

文章编号: 1674-8190(2023)04-094-07

民用飞机舱门界面间隙设计方法

吕雄飞, 张文斌, 袁强飞

(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: 民用飞机舱门和门框通过界面零件之间的面-面接触传递载荷, 零件间隙影响着各传载路径中的载荷分配, 对飞行安全至关重要。然而, 已有研究中缺少界面零件间隙及其对载荷分配的影响, 工程中也缺乏舱门界面间隙的设计方法。以某型飞机的非传载式舱门为研究对象, 提出舱门界面间隙的设计方法, 其实质为基于间隙随机性的蒙特卡洛模拟法。采用线性间隙法模拟界面间隙, 利用直接矩阵输入法优化求解效率, 建立舱门-门框的精细网格模型, 分析界面间隙随机性对舱门和门框间载荷分配的影响。本文给出界面间隙的设计基准和数学描述方法, 最终得到具有95%可靠度的界面间隙设计值, 为舱门界面间隙设计提供理论依据。

关键词: 民用飞机舱门; 止动块; 导向槽; 界面间隙; 蒙特卡洛模拟

中图分类号: V223+.9

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.10

Design method of interface clearance for civil aircraft door

LYU Xiongfei, ZHANG Wenbin, YUAN Qiangfei

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

Abstract: The door and frame of civil aircraft transfer loads through face-to-face contact between interface parts, while the interface clearance affects the load distribution, thus it is quite crucial for flight safety. However, there is a lack of interface clearance and its influence on load distribution in existing studies, and also design method of interface clearance in engineering. In this paper, a design method of interface clearance is proposed, which essentially is a Monte Carlo simulation based on clearance randomness. A detailed finite element model of both door and frame is established, in which the linear gap and the direct matrix input grid are introduced, the load distribution affected by the clearance randomness is analyzed. In simulation, design basis and mathematical describing method of the interface clearance are determined, and final design boundaries with 95% reliability are given. The method provides a theoretical foundation for the interface clearance design.

Key words: civil aircraft door; door stop; guide groove; interface clearance; Monte Carlo simulation

收稿日期: 2022-06-22; 修回日期: 2022-08-29

通信作者: 吕雄飞, lvxiongfei@comac.cc

引用格式: 吕雄飞, 张文斌, 袁强飞. 民用飞机舱门界面间隙设计方法[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 94-100.

LYU Xiongfei, ZHANG Wenbin, YUAN Qiangfei. Design method of interface clearance for civil aircraft door[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 94-100. (in Chinese)

0 引言

非传载式舱门是现代民用飞机广泛采用的一类舱门形式,它不参与全机受力,主要承受增压载荷^[1]。在飞行中,作用在舱门上的增压载荷通过舱门和门框界面的止动螺栓—止动块组件传递至机身;导向轴—导向槽组件是舱门的功能零件,二者配合约束舱门的运动轨迹,原则上增压载荷不通过导向轴—导向槽传递至机身。止动螺栓—止动块和导向轴—导向槽是非传载式舱门和机身门框之间重要的界面零件,它们在承受增压载荷时通过接触传递载荷,若间隙设计不合理会导致载荷分配失衡、运动卡滞或运动不精确等问题。

