

某大型涡桨飞机副翼振动与控制研究

杨仕福, 周立胜, 杨荣, 李俊龙

(中航通飞华南飞机工业有限公司, 广东 珠海 519040)

摘要: 根据适航规章要求, 研究了飞机操纵面振动设计要求和方法, 论述了飞机操纵面作动器动刚度和自由间隙极限环振荡计算方法。针对某大型涡桨飞机在试飞中发现的副翼振动问题, 论述了副翼异常振动产生的原因, 建立了结构动力学有限元模型, 开展副翼操纵刚度、阻尼变参的频率响应分析, 研究副翼的振动特性。提出了副翼助力器活塞打孔增加阻尼的临时改进方法, 及根据操纵面振动设计、自由间隙控制要求的副翼结构和系统优化方法。副翼改进设计后, 试飞数据分析表明, 副翼的振动响应幅值降幅明显, 振动收敛性较好, 保障了型号试飞的继续开展。

关键词: 受迫振动; 操纵系统; 频率响应; 旋转频率; 飞行试验; 动刚度

中图分类号: V225 **文献标志码:** A **文章编号:** 1672-9242(2024)09-0019-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.09.003

Aileron Vibration and Control of a Large Turboprop Aircraft

YANG Shifu, ZHOU Lisheng, YANG Rong, LI Junlong

(AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Guangdong Zhuhai 519040, China)

ABSTRACT: According to airworthiness regulations, the design requirements and methods of aircraft control surface vibration were studied. The calculation methods of actuator dynamic stiffness and free clearance limit cycle oscillation of aircraft control surface were discussed. Aiming at the aileron vibration problem found in flight test of a large turboprop aircraft, the causes of the abnormal aileron vibration were expounded, and the finite element model of structural dynamics was established to carry out the frequency response analysis of aileron control stiffness and damping with variable parameters and study the vibration characteristics of aileron. Then, a temporary method to improve the damping of aileron booster piston by punching holes and a method to optimize aileron structure and system according to the requirements of control surface vibration design and free clearance control were proposed. After the improved design of aileron, the analysis of test flight data showed that the vibration response amplitude of aileron decreased obviously and the vibration convergence was good, guaranteeing the continued development of the flight test.

KEY WORDS: forced vibration; control system; frequency response; rotation frequency; flight test; dynamic stiffness

大型民用涡桨飞机, 应满足中国民用航空规章第25部的振动设计要求^[1], 振动设计相关条款有

§25.251(a)(b)、§25.305(e)和§25.305(f)。振动设计要求飞机在飞行包线内不能出现有害的过度振动, 且在

收稿日期: 2024-08-09; 修订日期: 2024-08-21

Received: 2024-08-09; Revised: 2024-08-21

基金项目: 工信部民机预研课题 (HN-2024-KJ-06004)

Fund: Civil Aircraft Pre-research Project of MIIT(HN-2024-KJ-06004)

引文格式: 杨仕福, 周立胜, 杨荣, 等. 某大型涡桨飞机副翼振动与控制研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(9): 19-25.

YANG Shifu, ZHOU Lisheng, YANG Rong, et al. Aileron Vibration and Control of a Large Turboprop Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(9): 19-25.

故障情况下飞机仍能承受一定的振动^[2-3]。

国内外关于飞机操纵面振动相关问题开展了广泛研究,对于一般受迫振动问题,可根据朱石坚、胡海岩等论述的振动隔振原理^[4-5],解决操纵面结构与操纵系统的频率耦合共振问题。对于操纵面自由间隙、气动载荷引起的振动问题,俱利锋等^[6]、刘超峰等^[7]、Tang等^[8]分析了在飞行过程中受气动载荷激励作用引起的极限环振荡(LCO)。对于发动机复杂系统的振动隔振问题,陈永辉等^[9]研究了翼吊式发动机安装系统隔振设计问题。当试飞过程中发现操纵面有异常振动问题时,应通过试飞数据分析,确定异常振动的原因,分析振动的所属类型(瞬态振动、随机振动或持续等幅振动等)和振动的频率等^[5]。

