

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.01.008

基于均值的副翼作动筒载荷事件划分方法

王博达¹ 曹 镜¹ 陆建国² 姚卫星^{1*}

(1. 南京航空航天大学航空学院飞行器系, 南京 210016;
2. 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 副翼是民用飞机重要操纵面之一, 主要功用是产生飞机滚转力矩, 用于改变飞机的航向。现代中大型飞机的操纵系统大都采用伺服作动器-操纵面装置, 当操纵面受到铰链力矩时作动器也相应受载。以民用飞机副翼作动筒为研究对象, 基于试飞实测数据与主操纵面作动筒载荷计算模型, 提出了一种基于均值的作动筒载荷事件划分方法。结果表明, 该方法效果理想, 较好地反映出了不同飞行事件之间载荷均值的差异。通过对 14 000 次飞行作动筒载荷历程进行雨流处理, 给出了相应的载荷谱及载荷幅值、均值分布直方图, 总结出相关分布规律。该疲劳载荷谱及相应的分布规律对工程实践中的寿命计算具有重要意义。

关键词: 副翼作动器; 飞行事件; 载荷谱; 分布规律

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

OSID:



0 引言

随着科技的发展以及航空航天技术的不断进步, 飞机的性能得到了显著的提高, 然而作用于操纵面的气动载荷和载荷频率也随之加剧, 操纵面的工作环境也更加复杂多变。现代中大型飞机的操纵系统为了适应这一变化, 几乎都采用伺服作动器-操纵面装置, 伺服作动器与操纵面形成了一个整体, 这样大大提高了操纵效率和稳定性。

目前操纵面的研究主要集中在气动弹性和疲劳载荷两个方面。在飞机进行跨音速飞行时, 由于操纵面与安定面之间的间隙, 操纵面上的气动力会与结构力耦合, 产生非线性颤振, 这种非线性气动弹性响应被称为极限环振荡问题。国内外学者通过数值模拟与风洞试验, 对操纵面的颤振特性、影响因素以及流动控制手段展开研究。Conner 等^[1]、TANG Deman 等^[2-3]在考虑了间隙的前提下构建了操纵面三维模型, 对操纵面的气动弹性特性展开了试验与理论研究, Vasconcellos 等^[4-5]将间隙对操纵

面非线性响应特性的影响进行阐述, 并总结了相关研究中的试验结果以及数值计算模型, CHEN Heng 等^[6]构建了操纵面的二元刚性模型, 在此基础上讨论了非线性气动弹性响应机理, Kholodar^[7-8]从时域和频域对操纵面非线性气动弹性特性开展研究, 杨智春等^[9]对该情况下的建模分析方法及机理与特性进行综述, WANG Xiangyu 等^[10]关于间隙对复杂机翼条件下的副翼非线性响应特性的影响进行进一步评估。

操纵面疲劳载荷问题研究主要集中在载荷测量与统计、载荷特性等方面。测量操纵面铰链力矩一般有三种方法: 一是试飞实测中, 通过电传操纵系统的液压助力器与操纵面发送的反馈信号计算求得操纵面的铰链力矩^[11]; 二是风洞实验时, 采用铰链力矩天平直接测量舵面铰链力矩值; 三是采用 CFD 软件, 数值模拟计算舵面铰链力矩的值。何发东^[12]提出将飞机舵偏角以及传力关键件的安装空间位置结合起来, 实测舵面的动态铰链力矩, 该方法比传统的插值法精度更高。黄宗波^[13]通过 CFD

* 通信作者: E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn

引用格式: 王博达, 曹镜, 陆建国, 等. 基于均值的副翼作动筒载荷事件划分方法[J]. 民用飞机设计与研究, 2023(1): 50-54.
WANG B D, CAO J, LU J G, et al. A method of dividing load events of aileron actuator cylinder based on mean value[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(1): 50-54 (in Chinese).

