

文章编号: 1674-8190(2022)02-045-06

复杂结构飞行器的飞行载荷建模方法研究

陈致名, 唐宁, 范华飞

(中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

摘要: 复杂结构飞行器的传统飞行载荷建模方法存在误差大、效率低的问题。考虑电桥指标及载荷方程指标对载荷模型的综合影响, 提出一种飞行载荷改进建模方法, 以多梁多墙结构为例, 基于某型机机翼地面载荷校准试验数据建立载荷模型, 将改进方法与传统方法计算的弯矩及剪力进行对比, 结合试飞数据对改进方法所得模型进行验证。结果表明: 该飞行载荷改进建模方法适用于复杂结构飞行器载荷建模, 处理地面试验数据时能够提升载荷模型的精度和迭代稳定度, 所得载荷模型可以用于飞行载荷测量及安全监控。

关键词: 飞行试验; 飞行载荷; 复杂结构飞行器; 载荷模型

中图分类号: V217.32

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.07

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Flight Load Modeling Method for Complex Structure Aircraft

CHEN Zhiming, TANG Ning, FAN Huafei

(Aircraft Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The traditional flight load modeling method of complex structure aircraft has the problems of large error and low efficiency. A flight load improved modeling method is proposed, which is comprehensively considering the influence of the bridge index and load equation index on the load model. Taking the multi-beam and multi-wall structure as an example, the load model based on the wing ground load calibration test data of a certain type of aircraft is built. The bending moment and shearing force of improved method and traditional method are compared. The model obtained by the improved method is verified with flight test data. The results show that the flight load improved modeling method is suitable for the load modeling of complex structure aircraft. The improved method can improve the accuracy and iterative stability of the load model while processing ground test data and the load model obtained by the improved method can be used for flight load measurement and safety monitoring.

Key words: flight test; flight load; complex structure aircraft; load model

0 引言

根据国军标^[1]及相关适航条例^[2]要求, 飞行载荷测量试验是验证飞机结构设计、完成新机定型必须完成的试验项目。飞行载荷的测量方法有两

种: 应变法和压力测量法, 应变法用于测量结构载荷, 压力测量法用于测量气动载荷, 由于压力测量法对环境要求较高, 因此飞行载荷测量常选用应变法^[3]。应变法利用在蒙皮、梁腹板及上下缘条等结构改装的应变片, 通过地面载荷校准试验建立

收稿日期: 2021-07-10; 修回日期: 2021-11-09

通信作者: 陈致名, 532575474@qq.com

引用格式: 陈致名, 唐宁, 范华飞. 复杂结构飞行器的飞行载荷建模方法研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 45-50.

CHEN Zhiming, TANG Ning, FAN Huafei. Study on flight load modeling method for complex structure aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 45-50. (in Chinese)

结构载荷与应变之间的关系,在飞行数据处理过程中,结合应变数据及相关飞行参数,可以计算飞机各剖面结构载荷,并估算出气动载荷^[4-7]。

基于应变法载荷测量的传统建模方法分为穷举法和遗传算法。T. H. Skopinski等^[8]采用穷举法建立了简单双梁结构机翼的载荷模型;赵燕等^[9]在遗传算法的基础上结合飞行载荷建模原理提出了改进遗传算法,并利用其建立载荷模型,得到了较好的结果;唐宁等^[10-11]考虑了概差对载荷模型的影响,同时通过支持向量机方法给出了基于飞行参数的飞行载荷模型建立方法,该方法将传统建模方法所得数据与飞行参数相关联,充分利用了飞行数据,在采用传统方法建立载荷模型后,可用于飞行载荷测量架机同型号其余架机的载荷监控;金鑫等^[12]通过深度学习基于有限元计算结果给出了通过少量应变采样点反演全局载荷分布的方法。由于目前技术条件限制,国内外鲜见测量翼面全局结构载荷分布的方法,因此尚无实测数据与该方法基于有限元结果计算所得数据相验证,且由于应变实测坐标与对应节点坐标存在偏差,同时实际测得应变并非节点绝对应变,该方法用于飞行载荷实测尚需其余技术支持。