操纵面防振动设计,可参考操纵面防颤振设计思路,并对操纵面LCO及振动隔振问题进行综合考虑。在飞机方案设计阶段,为避免操纵面在飞行中出现过度振动,必须通过计算分析,提出操纵面防共振作动器动刚度设计、操纵面自由间隙设计的要求^[10-11]。飞机总装后,在首飞前,应通过全机地面共振试验(GVT)评估操纵面固有旋转频率是否满足振动设计要求,通过操纵面自由间隙测量,评估操纵面的自由间隙值是否满足LCO设计要求^[12-13]。根据试验结果修正理论分析模型,评估飞机操纵面的振动特性。

由于操纵面连接方式复杂、间隙控制困难、作动器液压源压力小等原因,操纵面振动设计常难以完全满足振动设计要求,为日后飞机飞行中出现操纵面异常振动埋下了隐患^[14-15]。虽然国内外有较多关于操纵面防振动的研究,但主要是研究结构、气动等非线性动力学和复杂发动机系统隔振等问题,鲜有结合工程应用经验进行系统的防振动设计论述。本文在前人研究基础上,借鉴操纵面防颤振设计思路和振动控制理论,提出了飞机操纵面动刚度指标、LCO评估、自由间隙控制等防振动设计要求和办法。根据某大型涡桨飞机在研发试飞过程中出现的副翼异常振动问题,分析了副翼的振动特性及引起副翼振动的原因,通过动力学有限元模型研究副翼的振动特性。根据本文论述的振动设计要求和办法,提出了减缓副翼振动幅值的临时措施及结构和系统优化的最终解决方案,为飞机后续的研发试飞提供技术支持。

1 操纵面振动设计

1.1 作动器动刚度设计指标

飞机方案设计阶段,在振源分析基础上,参考操纵面防颤振设计方法,根据振动隔振要求确定操纵面系统设计参数。根据操纵面连接结构形式,以及作动器动刚度与操纵面固有旋转频率之间的关系,确定作动器振动设计的动刚度设计指标^[16-17]。操纵面总刚度 K 计算公式如式(1)所示,作动器动刚度 K_{PCU} 计算

公式如式(2)所示^[10]。

$$K = \left(\frac{2\pi f}{b} \right)^2 J \quad (1)$$

$$\frac{1}{K} = \frac{1}{K_R} + \frac{1}{K_L} + \frac{1}{K_{PCU}} \quad (2)$$

式中: f 为操纵面固有旋转频率; b 为摇臂有效长度; J 为转动惯量; K_R 为支持刚度; K_L 为连接刚度。支持刚度 K_R 和连接刚度 K_L 均可根据静强度计算确定。应先根据隔振要求,确定操纵面固有旋转频率 f 的范围,进而根据式(1)和(2)提出操纵面作动器动刚度指标。

1.2 操纵面自由间隙设计要求

操纵面自由间隙是指包含轴承间隙和作动器系统间隙在内的总操纵面间隙。操纵面间隙过大有可能引起LCO问题,操纵面间隙一般不会导致飞机结构在很短时间内破坏解体,但会影响乘机的舒适性,长期会磨损机械系统,从而造成飞行安全隐患。

在假定条件下(不同的间隙大小),当飞行速度小于临界速度(颤振速度)时,振幅收敛、飞机稳定;当飞行速度等于临界速度时,操纵面等幅振动;当飞行速度大于临界速度时,振动幅值增大,操纵面的振动程度加大^[18-19]。

操纵面存在间隙并发生LCO时,对应操纵面旋转频率 f ,则在给定的偏度 d 下,操纵面后缘振动加速度 G 由公式(3)确定。

$$G = (2pf)^2 dLp / (180g) \quad (3)$$

式中: G 为操纵面后缘振动加速度, g ; f 为操纵面旋转频率,等于颤振频率,Hz; d 为操纵面偏度,(°); L 为操纵面弦长,m。

利用颤振法分析LCO时,操纵面的旋转频率由描述函数法采用当量集中间隙代替真实结构间隙,是一种处理间隙类结构非线性的常用方法,其总体思路是按式(4)给出计及间隙效应后操纵面的等效操纵刚度 K_1 :

$$K_1 = \delta K \quad (4)$$

式中: K 为假定不存在间隙时的系统物理刚度; δ 为计及间隙后的等效操纵刚度系数。以 s 表示操纵面自由间隙值的1/2, d 表示系统受载荷作用引起的系统位移, δ 可按下面不同情况进行确定:当 $d \leq s$ 时, $\delta=0$;当 $d > s$ 时, $\delta=[\pi - 2t - \sin(2t)]/\pi$, $t=\sin^{-1}(s/d)$ 。