已有的非传载式舱门界面零件研究多集中在零件设计、载荷和强度分析等方面。例如,Liu Hongfen^[2]建立舱门有限元模型,分析了某一止动块破损对其余止动块载荷分布的影响;张文斌^[3]在舱门有限元模型中提取止动块单元内力,结合止动块细节模型进行静强度和疲劳校核;丛家勇等^[4]针对某型飞机舱门上特殊位置的空间限制,设计了一种直角型止动块;郑维娟^[5]提出一种舱门止动块载荷的计算方法,利用舱门几何尺寸和载荷系数曲线估算,在初步设计阶段提高设计效率;K. Bredemeier等^[6]提出一种通过测量止动块载荷监测机舱超压的方法;张秀丽等^[7]对止动块接触面内和垂直接触面方向的公差进行分析,给出了公差累积的影响因素;何薇^[8]、陈明松^[9]分析了导向槽零件的设计要素,包括功能定义、结构强度、制造装配等;袁修起^[10]针对某型飞机的导向槽零件进行拓扑优化,实现减重设计。总结已有研究发现,无论是基于有限元法^[2-3]还是经验公式^[5],得到的止动块载荷都是确定值,然而考虑到每架飞机舱门界面间隙状态的差异性,止动块载荷应落在一个区间内,按照确定值分析并不保守。此外,文献[7]分析止动块接触面垂直方向的公差,实际为止动螺栓—止动块间隙(下文简称止动块间隙),但未规定公差范围;文献[8]和文献[9]明确导向轴滚轮和导向槽须留有间隙(下文简称导向槽间隙),却未给出间隙取值。由此可见,已有研究中缺少界面零件间隙及其对载荷分配影响的相关内容,反映在工程应用中,舱门的界面间隙设计缺少理论研究作为支撑;虽然通过试验可以验证间隙设置的合理性,但对间隙设计的机理并不十分

明确。

针对上述问题,本文对某型飞机舱门的界面间隙进行设计,提出界面间隙设计方法。引入线性间隙法和直接矩阵输入法建立舱门—门框精细网格模型,提出描述界面间隙的随机性分布函数,使用蒙特卡洛模拟分析间隙随机性对界面载荷分布的影响,根据模拟结果确定可接受的界面间隙设计范围,为舱门的界面间隙设置提供理论依据。

1 有限元模型

1.1 线性间隙法

利用NASTRAN的线性间隙方法模拟舱门的界面间隙,其实质为点和点之间在给定方向由于相对位置改变引起的约束变化,是一种分析工程中接触间隙问题的简便方法^[11-12]。在节点1和节点4之间建立线性间隙的方法如图1所示:引入标量点2和标量点3,对标量点2设置SUPORT卡片,表示预期产生接触的两点之间的相对距离;对标量点3设置SPC卡片,引入两点之间的间隙;建立MPC方程约束各点之间的位移关系。

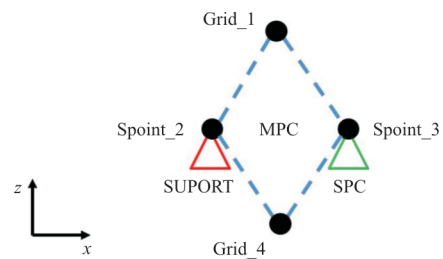


图1 线性间隙法示意图^[13]
Fig. 1 Schematic of linear gap^[13]

MPC方程根据节点的位置关系和参考坐标系建立,对于图1中的节点和坐标系,MPC方程为

$$d_{\text{Spoint}_2} = d_{\text{Spoint}_3} + U_{\text{Grid}_1} - U_{\text{Grid}_4} \quad (1)$$

式中: d_{Spoint_2} 为两点之间的距离; d_{Spoint_3} 为两点的初始间隙; U_{Grid_1} 和 U_{Grid_4} 分别为两点在给定方向的位移。

1.2 舱门—门框模型

本文分析所用舱门—门框模型为精细网格模型^[14],其中蒙皮、骨架等采用壳单元模拟,按照真实结构赋予厚度和偏置量;紧固件采用CWELD单元模拟;结合梁单元、弹簧单元和刚性单元等模

拟舱门和门框之间的界面零件;气密载荷施加在蒙皮单元上,并在门框周边施加全机求解得到的位移边界,模型如图 2 所示。

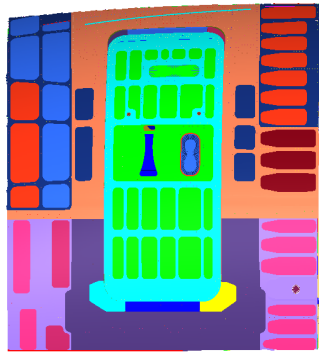


图 2 舱门—门框精细有限元模型
Fig. 2 Detailed finite element model of door and frame

界面零件建模如图 3 所示,止动块简化为壳单元和 RBE2 单元,止动螺栓为梁单元,在门框止动块 RBE2 单元主节点和梁单元端节点之间引入初始间隙,同时在两点间建立 CBUSH 单元约束舱门的刚体位移,如图 3(a) 所示;用梁单元结合壳单元模拟导向轴,导向槽(薄壁结构)建立为壳单元和 RBE2 单元,在 RBE2 单元主节点和梁单元端节点之间建立线性间隙,如图 3(b) 所示。