随着作战需求日益提高,为了满足刚度与强度的要求,大量战斗机的机翼、尾翼采用多梁多墙等复杂结构,全机载荷的传力路径极为复杂,无法通过相关理论准确分析各结构受载情况^[13-15]。为了避免遗漏载荷的主传力路径,会在多梁多墙结构飞行器的所有可能受载部位(梁与墙的交点处)布置应变计,导致载荷模型可选的电桥数量大幅度提升。穷举法由于对电桥筛选能力较差,所得载荷模型误差变大;遗传算法在其产生种群过程中为保证精度产生大量个体,计算个体拟合度时耗时较长,效率降低。

基于此,本文通过改进飞行载荷建模过程中载荷模型的迭代方法,提出一种适用于复杂结构飞行器的飞行载荷改进建模方法,将改进方法与传统方法所得载荷模型的误差进行对比,并基于试飞数据对改进方法所得载荷模型进行验证。

1 飞行载荷建模原理

建立载荷模型的基础是地面载荷校准试验,通过寻找结构载荷与应变之间的关系,进而建立

载荷模型。通常外载荷与应变计输出信号之间的关系可以认为是线性的,但是加载时结构会受到拉压力、剪力、弯矩和扭矩的综合影响,不同的外载荷可能会使某个电桥产生同样的信号输出,可以通过不同应变计电桥的惠斯通电桥形式及载荷校准试验所建立的载荷方程将载荷进行解耦^[16-17]。

由于复杂结构中结构载荷的传力路径难以准确分析,需要将剖面上不同位置的电桥所感受到的力特性综合分析,计算剖面的结构受载情况。载荷方程的广义形式如下:

$$L = k_1\mu_1 + k_2\mu_2 + \dots + k_i\mu_i + \dots + k_m\mu_m \quad (1)$$

式中: L 为结构载荷; k_i 为载荷方程中电桥对应的拟合系数; μ_i 为电桥 i 的输出。

理想的载荷方程应符合以下关系:

$$\hat{L} = k_1\hat{\mu}_1 + k_2\hat{\mu}_2 + \dots + k_i\hat{\mu}_i + \dots + k_m\hat{\mu}_m \quad (2)$$

式中: \hat{L} 为飞机在飞行中实际受到的外载荷; $\hat{\mu}_i$ 为电桥 i 的输出。

2 飞行载荷建模方法

2.1 传统方法

穷举法的建模原理是在利用所有电桥获得载荷方程后,通过逐轮淘汰电桥的方式给出载荷方程集^[13]。筛选过程中由算法分析淘汰电桥,利用剩余电桥重新建立载荷方程,重复进行电桥筛选与模型建立,直到剩下两个电桥时停止筛选,形成电桥数量由多到少的载荷方程集^[14]。总电桥数为 m 时,穷举法计算过程中所形成的方程集数量如式(3)所示。

$$N_{\text{方程集}} = C_m^2 - 1 \quad (3)$$

遗传算法的建模原理是将单个电桥进行组合,定义指标判断电桥组合后载荷方程的优劣,实行优胜劣汰制逐步添加新的电桥,形成电桥数量由少到多的载荷方程集^[8]。总电桥数为 m 、遗传比例为 k 时,遗传算法计算过程中所形成的种群数量如式(4)所示。

$$N_{\text{种群}} = C_m^2 + kC_m^2 + k^2C_m^2 + \dots \quad (4)$$

穷举法和遗传算法在方程迭代的过程中分别考虑了电桥及载荷方程的优劣。但是对于复杂结构,由式(3)~式(4)可知,电桥数量的增加使遗传算法中种群数量急速增加,后续拟合度计算尤为复杂,相比于穷举法计算耗费时间较长,在处理大