计算与风洞铰链力矩实验研究低速情况下的操纵面铰链力矩特性以及舵面间隙、来流风速、固定转捩带对铰链力矩的影响。

本文主要研究操纵面载荷谱的统计分析方法,以某型民用飞机副翼为研究对象,提出了飞行事件划分方法,对操纵面作动筒载荷进行均值和幅值统计分析,获得载荷累计频次曲线,可作为操纵面的疲劳性能评估和试验的载荷谱。

1 副翼飞行事件划分原理

1.1 副翼载荷特点

飞机在空中飞行时,有六个自由度,通过操纵面改变飞机的轨迹和姿态。飞机副翼的主要功用是产生飞机滚转力矩,用于改变飞机的航向。图 1 为某型号客机的副翼布置示意图以及相应的副翼-作动器结构图,通过作动器的行程改变副翼的角度。

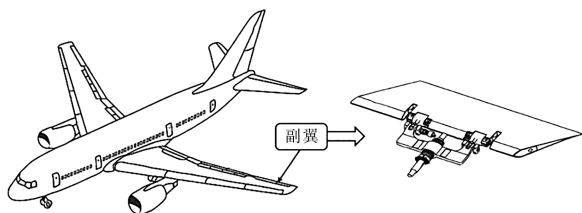


图 1 飞机副翼分布及舵面结构图

副翼载荷可采用铰链力矩表征。铰链力矩的主要影响因素为舵面偏角、马赫数、海拔高度、迎角、舵面尺寸等,舵面偏角既影响铰链力矩的大小也决定了其正负,其他因素则主要影响力矩的大小。

某型民用飞机数据统计显示,在任务剖面中,飞机在起飞、进场、着陆阶段副翼主要以 5° 为基准进行偏转,而在其余阶段则基本在 $0^\circ \sim 1^\circ$ 内波动,这说明:飞行中副翼作动器基本处于压缩状态,在起飞、爬升阶段由于马赫数的增加铰链力矩逐渐增大;在巡航阶段,由于少量机动动作产生的高度与马赫数的变化,其铰链力矩与作动筒载荷的均值随之产生小幅度的变化;在下降、着陆阶段由于马赫数的减少与高度的降低,铰链力矩逐渐减小。

1.2 飞行事件划分原理

对于作动筒载荷谱中的任意一组载荷峰值 $x_{p,i}$ 和谷值 $x_{v,i}$,与其峰谷值一一对应,可以求出其均值

$x_{m,i}$ 。均值可以看作关于序数 i 的函数:

$$x_m = x_m(i) = ai + b \quad (1)$$

根据图 2 所示,若 $a=0$,则作动筒处于稳定载荷状态,认为其飞行事件并未发生改变;若 $a \neq 0$,则飞行器处于非稳定载荷状态,飞行事件发生改变,因此可以根据 a 对作动筒载荷进行飞行事件划分。通过计算载荷均值在一定时间段内的期望,并对其进行拟合得到该时间段所对应的 $\bar{a}$,设置阈值 a_0 ,将小于此阈值的看作处于稳定状态,以此判断该时间段是否发生飞行事件的转变。

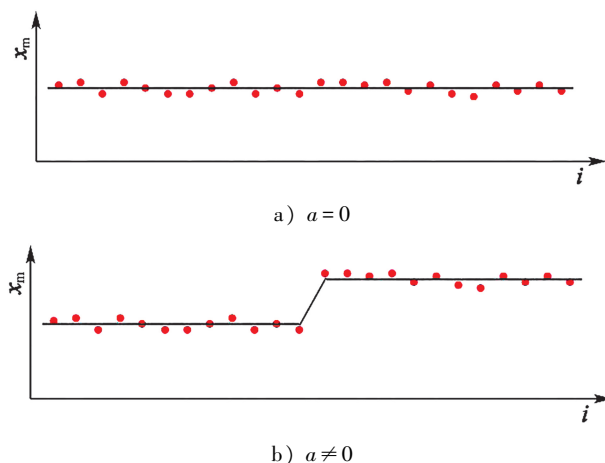


图 2 载荷均值随序数变化示意图

2 某航线飞机副翼载荷处理

2.1 飞行记录数据与任务段划分

根据某型飞机实测数据,将一次飞行分为停机、起飞滑跑、起飞、起飞二阶段、平飞增速、爬升、巡航、下降、进近、最终进近、降落、着陆滑跑共 12 个任务段。

图 3 为数据中一次飞行的副翼作动器载荷时间历程,由图 3 可以看出:作动器载荷历程的基本趋势为从 0 经过起飞爬升增大至巡航阶段均值,再由下降进场阶段减小为 0;一次飞行中持续时间最长的阶段为巡航阶段,其载荷均值约为 -40 kN,最大变程 10 kN 左右,伴随着许多小幅载荷;载荷变程的最大值出现于进近阶段,约为 -30 kN,该阶段均值 -20 kN 左右,载荷变化非常密集且剧烈。

2.2 飞行事件划分

针对图 3 中的作动筒载荷历程数据,绘制出的 a 变化曲线如图 4 所示。以其中最大的 a 的绝对值 $|a|_{\max}$ 的 25% 作为阈值进行滤波,将满足 $a < 25\% |a|_{\max}$ 的 a 视