通过给定 s 和 d ,可计算得到计及间隙效应后各操纵面的等效操纵刚度系数,按此等效操纵刚度系数修正计算模型进行颤振计算,得到颤振速度^[20-21],即操纵面的临界振动速度。当飞行速度小于临界振动速度时,振动收敛无须考虑操纵面的LCO问题,当飞行速度大于临界振动速度时,根据式(3)评估操纵面的振动响应。鉴于过去成功应用的实践^[2],操纵面自由间隙不超过0.13°时,无需考虑LCO问题。

2 某型飞机副翼振动问题

某大型涡桨飞机在水上试飞试验(如图 1 所示)时,通过飞行振动数据分析,发现飞机在起降、高速滑行过程中快速往复操纵副翼时,副翼的振动幅值较大,且存在持续振动现象,干扰了飞行员对飞机的操控。航后对副翼悬挂、操纵连接件进行了检查,无异常。操纵杆力、操纵面旋转力矩均在设计范围内。



图 1 飞机滑行起飞
Fig.1 Plane taxiing to take off

飞机在起飞过程中,在快速往复操纵副翼时,副翼后缘的振动响应情况如图 2 所示。由图 2 可知,副翼后缘的振幅达到了 8.04g,且振动持续时间较长(>3 s)。如不对副翼进行改进,不仅干扰飞机的操纵,影响飞行安全,而且持续的大幅值振动衍生的疲劳问题,对副翼结构件的损伤亦不容忽视。

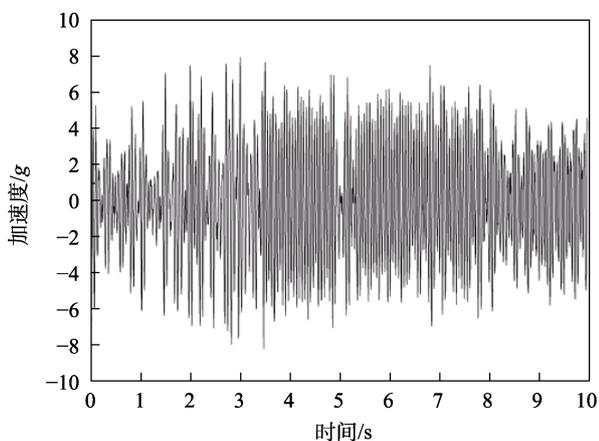


图 2 副翼振动响应时间历程
Fig.2 Time history of aileron vibration response

该大型涡桨飞机单边副翼分为外副翼和内副翼,内、外副翼同向且同角度偏转,固有旋转频率分别为 14 Hz 和 20 Hz。试飞振动数据的频谱分析(如图 3 所示)显示,副翼的主要振动频率与发动机在额定功率下螺旋桨轴的转动频率(18 Hz)一致,与副翼的固有旋转频率相近。初步认为副翼固有旋转频率与螺旋桨轴振动频率产生了耦合^[22]。飞机飞行过程中,在操纵或流场扰动下,由共振原理,副翼容易产生大幅值的异常振动。

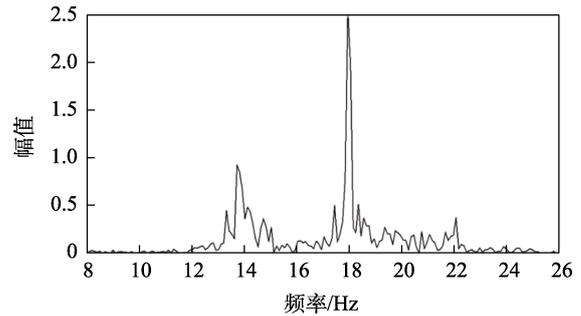


图 3 副翼振动频谱分析
Fig.3 Analysis of aileron vibration spectrum

3 副翼振动原理分析

飞机机翼为单块式、大展弦比上单翼,中央翼和外翼各吊挂一台涡轮螺旋桨发动机,如图 4 所示。外翼下方设有稳定浮筒。根据机翼的布局形式,副翼与发动机在频率相近的情况下,极易受到发动机振动谐振的影响,应对发动机工作原理进行详细研究,避免与相关结构发生共振^[23-24]。