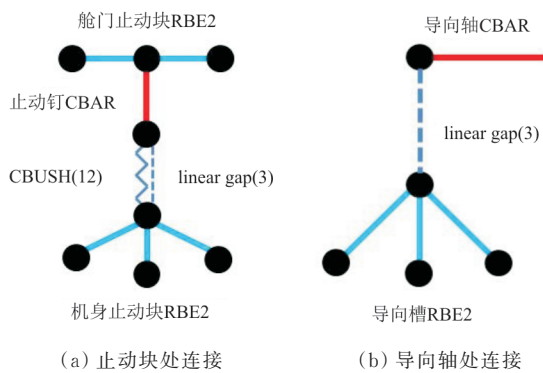


图 3 界面零件建模方法示意图
Fig. 3 Modeling method of interface parts

1.3 直接矩阵输入法

直接矩阵输入法将有限元模型分为保留结构和去除结构,两部分通过界面节点相连,在求解中仅对保留结构进行计算,去除结构的刚度和载荷矩阵通过减缩计算转化为对界面节点的刚度和载荷影响后由外部文件直接输入。该方法既避免了

求解整体模型的刚度和载荷矩阵,又降低了求解自由度,可以提高大型有限元模型的求解效率^[15-16]。

在本文的模型中,以门框为去除结构,舱门为保留结构,界面节点选取门框止动块和导向槽 RBE2 单元的主节点,共 16 个界面节点。通过对比,原模型的单次求解时长为 174 s,使用直接矩阵输入法后减少到 55 s,有效缩短了蒙特卡洛模拟的计算时间。

2 舱门界面间隙描述

2.1 止动块间隙

止动块间隙以 0 为调节目标,实际操作中考虑到零件运动、装配误差等因素^[7],很难保证所有间隙均为 0,需要设定一个允许最大值 S 。若以间隙值 S_{stop} 为随机变量,则其值分布在 $0 \sim S$ 之间,且偏向最小值 0 出现的概率增大。根据这一特点, S_{stop} 可以用截断正态分布描述,即在正态分布 $N(\mu, \sigma^2)$ 中取下限 a 和上限 b 截断,其概率密度为

$$f(x) = \begin{cases} 0 & (x < a) \\ \frac{\varphi(x)}{\Phi(b) - \Phi(a)} & (a \leq x \leq b) \\ 0 & (b < x) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\varphi(\cdot)$ 和 $\Phi(\cdot)$ 分别为原正态分布的概率密度函数和累积分布函数; μ 和 σ^2 分别为均值和方差。

则 S_{stop} 服从 $\mu=0, a=0, b=S$ 的截断正态分布,方差 σ^2 决定了间隙分布偏向 0 的程度,可以表征装配精度。

2.2 导向槽间隙

导向槽间隙无调节目标,若以间隙 S_{guide} 为随机变量,可以认为 S_{guide} 在允许的间隙范围内服从均匀分布,即每一个间隙值出现的概率相同,均匀分布的概率密度为

$$f(x) = \begin{cases} 0 & (x < a) \\ \frac{1}{b-a} & (a \leq x \leq b) \\ 0 & (b < x) \end{cases} \quad (3)$$

式中: a 和 b 为间隙范围的下限和上限,上限值和舱门的功能性要求相关,本文不做讨论,下限值和载荷设计相关。

3 舱门界面间隙设计

从舱门和门框的界面载荷入手,提出间隙设计要求:1) 止动块间隙范围不应使得由间隙随机性导致的止动块载荷变化过大;2) 导向槽的最小间隙必须保证在正常压差下二者不形成额外的载荷传递路径。本文间隙设计以满足上述要求为目标进行。