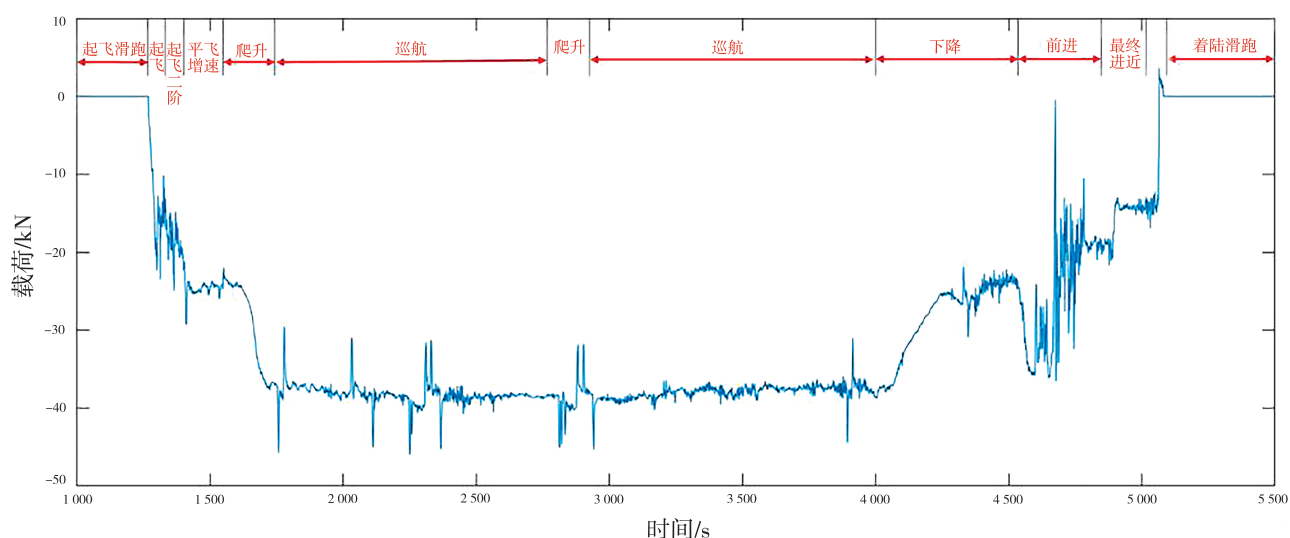
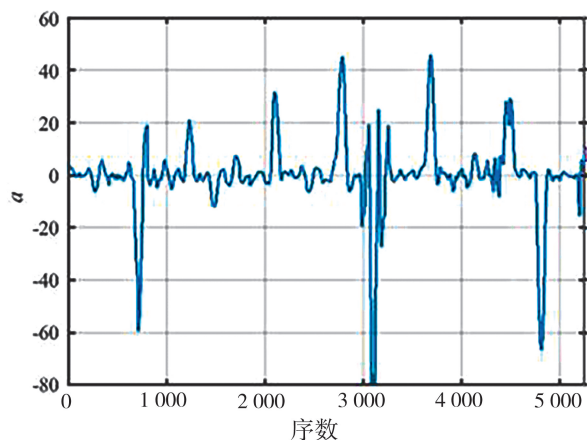
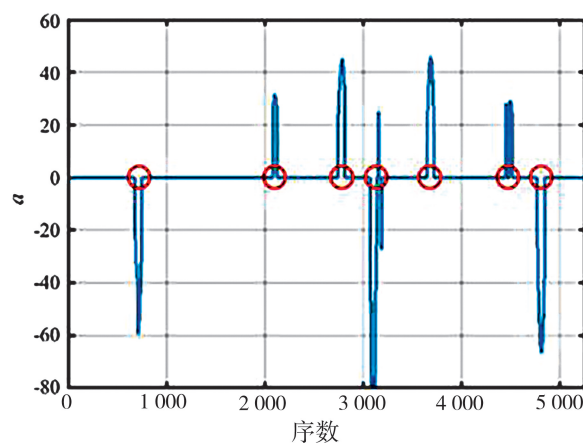


图3 某型飞机一次飞行的副翼作动器载荷历程图

为0,经过此处理后的 a 变化曲线如图5所示,可以很明显地将 $a=0$ 的载荷均值稳定段与 $a \neq 0$ 的飞行事件变化段区分开来,图中可以看出有七处飞行事件变化区。