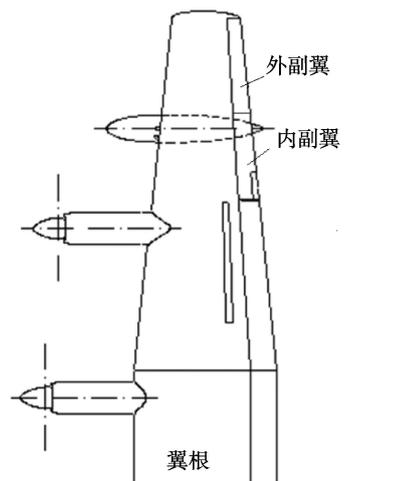


图 4 某涡桨飞机机翼布局
Fig.4 Wing layout of a turboprop aircraft

发动机为固定涡轮式单转子涡桨发动机,主要由减速器系统、动力系统和保证发动机正常工作的附件组成,如图 5 所示。螺旋桨系统用于将发动机输出的轴功率转化为拉力,根据发动机输出功率的大小自动实现变距,利用顺桨系统确保飞机的飞行安全。

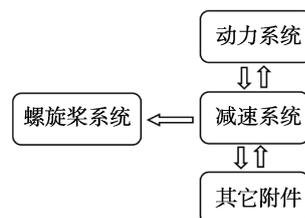


图 5 发动机螺旋桨系统组成
Fig.5 Composition of engine propeller system

动力系统中,发动机转子为定常转速,减速器系统亦为定常传动关系,螺旋桨系统根据发动机输出功率的大小自动实现变距,拉动飞机向前飞行(或滑行)。螺旋桨载荷主要为气动力及陀螺力矩,均可视为等周期载荷,如图6所示。

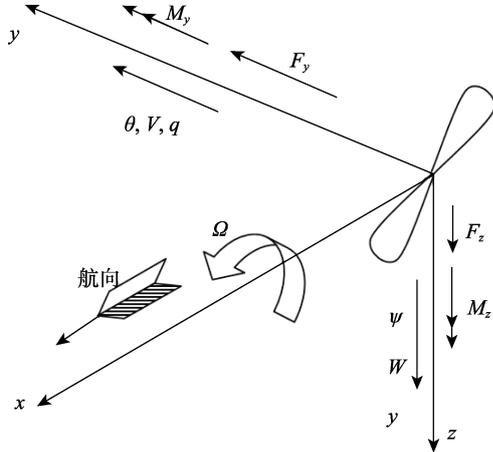


图6 螺旋桨载荷
Fig.6 Propeller load

螺旋桨与发动机中的转子结构的陀螺力矩计算公式为:

$$M = I_x \Omega \dot{\psi} \tag{5}$$

$$N = -I_x \Omega \dot{\theta} \tag{6}$$

$$I_x = I_p + N_r I_r \tag{7}$$

式中: M 为偏航力矩; N 为俯仰力矩; I_p 为螺旋桨惯性矩; I_r 为涡轮惯性矩; N_r 为涡轮与螺旋桨转速比。

振源分析: 1) 发动机转子的转速极高,排除了与副翼的固有频率耦合作用; 2) 经减速器后,螺旋桨轴的转动频率与副翼的固有旋转频率相近,可能存在共振问题; 3) 螺旋桨等周期转动,陀螺力矩和螺旋桨气动力对副翼有周期强迫激励作用。可将副翼的振动模型简化为图7所示的基础简谐受迫振动模型^[9]。将副翼以外飞机结构(含发动机)看作基座,副翼在基座简谐激励下发生受迫振动。

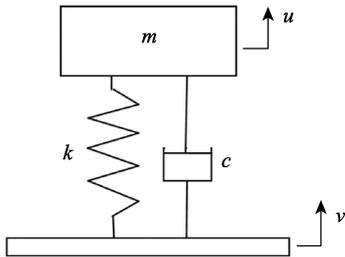


图7 基础激励受迫振动模型

Fig.7 Forced vibration model of foundation excitation

基于单自由度基础简谐激励下的受迫振动理论模型,参数 ζ 为系统的阻尼比,无量纲参数 $\lambda = \omega / \omega_n$ 为基座振动频率与系统固有频率比值,则振动幅值传