3.1 理想界面状态

以理想界面状态作为设计基准,认为止动块间隙为 0,导向槽间隙足够大以确保只有止动块受载。此时 12 个止动块的载荷和 4 个导向轴相对导向槽的位移如图 4 所示,可以看出:11 号止动块载荷最小,12 号止动块载荷最大;下导向轴的相对位移大于上导向轴。

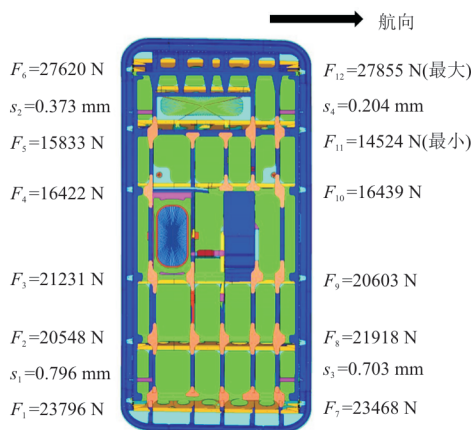
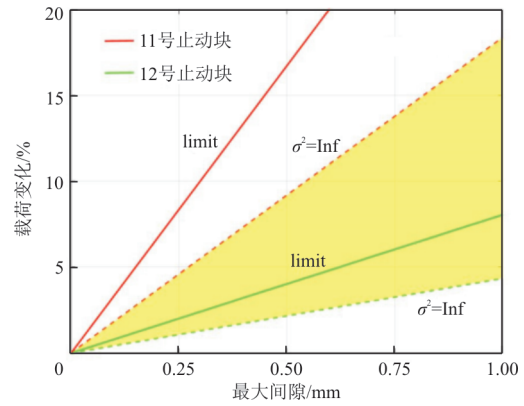


图 4 止动块载荷和导向轴相对位移
Fig. 4 Stop load and guide shaft displacement

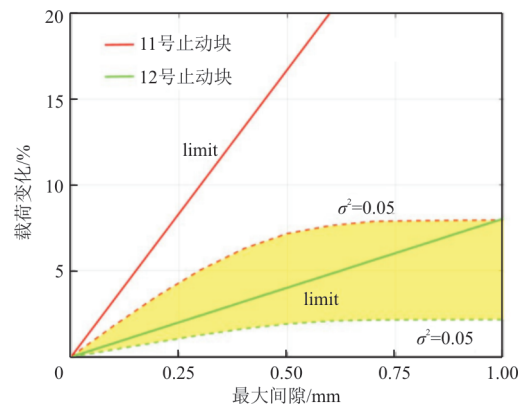
3.2 止动块间隙设计

将所有止动块间隙取最小值 0 或最大值 S ,称为极限界面状态,共 2^{12} 种组合。止动块载荷变化区间如图 5 所示。仅考虑间隙引起的载荷增大,图 5 中实线决定了极限界面状态下止动块载荷的变化范围,边界为 11 号和 12 号止动块,即止动块载荷越大,间隙引起的载荷变化越小,反之变化越大;随着允许间隙最大值 S 减小,变化区间逐渐缩小,最终退化为理想界面状态。上述分析为载荷变化的极限情况,实际的载荷分布受到间隙随机性的影响,图 5 中虚线为蒙特卡洛模拟得到的具有

95% 可靠度的变化率边界:载荷变化相比极限情况有明显下降,且随着方差减小(图 5(a)方差无穷大,图 5(b)方差 0.05),边界由线性转变为非线性,载荷变化范围减小。