量数据时效率较低;穷举法的计算效率虽然可以满足要求,但是随着电桥数量的增加,电桥间的差异性降低,通过筛选淘汰单个电桥易积累误差,在淘汰多个电桥后使最后的载荷方程误差大于最优载荷方程误差。

2.2 改进方法

2.2.1 建模

以穷举法为基础,改进方法的流程框图如图1所示。

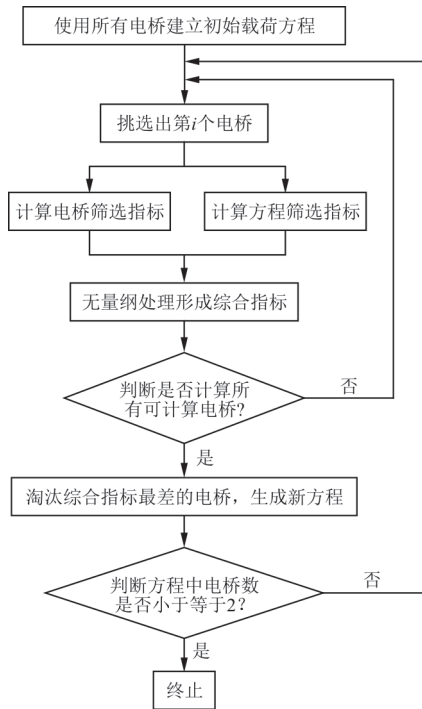


图1 改进方法流程框图

Fig. 1 Improved method flow diagram

相比于穷举法,改进方法在方程迭代的过程中给出了将某电桥淘汰后新方程的筛选指标,将其定义为方程筛选指标。令方程筛选指标与电桥筛选指标融合为新的综合指标,利用该指标筛选电桥,生成新方程^[15]。

电桥筛选指标的定义为

$$I_{di} = \frac{k_i \lambda_i \beta_i}{\gamma_i \tau_i} \quad (5)$$

式中: k_i 为电桥响应系数; λ_i 为电桥响应与校准载荷之间的相关系数; β_i 为载荷模型中电桥*i*的拟合系数; γ_i 为电桥复相关系数; τ_i 为电桥的冗余度。

方程筛选指标的定义为

$$I_{ei} = S_D + V_E + I + R \quad (6)$$

式中: S_D 为方程的建模误差; V_E 为方程的检验误差; I 为方程的不相关性; R 为方程的冗余度。

由于改进方法以穷举法为基础,增加的方程筛选指标在电桥较少时对各个电桥影响较小,因此对于简单结构飞行器,结果与穷举法相似。通常情况下改进方法同样适用于简单结构飞行器的飞行载荷测量。

2.2.2 无量纲处理

在融合电桥筛选指标 I_{di} 和方程筛选指标 I_{ei} 之前,需要将两者进行无量纲处理。

$$I_{di} = \frac{I_{di}}{\max I_d - \min I_d} \quad (7)$$

$$I_{ei} = \frac{I_{ei}}{\max I_e - \min I_e} \quad (8)$$

在式(7)~式(8)中,假设当前载荷方程由一组电桥构成,则 $\min I_d$ 与 $\min I_e$ 为这组电桥中最小的电桥筛选指标与方程筛选指标, $\max I_d$ 与 $\max I_e$ 为这组电桥中最大的电桥筛选指标与方程筛选指标。

这种处理方法使电桥筛选指标与方程筛选指标都在 $[0,1]$ 之间。

3 飞行载荷模型对比

对某型机的机翼开展载荷校准试验,由于该型机机翼为多梁多墙结构,因此布置较多的剪力、弯矩及扭矩电桥,由于机翼载荷主要为弯矩及剪力,且受目前技术限制,应变法测量扭矩载荷误差较大,因此本文主要比较穷举法和改进方法计算弯矩及剪力的结果。