递率表达式为^[9]:

$$T_d = \frac{B_d}{v} = \sqrt{\frac{1 + (2\zeta\lambda)^2}{(1 - \lambda)^2 + (2\zeta\lambda)^2}} \tag{8}$$

传递率与阻尼比的关系如图8所示。分析图8可知,对于基础激励受迫振动系统,频率比越接近1,系统的振动响应幅值越大,阻尼比越大,振动响应越小。为完全消除这种耦合关系,副翼的固有旋转频率应在 $[\omega\sqrt{2}, \sqrt{2}\omega]$ 之外, ω 为螺旋桨轴旋转频率。对于该大型涡桨飞机副翼异常振动情况,在不改动结构设计情况下,增加副翼的旋转阻尼为有效方法之一。

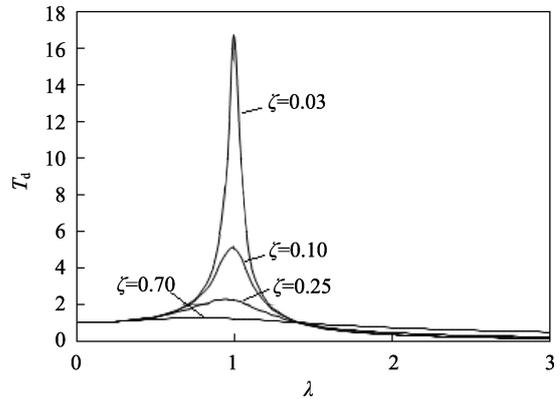


图8 振动幅值传递率与阻尼比的关系

Fig.8 Relation between amplitude transmissibility and damping ratio

4 副翼振动问题仿真分析

为研究副翼操纵系统的振动特性,建立了飞机右机翼结构动力学有限元模型,通过频率响应分析方法研究螺旋桨简谐激励下的副翼振动响应问题。机翼、副翼结构根据切面刚度数据简化为刚度等效的单梁模型,采用 CONM2 质量单元赋予模型质量特性,采用等刚度梁单元模拟发动机、浮筒、副翼与机翼的连接,采用弹簧元 CELAS2 模拟副翼的旋转刚度,如图9所示。根据 GVT 试验结果,修正右机翼结构动力学有限元模型。

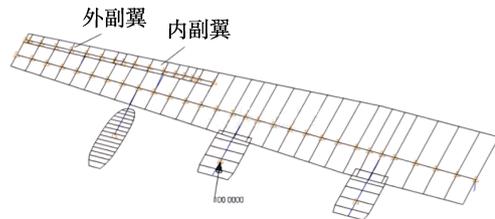


图9 副翼频响分析有限元模型

Fig.9 Finite element model of aileron frequency response analysis

频率响应分析时,在螺旋桨重心处施加 18 Hz 正弦激励载荷,研究副翼频率响应特性。根据工程经验,结构模型阻尼系数取 0.03,副翼旋转刚度与副翼振动

幅值的关系, 如图 10 所示。由图 10 可知, 增加和降低副翼的操纵面旋转刚度均能有效降低副翼的振动响应幅值, 降低旋转刚度对副翼的振动抑制效果更明显。这是由于发动机螺旋桨旋转频率位于内、外副翼固有旋转频率之间, 扫频激励更容易引起内副翼振动。

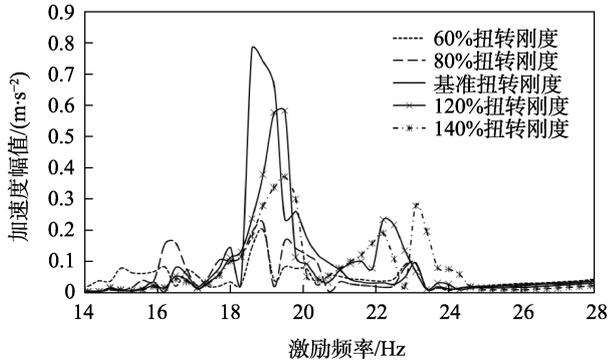


图 10 副翼旋转刚度与振幅关系
Fig.10 Relation between aileron rotation stiffness and amplitude