(a) 方差 σ^2 无穷大

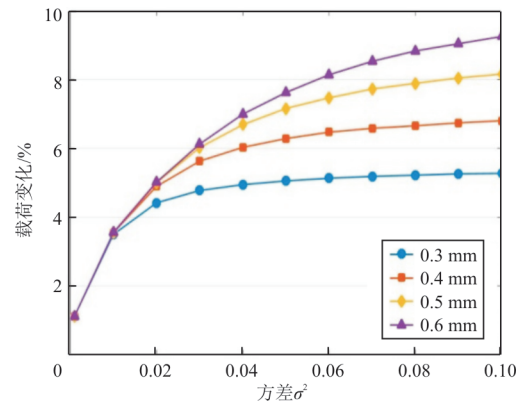


(b) 方差 $\sigma^2=0.05$

图 5 止动块载荷变化区间(95% 可靠度)

Fig. 5 Variation range of stop load with 95% reliability

取最大间隙为 0.3、0.4、0.5 和 0.6 mm,载荷变化对方差取值的敏感性如图 6 所示。



(a) 11 号止动块

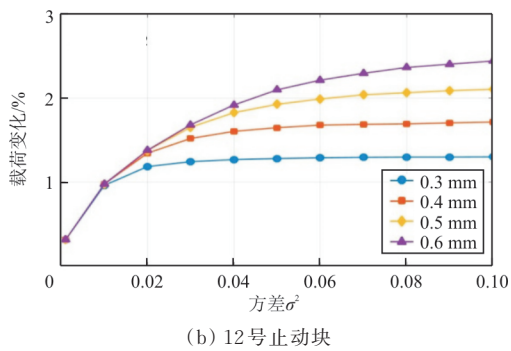


图 6 止动块载荷变化率随方差变化(95%可靠度)
Fig. 6 Variation of stop load v. s. variance with 95% reliability

从图 6 可以看出:当方差较小时,大部分随机生成的间隙值都聚集在 0 一侧,此时设定的最大间隙已很难得到,所有 95% 可靠度的载荷变化曲线在方差 0.01 时汇聚在一点;随着方差增大,生成的随机间隙已接近均匀分布,所有曲线逐渐逼近于某一极限值。

通过对图 5 和图 6 中的分散数据点进行拟合,由间隙最大值和方差决定的载荷等变化率曲线如图 7 所示,水平段表示间隙最大值对载荷无影响,竖直段表示方差对载荷无影响,仅在两段曲线的过渡区载荷受到间隙最大值和方差的共同影响。

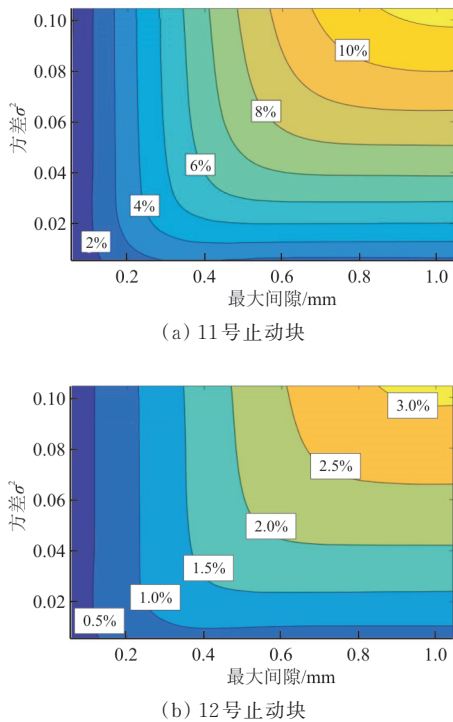
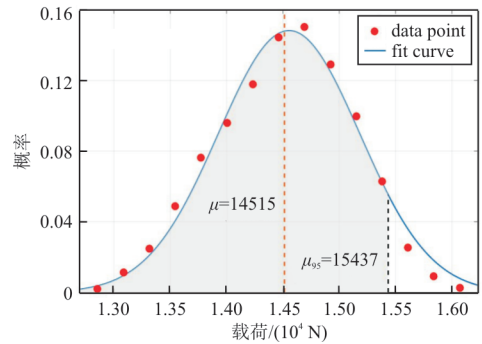