利用机翼上*a*、*b*、*c*剖面的试验数据,从剖面上所有电桥都用于建立载荷方程开始,分别使用两种方法循环筛选电桥,并利用检验工况计算误差,误差计算方法为

$$e = \sqrt{\frac{\sum (L_i - \hat{L}_i)^2}{\sum L_i^2}} \times 100\% \quad (9)$$

式中: \hat{L}_i 为检验工况中第*i*个数据点由载荷方程基

于应变数据算得的载荷; L_i 为检验工况中第 i 个数据点对应实际加载的载荷。

目前测量多梁多墙结构飞行器飞行载荷时,弯矩测量结果较为理想,而剪力测量结果较差,不同方法测量结果区别较大,因此本文主要关注两种方法对剪力方程产生的影响。 c 剖面的弯矩测量结果误差对比如图 2 所示,方程 1 为选用所有可选电桥的初始载荷方程。

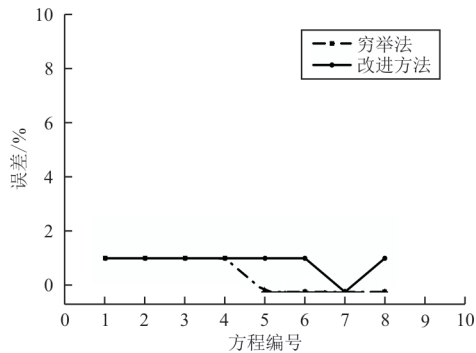


图 2 两种方法所得 c 剖面弯矩方程误差对比
Fig. 2 Error comparison of c -section moment equation obtained by two methods

在 a 、 b 、 c 剖面上,两种方法所得剪力测量结果误差对比如图 3 所示(图中误差已做取整处理)。

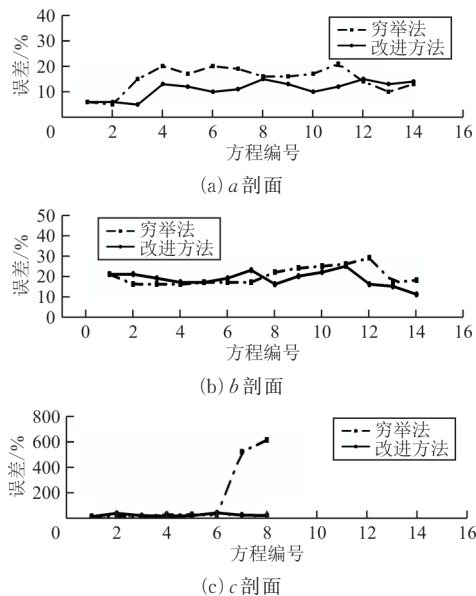


图 3 两种方法所得 a 、 b 、 c 剖面剪力方程误差对比
Fig. 3 Error comparisons in the shear equations of profiles a , b and c obtained by two methods

图 2~图 3 中的误差值如表 1 所示(由于 c 剖面电桥较少,因此迭代产生的方程也较少)。

表 1 各剖面方程检验误差
Table 1 error of each profile equation

单位: %

方程编号	剪力方程 (a 剖面)		剪力方程 (b 剖面)		剪力方程 (c 剖面)		弯矩方程 (c 剖面)	
	穷举法	改进方法	穷举法	改进方法	穷举法	改进方法	穷举法	改进方法
	1	6	6	21	21	14	14	1
2	5	6	16	21	14	38	1	1
3	15	5	16	19	14	20	1	1
4	20	13	16	17	28	16	1	1
5	17	12	17	17	27	20	0	1
6	20	10	17	19	24	42	0	1
7	19	11	17	23	523	25	0	0
8	16	15	22	16	616	23	1	1
9	16	13	24	20	—	—	—	—
10	17	10	25	22	—	—	—	—
11	21	12	26	25	—	—	—	—
12	14	15	29	16	—	—	—	—
13	10	13	17	15	—	—	—	—
14	13	14	18	11	—	—	—	—