副翼旋转阻尼与副翼振动幅值的关系如图 11 所示, 副翼旋转阻尼 $g_1 > g_2 > g_3 > g_4$ 。由图 11 可知, 增加副翼旋转阻尼, 也能达到降低副翼振动响应幅值的目的^[25], 这对于所有振动系统都适用。

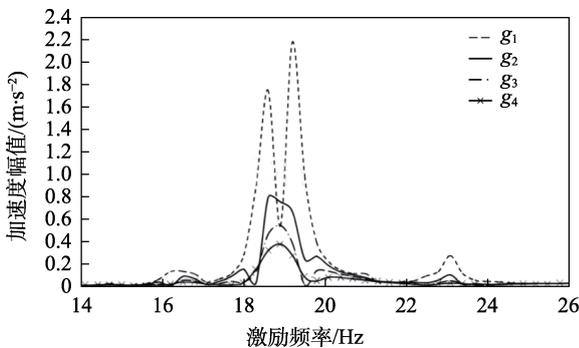


图 11 副翼旋转阻尼与振幅关系
Fig.11 Relation between aileron rotation damping and amplitude

5 副翼振动问题改进

5.1 改进方法

根据副翼操纵系统振动特性分析, 以及飞机科研试飞进度要求, 提出以下 2 种副翼结构和系统改进方案。

1) 临时措施。根据以上计算分析, 在兼顾飞机研发试飞进度要求基础上, 提出增加副翼旋转阻尼的方法来抑制副翼的异常振动。作动器内部结构如图 12 所示, 根据作动器工作原理, 提出在副翼作动器的活塞上打一导流孔来增大副翼的旋转阻尼。作动器

的阻尼增大, 副翼的旋转阻尼也相应增大。有限元仿真分析表明, 阻尼增大可有效抑制副翼的振动。但由于导流孔的存在, 作动器液压流量受到损失, 在增加副翼旋转阻尼的同时, 操纵面的操纵跟随性也会受到一定影响, 导流孔的孔径大小应通过液压专业评估论证后确定。

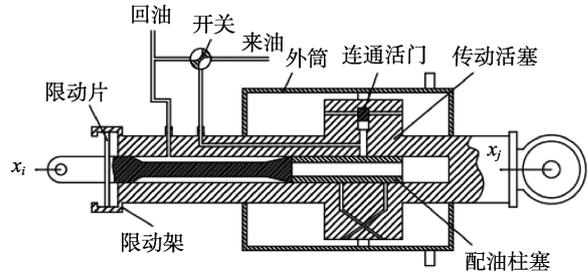


图 12 典型液压作动器内部结构
Fig.12 Internal structure of typical hydraulic actuator

2) 结构及系统优化设计。根据发动机振动隔振要求, 提出副翼的固有旋转频率范围。根据操纵面动刚度设计方法^[16-17], 即式 (1) 和式 (2), 确定摇臂有效长度 b 、转动惯量 J 、支持刚度 K_R 、连接刚度 K_L 和作动器刚度 K_{PCU} 设计要求。副翼的优化设计, 就是使得副翼的固有旋转频率和螺旋桨旋转频率相差 $\sqrt{2}$ 倍及以上, 避免与发动机系统发生共振, 彻底解决副翼的振动问题。

5.2 临时措施效果评估

采用副翼作动器活塞打孔方式增加作动器阻尼后, 开展了系列科研试飞试验, 通过试飞数据分析, 副翼作动器系统改进前和改进后的振动响应对比见表 1。

表 1 副翼振动响应分析
Tab.1 Analysis of aileron vibration response

统计飞行架次数	最大振幅/g	最小振幅/g	振荡持续时间/s	备注
32	8.59	-9.04	>3	改进前
31	6.53	-7.08	<1	打阻尼孔后

由此可见, 采取作动器活塞打阻尼孔方法改进副翼操纵系统阻尼后, 振动幅值有较大幅度的下降, 最大幅值下降了 21.68%。最主要的是, 副翼操纵激励后, 振荡持续时间由 3 s 以上降低到 1 s 以下, 振动特性得到了明显的改善。由图 13 副翼操纵响应曲线对比知, 副翼作动器活塞打阻尼孔方式在一定程度上改善了副翼的振动幅值过大和振动收敛性问题。