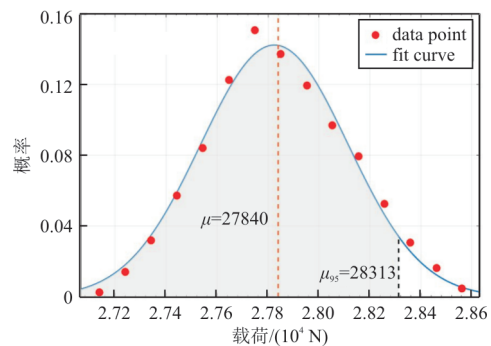
图 7 止动块载荷等变化率曲线
Fig. 7 Contour plot of stop load variation

方差是比较难量化的设计参量,本文认为其值可达到图 6 分析的中位值 0.05,权衡载荷变化和工艺性,将 0.4 mm 作为允许的最大间隙,此时 11 号止动块和 12 号止动块的载荷变化率分别为 6.43% 和 1.63% (95% 可靠度)。

蒙特卡洛模拟得到的 11 号止动块和 12 号止动块载荷分布如图 8 所示,可以看出:拟合曲线近似呈现正态分布;其中 11 号止动块和 12 号止动块的载荷均值分别为 14 515 和 27 840 N,图 4 中理想界面载荷分别为 14 524 和 27 855 N,二者相差很小,说明以理想情况得到的止动块载荷作为设计基准是合理的。本文确定的具有 95% 可靠度的止动块间隙上限值十分接近某型飞机的实际设计值,提出的设计方法和已有设计值相互验证。



(a) 11 号止动块



(b) 12 号止动块

图 8 止动块载荷分布
Fig. 8 Stop load distribution

3.3 导向槽间隙设计

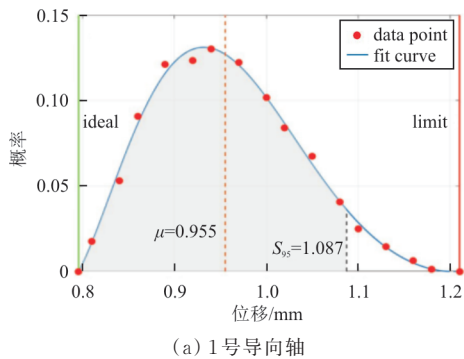
导向滚轮和导向槽的最小间隙应大于二者在增压载荷下的相对位移,根据图 4 的计算结果,可以设置上导向槽间隙 0.4 mm,下导向槽间隙 0.8 mm。该间隙基于理想的界面状态,并没有考虑止动块间隙的影响。根据舱门的传力形式、导

向轴和止动块的布局,止动块间隙会导致导向轴位移增大,且导向轴位移主要受到临近的两个止动块影响,用最小二乘法拟合得到导向轴相对位移和止动块间隙的线性关系:

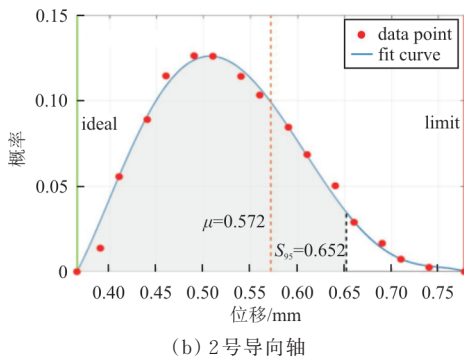
$$\begin{cases} s_1 = 0.796 + 0.585d_1 + 0.411d_2 \\ s_2 = 0.373 + 0.603d_5 + 0.332d_6 \\ s_3 = 0.703 + 0.586d_7 + 0.401d_8 \\ s_4 = 0.204 + 0.622d_{11} + 0.322d_{12} \end{cases} \quad (4)$$

式中: s_i 为*i*号导向轴的相对位移; d_i 为*i*号止动块的间隙;常数项为图 4 中的相对位移。第二项和第三项的系数反映了临近止动块间隙对位移的贡献,两项系数与导向轴到止动块的距离相关,距离近的止动块贡献大,距离远的贡献小。