从表 1 可以看出:在方程迭代过程初期,各剖面改进方法算得的结果误差较大,随着循环次数增加,改进方法算得的结果误差均小于穷举法或与其接近。其原因为受改装工艺限制,当电桥数量较多时会产生个别电桥特性较差的问题,由于穷举法的筛选依据只有电桥特性,因此可在首轮筛选过程中将特性较差的电桥剔除掉,而改进方法的筛选依据考虑了方程误差、方程特性等因素,电桥可能会在随后几轮筛选过程中被剔除掉。由于飞行载荷实测时,某些应变计会受各种因素影响发生零漂或温漂等现象,影响数据精度,因此通常情况下为了保证载荷模型稳定度,电桥数量需确保在 6 个以内,即表 1 内各剖面倒数 3 个方程为可用方程,其余方程不能应用于飞行载荷监测,因此对于复杂结构飞行器,改进方法所得载荷模型可以减小个别特性较差电桥引起的影响。

从表 1 也可以看出:随着电桥的筛选, c 剖面穷举法算得剪力方程结果误差急剧增加。其原因为穷举法算得方程 7 由 3 个弯矩电桥构成,改进方法算得方程 7 由 2 个剪力电桥 1 个弯矩电桥构成,由于弯矩电桥对剪力敏感度低,因此全选用弯矩电桥建立的载荷方程误差较大。但是为了将剪力与弯矩对载荷方程的影响进行解耦,建立剪力方程时两种电桥均需考虑。电桥筛选指标中考虑了电

桥对载荷的相应系数及电桥特性,其权重接近,而改进方法中加入了方程筛选指标,使方程误差对电桥筛选逻辑产生影响,所得载荷方程精度与可信度更高。

4 飞行载荷实测与分析

将该型机飞行中得到的实测应变数据代入改进方法所得的载荷模型,即可对改进方法所得模型进行验证。以 c 剖面为例,采用改进方法所得剪力模型的方程 5 以及弯矩模型的方程 5 计算实测载荷,将其与真实飞行参数进行对比。在俯仰机动下, c 剖面弯矩、剪力、法向过载、迎角及纵向杆位移的时间历程如图 4 所示。

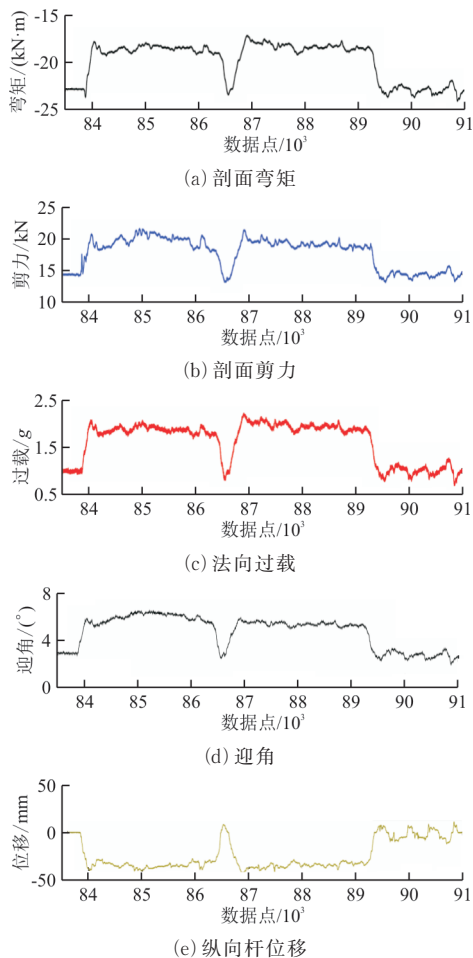


图4 某型机俯仰机动的剖面载荷与飞行参数的时间历程
Fig. 4 Time history of profile loads and flight parameters of a certain aircraft in pitch maneuver

从图4可以看出:飞行员配平飞机后急剧拉杆并进行了一次回弹,使飞机达到目标过载,完成俯仰机动。

在滚转机动下, c 剖面弯矩、剪力、法向过载、滚转角及横向杆位移的时间历程如图 5 所示。

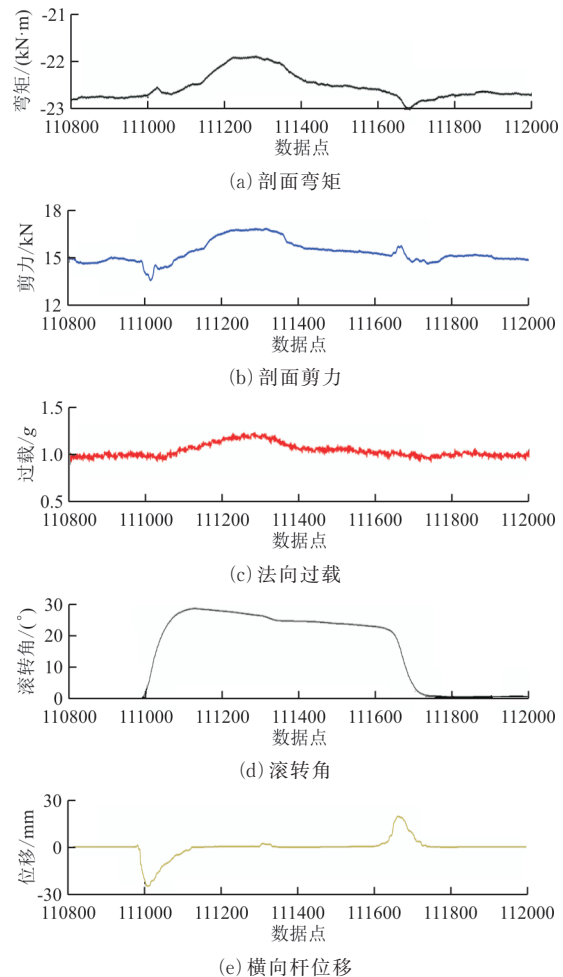


图5 某型机滚转机动的剖面载荷与飞行参数的时间历程
Fig. 5 Time history of profile loads and flight parameters of a certain aircraft in roll maneuver

从图5可以看出:飞行员配平飞机后先后向两个方向倾斜操纵杆,使飞机达到目标滚转角,完成滚转机动;飞行器在俯仰、滚转机动飞行时,剖面弯矩减小,俯仰机动过载提升时,剖面剪力显著增加,机动中改进方法算得的载荷结果变化趋势符合预期。

基于飞行参数分析载荷方程的适用性,在图4~图5中,两机动中 $1g$ 过载平飞状态下, c 剖面外侧剪力接近,将对应状态下飞机设计数据中 c 剖面外侧气动载荷换算为结构载荷,并与两机动中 $1g$ 过载平飞时 c 剖面外侧载荷进行对比,改进方法算得的误差为 16% ,低于 20% 的剪力误差要求,穷举法所得剪力方程 7 算得的误差为 24% ,因此对于 c 剖面来说,改进方法算得的载荷方程更适于监控