5.3 改进优化效果评估

为了彻底改进副翼振动响应过大的问题, 将原型

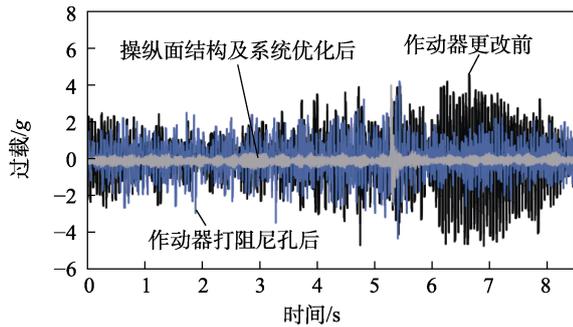


图 13 改进前后副翼操纵振动响应曲线对比
Fig.13 Comparison of vibration response curves of the ailerons before and after improvement

机内、外副翼合并为 1 片副翼,降低了结构设计复杂性。根据共振原理,提出将副翼固有旋转频率提高至 25 Hz 以上,大于 $\sqrt{2}$ 倍振源频率的隔振要求。根据操纵面振动设计的式(1)和式(2),确定副翼最小旋转频率为 25 Hz 后,优化了副翼的摇臂有效长度、转动惯量、支持刚度、连接刚度和作动器刚度等设计参数。副翼结构和系统优化后,通过了 GVT 试验验证,满足设计提出的频率设计要求。操纵面自由间隙测量结果小于 0.13° ,满足对操纵面自由间隙控制要求,操纵面无须分析 LCO 问题。由图 13 可知,副翼操纵后响应幅值迅速减小,不存在持续、幅值较大的振动。由此可见,副翼结构和系统改进优化后彻底解决了副翼的异常振动问题。

6 结语

本文论述了飞机操纵面振动设计要求和方法,针对某大型涡桨飞机在试飞过程中副翼异常振动问题,研究了导致副翼异常振动的原因。通过振动理论模型分析和有限元动力学模型仿真分析,提出了作动器活塞打孔增加阻尼的临时措施和副翼结构及系统优化设计方法。副翼操纵系统采用作动器活塞打孔法改进后,通过飞行数据对比分析表明,副翼振动响应幅值、收敛特性有一定改善,保障了飞机科研试飞的持续开展。副翼结构及系统改进优化设计后,通过副翼试飞操纵响应对比分析,副翼异常振动问题得到了彻底解决。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部[M]. 北京: 中国民用航空局, 2009.
Civil Aviation Administration of China. Part 25 of the Civil Aviation Regulations of China[M]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2009.
- [2] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993: 139-142.
GUAN D. The Manual of Aeroelastic Mechanics For Aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993: 139-142.
- [3] FAA. Aeroelastic Stability Substantiation of Transport Category Airplanes[R]. Washington: Federal Aviation Administration, 2014.
- [4] 朱石坚. 被动隔振[M]. 武汉: 海军工程大学, 2004.
ZHU S J. Passive Vibration Isolation[M]. Wuhan: Naval University of Engineering, 2004.
- [5] 胡海岩. 机械振动基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
HU H Y. Mechanical Vibration Foundation[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2005.
- [6] 俱利锋, 寇宝智. LCO—颤振试飞中一种典型非线性气弹现象探究[J]. 强度与环境, 2017, 44(3): 31-37.
JU L F, KOU B Z. LCO—Investigation to a Aeroelastic Phenomena of Representative Nonlinearity in Flight Test of Flutter[J]. Structure & Environment Engineering, 2017, 44(3): 31-37.
- [7] 刘超峰, 张赢, 杨智春. 间隙结构的非线性气动弹性方法和行为研究[J]. 上海航天, 2015, 32(4): 33-40.
LIU C F, ZHANG Y, YANG Z C. Nonlinear Aeroelastic Methods and Behavior of Structure with Clearances[J]. Aerospace Shanghai, 2015, 32(4): 33-40.
- [8] TANG D M, DOWELL E H. Aeroelastic Response Induced by Free Play, Part 1: Theory[J]. AIAA Journal, 2011, 49(11): 2532-2542.
- [9] 陈永辉, 王建军. 翼吊式发动机安装系统隔振设计技术研究[J]. 强度与环境, 2018, 45(3): 48-53.
CHEN Y H, WANG J J. Research on Vibration Isolation Design Technology for Underwing Engine Mount System[J]. Structure & Environment Engineering, 2018, 45(3): 48-53.
- [10] 程芳, 黄国宁, 郭润江. 操纵面操纵系统刚度设计研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(6): 30-33.
CHENG F, HUANG G N, GUO R J. Control System Stiffness Design and Analysis for Control Surface[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(6): 30-33.
- [11] 孙侠生. 民用飞机结构强度刚度设计与验证指南-第一册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
SUN X S. Guide for Design and Verification of Structural Strength and Stiffness of Civil Aircraft-Volume I[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012.
- [12] 李道春, 向锦武. 控制面间隙对非线性二元机翼气动弹性响应的影响[J]. 航空学报, 2009, 30(8): 1385-1391.
LI D C, XIANG J W. Effect of Control Surface Free-play on Nonlinear Aeroelastic Responses of an Airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(8): 1385-1391.
- [13] 陈立勇, 魏榕祥, 黄礼耀, 等. 不可逆操纵面防颤振设计研究[C]// 第十一届全国空气弹性学术交流会. 昆明: 中国空气动力学学会/中国力学学会, 2009.