图4 a 变化曲线图5 处理后的 a 变化曲线

将图5中的飞行事件变化段与载荷均值稳定段投射在图3的载荷历程巡航段上,即可得到图6中经过飞行事件划分的载荷历程。将均值相近的飞行事件进一步合并后,共划分出8个飞行事件,划分结果基本符合均值的变化。可以看出基于均值的副翼作动器载荷的事件划分方法效果理想,较好地反映出了不同飞行事件之间载荷均值的差异。

2.3 作动筒载荷雨流结果分析

选取该民用飞机的多次实测数据进行副翼作动筒载荷历程的雨流处理,图7为副翼的作动器载

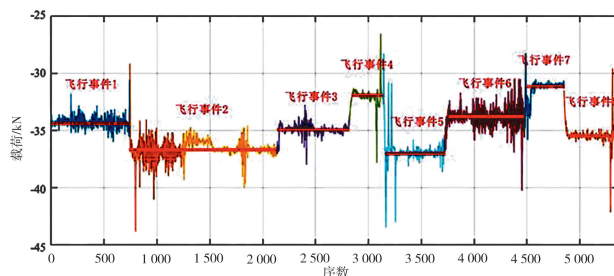


图6 巡航阶段划分后的载荷曲线

荷历程的雨流载荷谱与载荷阶梯曲线:对应载荷级90%、70%、20%、2%,不同载荷层级对应的循环数总结见表1。

副翼的载荷峰谷极值 P_{pmax} , P_{vmax} 分别为1 700 kN与-600 kN左右,总循环频次约为30 000 000次。由

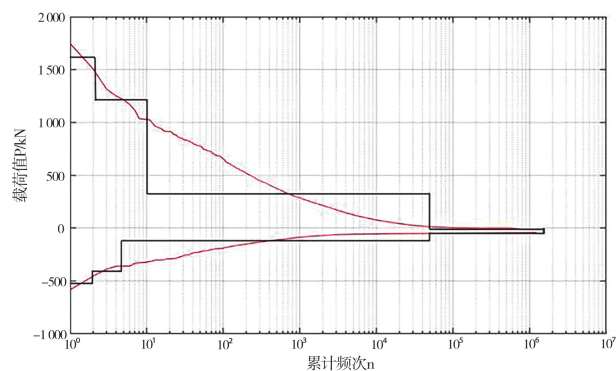


图 7 副翼雨流载荷谱

表 1 载荷级及循环数表

序号	峰值载荷/%	峰值循环数/个	谷值循环数/个
1	90%	1.65	1.38
2	70%	4.97	2.69
3	20%	706	297
4	2%	98 800	1 120 000

表 1 可以看出大于最大值 2% 的载荷,其累积频次在总频次中占比仅 3%,小幅值载荷占据了总循环频次的 97%。

将雨流循环中最大幅值记为 $(P_a)_{\max} = 8.051\ 4 \times 10^2$ kN,为了减少幅值过小的循环对总分布的影响,对幅值满足 $P_a < 5\% (P_a)_{\max}$ 条件的循环进行滤波处理。滤波后剩余 9 716 循环,其雨流幅值、均值频次直方图如图 8 所示,其中载荷幅值主要集中于 0 kN~300 kN 这一区间,载荷均值则集中分布于 -100 kN~200 kN 这个区间,且雨流幅值的分布基本符合 Weibull 分布。

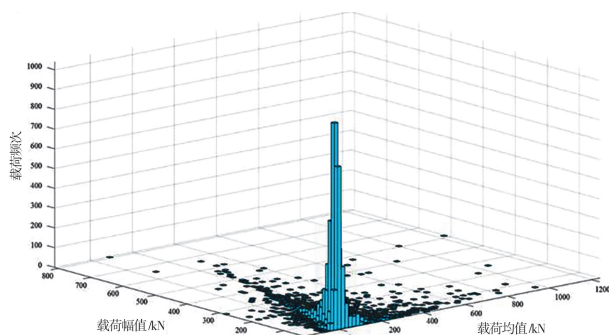


图 8 副翼雨流幅值、均值直方图

3 结论

本文在某民用飞机实测数据的基础上,对副翼

各任务段的载荷规律进行了总结与比较,采用基于均值的事件划分方法对副翼作动器载荷历程进行飞行事件的划分,并对雨流后的载荷数据进行了统计分析。研究结果如下:

1) 本文提出了基于均值的副翼作动筒载荷事件划分方法,并对一次飞行里程的载荷历程进行实例划分,可以认为该方法的划分效果理想,较好地反映出了不同飞行事件之间载荷均值的差异;