飞行载荷。

5 结 论

(1) 本文提出的飞行载荷改进建模方法适用于复杂结构飞行器的飞行载荷建模,模型精度及迭代稳定性较好。

(2) 改进方法迭代生成的剪力方程误差较小,对于弯矩方程来说,两种方法误差相近,都可以满足要求。

(3) 飞行实测中,改进方法所得载荷模型的精度有一定的提升,改进方法对该型机后续飞行载荷测量有一定的借鉴意义。

参 考 文 献

- [1] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机强度和刚度规范第十部分——飞行试验: GJB 67.10A—2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.
General Equipment Department of PLA. Military aircraft strength and stiffness specification part 10-flight test: GJB 67.10A—2008 [S]. Beijing: General Equipment Department of PLA, 2008. (in Chinese)
- [2] 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, 2011.
CAAC. Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: CAAC, 2011. (in Chinese)
- [3] JECKINS J M, DeANGELIS V M. A summary of numerous strain-gage load calibrations on aircraft wings and tails in a technology format[R]. US: NASA, 1997.
- [4] SIMS R, MCCROSSON P, RYAN R, et al. X-29A aircraft structural loads flight testing [R]. Edwards: Dryden Flight Research Facility, 1989.
- [5] NELSON S A. Strain gage selection in loads equations using a genetic algorithm[R]. US: NASA, 1994.
- [6] WILLIAM A, STAUF L R. Strain-gage loads calibration parametric study: NASA/TM-2004-212853 [R]. US: NASA, 2004.
- [7] JEBÁČEK I, HORAK M. Possibilities and methods of in-flight loading measurement[J]. Aviation, 2012, 16(2): 47-50.
- [8] SKOPINSKI T H, AIKEN W S J, HUSTON W B. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads[R]. Langley: Langley Aeronautical Laboratory, 1952.
- [9] 赵燕, 高尚, 张多源. 一种可用于飞行载荷测量的改进遗传算法[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(8): 1265-1269.
ZHAO Yan, GAO Shang, ZHANG Duoyuan. An improved genetic algorithm for flight load measurements[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(8): 1265-1269. (in Chinese)
- [10] 唐宁, 白雪. 电桥逐步筛选飞行载荷建模方法及其应用[J]. 航空科学技术, 2019, 30(10): 35-40.
TANG Ning, BAI Xue. Flight load modeling method based on step-by-step screening bridge and its application [J]. Aeronautical Science and Technology, 2019, 30(10): 35-40. (in Chinese)
- [11] 唐宁, 白雪. 基于改进支持向量机回归的非线性飞机结构载荷模型建模[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 694-700.
TANG Ning, BAI Xue. Nonlinear aircraft structure load model based on improved support vector machine regression [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 694-700. (in Chinese)
- [12] 金鑫, 殷建业, 王健志. 基于深度学习的飞行载荷测试与反演方法研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 887-893.
JIN Xin, YIN Jianye, WANG Jianzhi. Research on deep-learning-based flight load test and estimation method [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 887-893. (in Chinese)
- [13] 李志蕊, 吴波, 高腾龙. 基于应变法的非常规细长拉杆飞行载荷实测技术[J]. 现代机械, 2018(6): 57-59, 78.
LI Zhirui, WU Bo, GAO Tenglong. Flight load measurement technology of unconventional slender rod based on strain method[J]. Modern Machinery, 2018(6): 57-59, 78. (in Chinese)
- [14] 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.
HE Fadong. Technology research of real flight test on hinge moment of aircraft's control surface[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(31): 7835-7838. (in Chinese)
- [15] 范华飞, 李俊, 李志蕊. 短连杆飞行载荷实测技术[J]. 航空工程进展, 2015, 6(4): 447-451.
FAN Huafei, LI Jun, LI Zhirui. Flight loads measurement technique for short rods[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(4): 447-451. (in Chinese)
- [16] 曹景涛. 飞机全动式鸭翼载荷飞行测量技术[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1135-1141.
CAO Jingtao. Aircraft all movable canard load flight measurement technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1135-1141. (in Chinese)
- [17] 张海涛, 余建虎, 李志蕊, 等. T型尾翼布局的垂尾载荷测量技术[J]. 航空学报, 2019, 40(3): 73-79.
ZHANG Haitao, YU Jianhu, LI Zhirui, et al. Measuring technology for vertical fin load of T-shaped empennage layout [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(3): 73-79. (in Chinese)

作者简介:

陈致名(1996—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行载荷测量,虚拟试验技术。

唐宁(1989—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机飞行载荷测量。

范华飞(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行载荷与强度规范,飞行试验。

(编辑:丛艳娟)