- CHEN L Y, WEI R X, HUANG L Y, et al. Research on Anti-Flutter Design Of Irreversible Control Surface[C]// The 11th National Conference on Air Resilience. Kunming: Chinese Aerodynamic Society/Chinese Society of Mechanics, 2009.
- [14] 陈识, 李秋彦, 谭光辉. 飞机操纵面间隙非线性对颤振特性的影响[J]. 应用数学和力学, 2014, 35(S1): 90-94.
- CHEN S, LI Q Y, TAN G H. Influence of Nonlinear Clearance of Aircraft Control Surface on Flutter Characteristics[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2014, 35(S1): 90-94.
- [15] 杨智春, 田玮, 谷迎松, 等. 带集中非线性的机翼气动弹性问题研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2013-2044.
- YANG Z C, TIAN W, GU Y S, et al. Advance in the Study on Wing Aeroelasticity with Concentrated Nonlinearity[J]. ActaAeronautica et AstronauticaSinica, 2016, 37(7): 2013-2044.
- [16] 符芳涌. 民用液压舵机动刚度仿真与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(S1): 131-135.
- FU F Y. Simulation and Analysis of Hydraulic Actuator Dynamic Stiffness of Civil Aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2012(S1): 131-135.
- [17] LAYTON D, GAINES V. F-22 Actuator Dynamic Stiffness (Impedance) Testing[R]. AIAA-2007-1792, 2007.
- [18] 赵永辉, 胡海岩. 具有操纵面间隙非线性二维翼段的气动弹性分析[J]. 航空学报, 2003, 24(6): 521-525.
- ZHAO Y H, HU H Y. Aeroelastic Analysis of a Two-Dimensional Airfoil with Control Surface Free-play Nonlinearity[J]. ActaAeronautica et AstronauticaSinica, 2003, 24(6): 521-525.
- [19] 白刘月, 吴志刚, 杨超. 含间隙全动舵面的非线性颤振模式及被动抑制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(9): 2361-2371.
- BAI L Y, WU Z G, YANG C. Nonlinear Flutter Mode and Passive Suppression Method of Full-Moving Rudder Surface with Gaps[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(9): 2361-2371.
- [20] YANG N, WU Z G, YANG C. Structural Nonlinear Flutter Characteristics Analysis for an Actuator-Fin System with Dynamic Stiffness[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 590-599.
- [21] SHEN S F. An Approximate Analysis of Nonlinear Flutter Problems[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1959, 26(1): 25-32.
- [22] SHMYROW V F, TSUKANOV RU, RYZHENKO AI, et al. Airplant Power Plants Systems Designing[M]. Kharkiv: National Aerospace University, 2010.
- [23] TAYLOR E S, BROWNE K A. Vibration Isolation of Aircraft Power Plants[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1938, 6(2): 43-49.
- [24] William H P. Effect of Structural Flexibility on the Design of Vibration-Isolating Mounts for Aircraft Engines[K]. New York: NASA Technical Memorandum, 1984.
- [25] ASHRAFIUON H, NATARAJ C. Dynamic Analysis of Engine-Mount Systems[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1992, 114(1): 79-83.