2) 本文对多次载荷历程数据进行雨流处理,给出了相应的载荷谱及载荷幅值、均值分布直方图,其结果对工程实践中的寿命计算具有重要意义。

基于载荷均值的副翼作动器载荷事件划分方法,为主操纵面作动筒载荷谱的建模、编制和预测提供了新的方案;对载荷历程的雨流幅值、均值的分布规律总结,对主操纵面结构作动筒及其相关部件的疲劳寿命预测、载荷谱编制具有重要意义。

参考文献:

- [1] CONNER M D, TANG D M, DOWELL E H. Nonlinear behavior of a typical airfoil section with control surface freeplay: a numerical and experimental study[J]. Journal of Fluids and Structures, 1997, 11(1): 89-109.
- [2] TANG D M, DOWELL E H. Aeroelastic response induced by free play, Part 1: theory[J]. AIAA Journal, 2011, 49(11): 2532-2542.
- [3] TANG D M, DOWELL E H. Experimental aeroelastic models design and wind tunnel testing for correlation with new theory[J]. Aerospace, 2016, 3(2): 25.
- [4] VASCONCELLOS R M G, ABDELKEFI A, HAJJ M R, et al. Airfoil control surface discontinuous nonlinearity experimental assessment and numerical model validation [J]. Journal of Vibration and Control, 2016, 22(6): 1633-1644.
- [5] VASCONCELLOS R M G, ABDELKEFI A, MARQUES F D, et al. Characterization of grazing bifurcation in airfoils with control surface free play nonlinearity[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Structural Dynamics, EURO-DYN 2014. [S.l.: s.n.], 2014: 3161-3166.
- [6] CHEN H, MEDINA C, LEE Y S, et al. Suppression of aeroelastic instabilities due to freeplay nonlinearity [C]. ASME 2013 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, August 4-7, 2013, Portland, Oregon, USA. New York: Amer Soc Mechanical Engi-

- neers, 2014.
- [7] KHOLODAR D B. Nature of freeplay-induced aeroelastic oscillations[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(2): 571-583.
- [8] KHOLODAR D B. Aircraft control surface and store freeplay-induced vibrations in aeroelastic stability envelope [J] . *Journal of Aircraft*, 2016, 53 (5): 1538-1548.
- [9] 杨智春, 田玮, 谷迎松, 等. 带集中非线性机翼气动弹性问题研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(7): 2013-2044.
- [10] WANG X Y, WU Z G, YANG C, et al. Substructure-based analysis of flutter for a wing-flap system with free play [C] . 2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee. [S. l. : s. n.], 2018: 1-29.
- [11] 周蜜. A320 飞机电传操纵系统概述[J]. *中国科技信息*, 2016(12): 34-35; 17.
- [12] 何发东. 飞机舵面铰链力矩飞行实测技术研究[J]. *科学技术与工程*, 2011, 11(31): 7835-7838.
- [13] 黄宗波. 舵面铰链力矩低速特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.

作者简介

王博达 男, 硕士。主要研究方向: 飞机环境载荷与载荷谱。

E-mail: wbdnuaa@163.com

曹 镜 男, 博士。主要研究方向: 飞机环境载荷与载荷谱。

E-mail: caojing@nuaa.edu.cn

陆建国 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 结构强度设计。

E-mail: lujianguo@comac.cc

姚卫星 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构

疲劳寿命分析。E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn

A method of dividing load events of aileron actuator cylinder based on mean value

WANG Boda¹ CAO Jing¹ LU Jianguo² YAO Weixing^{1*}

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: Aileron is one of the important control surfaces of civil aircraft. Its main function is to generate aircraft roll moment and change the course of aircraft. The control system of modern medium and large aircraft mostly adopts servo actuator-control surface device. When the control surface is subjected to hinge torque, the actuator is also loaded accordingly. Taking the aileron actuator of civil aircraft as the research object, based on the test flight data and the load calculation model of the actuator on the main control surface, a method for dividing actuator load events based on mean value was proposed. The results show that the event partition method is effective and reflects the difference of load mean between different flight events. Through rain flow treatment on the load history of 14 000 flight actuators, the corresponding load spectrum, load amplitude and mean distribution histogram were given, and the relevant distribution rules were summarized. The fatigue load spectrum and its corresponding distribution law are of great significance to the life calculation in engineering practice.

Keywords: aileron actuator; flight events; load spectrum; load distribution

* Corresponding author. E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn