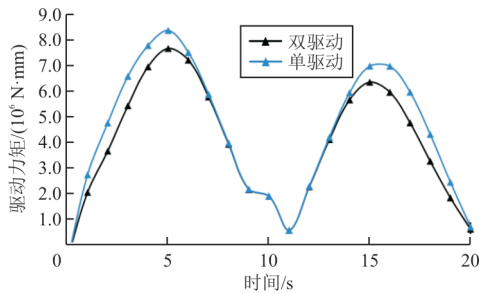


图 14 内侧机构单点驱动时驱动力矩的变化
Fig. 14 Change of driving torque when inner mechanism is driven by single point

外侧驱动失效故障时内侧摇臂铰链点径向载荷的变化曲线如图 15 所示,可以看出:内侧机构单独驱动的情况下,内侧摇臂铰链点径向载荷均有变大的趋势,且内侧球副 4 处的支反力变大导致内侧球副 2 处的径向载荷也随之变大,而内侧球副 3 处的载荷变化不明显。同时内侧机构单独驱动时内侧球副 2 处的最大径向载荷为 4.32×10^4 N,与故障前相比增加了 2.22×10^3 N。

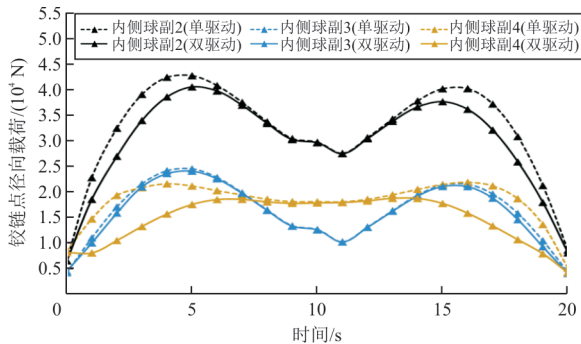


图 15 内侧摇臂铰链点径向载荷变化(外侧驱动故障)
Fig. 15 Change of radial load at the inner rocker arm hinge (outer driving failure)

外侧驱动失效故障时外侧摇臂铰链点径向载荷的变化曲线如图 16 所示。

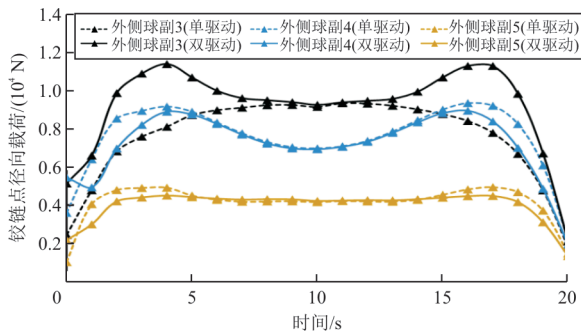


图 16 外侧摇臂铰链点径向载荷变化(外侧驱动故障)
Fig. 16 Change of radial load at the outer rocker arm hinge (outer driving failure)

从图 16 可以看出:铰链点外侧球副 4 和外侧球副 5 的径向载荷变化不明显,而与支臂连接的外侧球副 3 处的径向载荷有变小的趋势,在仅内侧机构驱动工作时,外侧球副 3 处最大径向载荷为 8.98×10^3 N,与故障前相比减小了 2.38×10^3 N。

4.2.2 仅襟翼外侧机构驱动

内侧操纵系统发生失效故障,仅外侧机构单独操纵时,得到外侧机构驱动力矩变化如图 17 所示,可以看出:与襟翼故障前相比,外侧机构驱动力矩在起飞卡位增大了 7.5 倍,这是由于内侧主要驱动机构发生失效,为了维持襟翼机构的运动,所有的驱动力矩均需要外侧机构单独提供。

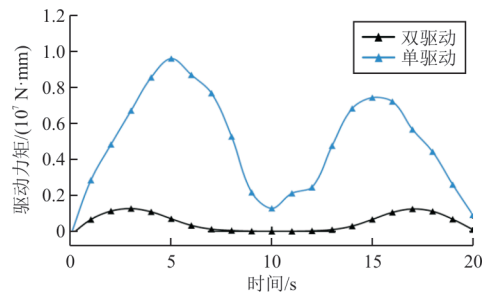


图 17 外侧机构单点驱动时驱动力矩的变化
Fig. 17 Change of driving torque when outer mechanism is driven by single point