设置止动块最大间隙为 0.4 mm,由公式(4)得到极限界面状态下最大相对位移为 1.194、0.747、1.098 和 0.582 mm。取方差为 0.05,进行蒙特卡洛模拟,得到具有 95% 可靠度的相对位移为 1.087、0.652、0.993、0.487 mm,因此设置上导向槽最小间隙 0.7 mm,下导向槽间隙 1.1 mm。1 号和 2 号导向轴相对位移的分布如图 9 所示,可以看出:拟合曲线表现为正偏态分布,分布下限对应理想界面状态,上限对应极限界面状态。



(a) 1号导向轴

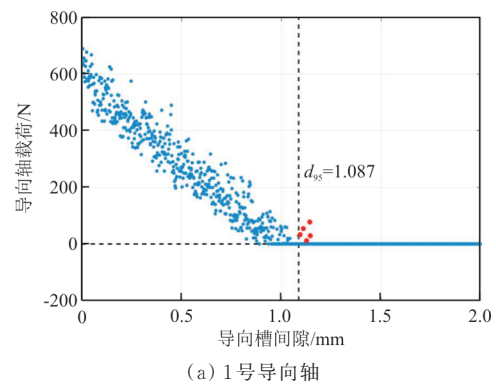


(b) 2号导向轴

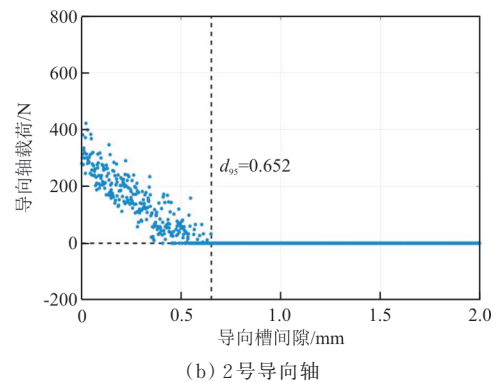
图 9 导向轴相对位移分布

Fig. 9 Guide shaft displacement distribution

从导向轴受载验证上述设定的最小间隙,规定导向槽间隙在 0~2 mm 内服从均匀分布,进行蒙特卡洛模拟,得到散点图(如图 10 所示),横坐标为导向槽间隙,纵坐标为对应的导向轴载荷。可以看出:下导向轴受载的最大间隙为 1.145 mm,仅有少量受载点落在 95% 可靠度间隙 1.087 mm 右侧;上导向轴受载的最大间隙为 0.649 mm,小于 95% 可靠度间隙 0.652 mm,这是由于在导向轴位移大于 0.652 mm 的止动块间隙组合中,系统随机得到的导向槽间隙刚好大于导向轴位移。本文确定的 95% 可靠度的导向槽间隙下限已反馈给某型飞机设计师,并以此为依据对原有设计值进行修正。