外侧驱动单独操纵时,内侧摇臂铰链点径向载荷的变化曲线如图 18 所示,可以看出:摇臂与支臂连接点内侧球副 2 的径向载荷减小,最大值由 4.05×10^4 N 减小至 1.90×10^4 N,而与翼面的连接点内侧球副 3 和内侧球副 4 的径向载荷有较大增幅,这与外侧机构发生失效故障时的外侧摇臂铰链点载荷变化规律相同。

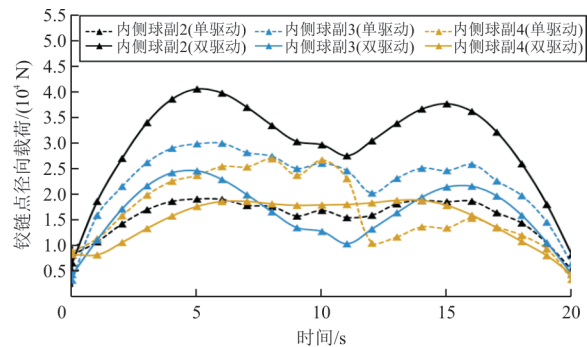


图 18 内侧摇臂铰链点径向载荷变化(内侧驱动故障)
Fig. 18 Change of radial load at the inner rocker arm hinge (inner driving failure)

内侧机构发生失效故障,外侧机构单独操纵时,外侧摇臂铰链点径向载荷的变化曲线如图 19

所示,可以看出:外侧摇臂上铰链的径向载荷均有较大提升,外侧摇臂中球副5最大径向载荷增大了13.5倍,这可能会对结构造成破坏,外侧机构本身定位是辅助机构,当内侧驱动失效后,需要外侧机构单独来驱动,这是造成外侧机构载荷剧增的主要原因。因此在实际中需要关注外侧摇臂铰链处关节轴承的径向承载能力,或者避免外侧机构出现单独操纵的情况。

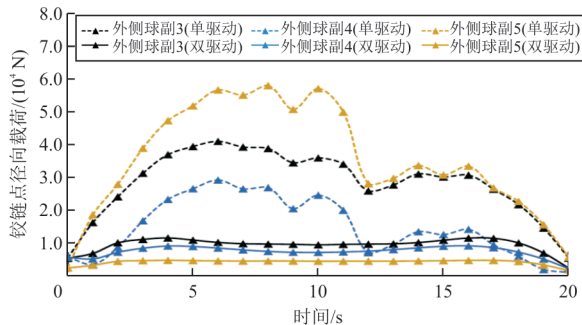


图 19 外侧摇臂铰链点径向载荷变化(内侧驱动故障)
Fig. 19 Change of radial load at the outer rocker arm hinge (inner driving failure)

4.2.3 驱动失效对铰链轴向载荷的影响

单侧驱动失效模式下铰链轴向载荷如表 8 所示,可以看出:外侧、内侧驱动失效情况下外侧球副 3 处轴向载荷增幅最大分别为 22%、87%,由此可知在内侧驱动失效情况下,外侧球副 3 处轴向载荷几乎增大了一倍,在该处铰链轴承选型时应关注轴承的轴向载荷承载能力。

表 8 摇臂关节轴承最大轴向载荷

Table 8 Maximum axial load of the rocker arm joint bearing

序号	铰链位置	正常工况/N	内侧失效/N	外侧失效/N
1	内侧球副 2	7 495.8	2 752.9	8 111.0
2	内侧球副 3	2 481.5	3 295.7	2 174.2
3	内侧球副 4	2 447.1	1 265.3	2 270.9
4	外侧球副 3	3 595.3	6 735.2	3 145.4
5	外侧球副 4	1 772.4	2 802.3	2 165.2
6	外侧球副 5	1 075.0	5 249.8	330.4