(a) 1号导向轴



(b) 2号导向轴

图 10 导向轴载荷—间隙散点图

Fig. 10 Scatter plot of guide shaft load

4 结 论

1) 截断正态分布和均匀分布可以描述界面零件间隙的随机性。

2) 理想界面状态可以作为界面间隙的设计基准。

3) 具有 95% 可靠度的界面间隙状态介于理想界面状态值和极限界面状态值之间,可以作为间隙设计值。本文提出的舱门界面设计方法最终

得到具有 95% 可靠度的界面间隙设计值, 可为舱门界面间隙设计提供理论依据。

参考文献

- [1] 姚雄华, 邓军锋, 冯蕴雯. 运输类飞机舱门设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017: 68-70.
YAO Xionghua, DENG Junfeng, FENG Yunwen. The doors design of transport airplane[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017: 68-70. (in Chinese)
- [2] LIU Hongfen. A structural design comparison of metallic and composite aircraft pressure retaining doors[D]. Cranfield: Cranfield University, 2012.
- [3] 张文斌. 增压舱门止动接头强度分析方法[J]. 中国科技信息, 2016(8): 43-44.
ZHANG Wenbin. Strength analysis method of stop joint of pressurized door[J]. China Science and Technology Information, 2016(8): 43-44. (in Chinese)
- [4] 丛家勇, 梁东明. 基于 CATIA 的直角型挡块优化设计[J]. 机械设计, 2016, 33(s1): 389-392.
CONG Jiayong, LIANG Dongming. Optimum design for right-angled stops based on CATIA[J]. Journal of Machine Design, 2016, 33(s1): 389-392. (in Chinese)
- [5] 郑维娟. 民用飞机舱门挡块载荷研究[J]. 飞机设计, 2017, 37(4): 62-64.
ZHENG Weijuan. Stop fitting load study of commercial aircraft door[J]. Aircraft Design, 2017, 37(4): 62-64. (in Chinese)
- [6] BREDEMEIER K, KNIJNENBURG T, MAIL M. System for detecting an overpressure in the interior of an aircraft: US20190054995A1[P]. 2019-02-21.
- [7] 张秀丽, 赵小龙. 民用飞机舱门挡块设计及公差分析[J]. 飞机设计, 2019, 39(5): 69-72.
ZHANG Xiuli, ZHAO Xiaolong. Design and tolerance analysis for door stops of civil aircraft[J]. Aircraft Design, 2019, 39(5): 69-72. (in Chinese)
- [8] 何薇. 民机应急门口框上导向槽的设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(1): 72-75.
HE Wei. Design of roller guide on emergency door surround structure for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2015(1): 72-75. (in Chinese)
- [9] 陈明松. 民用飞机舱门导向槽优化设计分析[J]. 科学与信息化, 2022(4): 118-120.
CHEN Mingsong. Optimal design and analysis of guide groove for civil aircraft door[J]. Technology and Information, 2022(4): 118-120. (in Chinese)
- [10] 袁修起. 民用飞机舱门导向槽优化设计[J]. 科技视界, 2016(11): 278.
YUAN Xiuqi. Optimal design of guide groove for civil aircraft door[J]. Science & Technology Vision, 2016(11): 278. (in Chinese)
- [11] 章仕彪, 蔡庆荣. 线性间隙处理技术在工程中的应用[J]. 民用飞机设计与研究, 2006(3): 6-9.
ZHANG Shibiao, CAI Qingrong. Application of liner gap technique in engineering[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2006(3): 6-9. (in Chinese)
- [12] 杨柳明, 张少雄, 许允. 独立舱式沥青船强度直接计算中线性间隙单元的应用[J]. 船海工程, 2019, 48(4): 47-54.
YANG Liuming, ZHANG Shaoxiong, XU Yun. Application of linear gap element to direct strength analysis of asphalt carriers with independent tank[J]. Ship & Ocean Engineering, 2019, 48(4): 47-54. (in Chinese)
- [13] MSC Nastran. Linear static analysis user's guide (Chapter 17): linear contact[M]. USA: Nastran, 2012: 618-627.
- [14] 黄勇, 李三平. 民用飞机结构强度设计中的全机精细有限元分析技术及其应用[J]. 计算机辅助工程, 2018, 27(3): 35-38.
HUANG Yong, LI Sanping. Global detailed finite element analysis technique and its application in structural strength design of civil aircraft[J]. Computer Aided Engineering, 2018, 27(3): 35-38. (in Chinese)
- [15] SUN Li, WANG Deyu. A new rational-based optimal design strategy of ship structure based on multi-level analysis and super-element modeling method[J]. Journal of Marine Science and Application, 2011, 10(3): 272-280.
- [16] 魏腾飞, 吕昊. 超单元在民用飞机全机内力计算中的应用研究[J]. 机械设计与制造工程, 2021, 50(5): 75-78.
WEI Tengfei, LYU Hao. Application of super element in internal load analysis of civil aircraft[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(5): 75-78. (in Chinese)

作者简介:

吕雄飞(1989—),男,博士,工程师。主要研究方向:民用飞机舱门结构强度。

张文斌(1989—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机舱门结构强度。

袁强飞(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机舱门结构强度。

(编辑:马文静)