5 结 论

1) 通过改变摩擦系数和设置单侧驱动失效的方法分别模拟了襟翼机构的卡滞故障和操纵系统单侧失效故障,仿真结果和变化规律表明方法合理。

2) 应注意摇臂与支臂连接处关节轴承的润滑,防止严重卡滞导致襟翼无法完成收放功能,同

时为了防止该处铰链严重卡滞造成的结构破坏,需要在襟翼驱动装置中增加扭矩保护。

3) 单侧驱动失效故障中,内侧驱动失效为最危险工况,此时外侧机构驱动力矩及外侧摇臂上的球副 5 径向载荷均有非常大的增幅,同时外侧球副 3 的轴向载荷增幅最为明显,应着重关注这两个铰链处关节轴承的承载能力,同时应避免外侧驱动机构单独工作的情况。

4) 通过故障模拟,可以为顺气流襟翼机构的故障预防和后缘增升装置机构的设计改进提供参考。

参 考 文 献

- [1] 毛俊,周涛,李亚林. 民用飞机扰流板下偏设计技术研究[C]// 2016 海峡两岸流体力学研讨会. 西宁:中国力学学会,2016: 58.
MAO Jun, ZHOU Tao, LI Yalin. Research on the design technology of civil aircraft spoiler under deflection [C] // 2016 Cross-strait Fluid Mechanics Symposium. Xining: Chinese Society of Mechanics, 2016: 58. (in Chinese)
- [2] 唐家驹,刘沛清,田云,等. 大型客机后缘铰链襟翼气动机构一体化设计研究[J]. 民用飞机设计与研究,2014(2): 6-10.
TANG Jiaju, LIU Peiqing, TIAN Yun, et al. Research on integrated design of aerodynamic mechanism of large passenger airplane's rear edge hinged flaps [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2014(2): 6-10. (in Chinese)
- [3] 李丽雅. 大型飞机增升装置技术发展综述[J]. 航空科学技术,2015,26(5): 1-10.
LI Liya. Overview of technology development of large aircraft lifter increasers [J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(5): 1-10. (in Chinese)
- [4] 周旺仪,白俊强,乔磊,等. 变弯翼型与增升装置多目标气动优化设计研究[J]. 西北工业大学学报,2018,36(1): 83-90.
ZHOU Wangyi, BAI Junqiang, QIAO Lei, et al. Research on multi-objective aerodynamic optimization design of curved airfoil and lifter [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(1): 83-90. (in Chinese)
- [5] 王刚,张明辉,毛俊,等. 翼身融合民机扰流板增升技术[J]. 航空学报,2019,40(9): 623045.
WANG Gang, ZHANG Minghui, MAO Jun, et al. High-lift technology for spoiler on bended-wing-body civil aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623045. (in Chinese)
- [6] RECKZEH D. Multifunctional wing moveables: design of the A350XWB and the way to future concepts [C] // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Russia: [s. n.], 2014: 5-15.
- [7] NORRIS G. Boeing unveils plans for trailing edge variable camber on 787 to reduce drag, save weight [EB/OL]. (2000-06-01) [2022-06-23]. <http://www.flightglobal.com/articles/2006/06/12/207172/boeing-unveils-plans-for-trailing->

- edge-variable-camber-on-787-to-reduce-drag-save.
- [8] STRÜBER H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system[C]// 29th International Congress of the Aeronautical Science. Russia: [s. n.], 2014: 913-921.
- [9] 刘江, 郑隆乾, 白俊强, 等. 扰流板下偏对增升装置气动性能的影响及流动机理研究[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(5): 813-820.
LIU Jiang, ZHENG Longqian, BAI Junqiang, et al. Influence of spoiler under deflection on aerodynamic performance and flow mechanism of lifting device[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(5): 813-820. (in Chinese)
- [10] 陈亚臻, 屈秋林, 孔垂欢, 等. 扰流板联合襟翼同时下偏的多段翼形气动/机构一体化优化设计[C]// 2018年全国工业流体力学会议. 北京: 中国力学学会流体力学专业委员会, 2018: 11-15.
CHEN Yacan, QU Qiulin, KONG Chuihuan, et al. Aerodynamic/mechanism integrated optimization design of multi-segment airfoil with simultaneous downdeflection of spoiler and flap[C]// 2018 National Industrial Fluid Mechanics Conference. Beijing: Professional Committee of Fluid Mechanics, Chinese Society of Mechanics, 2018: 11-15. (in Chinese)
- [11] WANG W, LIU P, TIAN Y. et al. Numerical study of the aerodynamic characteristics of high-lift droop nose with the deflection of fowler flap and spoiler[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 48(1): 75-85.
- [12] WANG L, SHAO Y. Fault mode analysis and detection for gear tooth crack during its propagating process based on dynamic simulation method[J]. Engineering Failure Analysis, 2017, 71: 166-178.
- [13] DESHPANDE L, SAWALHI N, RANDALL R B. Gear-box fault simulation using finite element model reduction technique[C]// Coustics Conference. [S. l. : s. n.], 2012: 1-7.
- [14] 曹琦, 韩振南, 刘邱祖, 等. 基于动力学的齿轮齿面故障模拟方法的研究[J]. 现代制造工程, 2019(5): 612-618.
CAO Qi, HAN Zhennan, LIU Qiuzu, et al. Research on gear tooth surface fault simulation method based on dynamics [J]. Modern Manufacturing Engineering, 2019(5): 612-618. (in Chinese)
- [15] YANG Y F, ZHENG J, DI C C. Research and application on fault simulation technology based on virtual prototype [J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 184/185: 389-392.
- [16] 胡晓青, 马存宝, 和麟, 等. 飞机起落架收放系统建模与故障仿真[J]. 计算机工程与科学, 2016, 38(6): 1286-1293.
HU Xiaqing, MA Cunbao, HE Lin, et al. Modeling and fault simulation of aircraft landing gear retraction system [J]. Computer Engineering and Science, 2016, 38(6): 1286-1293. (in Chinese)
- [17] 王强, 刘玉科. 基于SimHydraulics的某飞机起落架液压系统建模与故障仿真[J]. 液压与气动, 2020(4): 123-129.
WANG Qiang, LIU Yuke. Modeling and fault simulation of landing gear hydraulic system of an aircraft based on simhydraulics [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2020(4): 123-129. (in Chinese)
- [18] 和麟, 梁丽媛, 马存宝. 飞机起落架液压收放系统多故障仿真与健康评估[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(6): 990-995.
HE Lin, LIANG Liyuan, MA Cunbao. Multi-fault simulation and health evaluation of aircraft landing gear hydraulic retracting system [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(6): 990-995. (in Chinese)
- [19] 于方圆, 高永, 程钊. 起落架液压收放系统建模与故障仿真[J]. 液压与气动, 2013(4): 45-48.
YU Fangyuan, GAO Yong, CHENG Zhao. Modeling and fault simulation of landing gear hydraulic retraction system [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2013(4): 45-48. (in Chinese)
- [20] 庞欢, 喻天翔, 王慧, 等. 典型缝翼机构虚拟仿真及运动卡滞可靠性分析[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(7): 1652-1656.
PANG Huan, YU Tianxiang, WANG Hui, et al. Virtual simulation and kinematic stuck reliability analysis of typical slat mechanism [J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(7): 1652-1656. (in Chinese)
- [21] 袁波, 冯成慧, 李刚. 飞机襟翼机构动力学仿真分析[C]// 2013年中国航空学会结构强度专业学术交流会论文集. 福建: 中国航空学会, 2013: 117-125.
YUAN Bo, FENG Chenghui, LI Gang. Dynamic simulation analysis of aircraft flap mechanism [C]// 2013 Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Structure Strength Professional Academic Exchange Conference Proceedings. Fujian: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2013: 117-125. (in Chinese)
- [22] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2001.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standard for transport aircraft: CCAR-25-R4 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2001. (in Chinese)
- [23] Federal Aviation Administration. Metallic materials properties development and standardization: MMPDS-07 [S]. USA: FAA, 2012.
- [24] RBC Bearings Incorporated. RBC aerospace bearing products plain bearings: 866. RBC. AERO [S]. Canada: RBC Bearings Incorporated, 2016.

作者简介:

冯蕴雯(1968—),女,博士,教授。主要研究方向:飞机可靠性工程,维修性工程,系统工程。

何智宇(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构机构设计。

唐家强(1999—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构机构设计。

薛小锋(1983—),男,博士,副研究员。主要研究方向:疲劳寿命可靠性及维修性。

汪艳秋(1993—),女,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机缝翼强度设计。

(编辑:马文静)