

文章编号:1674-8190(2019)S1-001-05

基于飞参数据的飞机起落架地面受载状态分析

顾项颖¹, 宋晨^{1,2}, 马铁林², 张晓鸥²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100191)

摘要: 起落架是飞机起飞和着陆过程中的关键部件,其结构强度的优劣直接影响着飞机的起飞和着陆安全。针对某飞机依据强度和刚度规范设计出的起落架在某次着陆阶段出现的损伤故障,利用飞机的飞参数据,从中提取飞机着陆时的姿态与运动信息,分析飞机起落架的地面载荷信息。结果表明:由飞参数据提取的载荷状态信息,相较于规范载荷工况更接近于实际损伤模式。

关键词: 结构强度;地面载荷;起落架;飞参数据

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.001

Ground Load Analysis of Aircraft Landing Gear Based on the Flight Data

Gu Xiangying¹, Song Chen^{1,2}, Ma Tielin², Zhang Xiao'ou²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

(2. Unmanned System Institute Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The landing gear is a key part of the aircraft during take off and landing. The strength of its structure directly affects the safety in the take-off and landing process. The landing gear of the aircraft is designed in accordance with the strength and rigidity specification. The attitude and motion information during landing process from flight data of a certain aircraft are extracted to analyze the ground loads of the landing gear. The results show that the analysis based on flight date is more accurate than on the specification and three-dimensional load may be one of the causes for the damage of landing gear.

Key words: structural strength; ground load; landing gear; flight data

0 引言

起落架是飞机的重要结构部件和承载部件,其结构强度和可靠性直接影响着飞机起降阶段的安全。飞参数据中蕴含着飞机着陆时的姿态与运动信息,通过运动与力的关系进行求解,即可求出起落架结构损伤时的地面载荷情况,为接下来飞机起

落架损伤模式的分析给出地面载荷输入。已有的研究飞参数据多出现在事故分析、飞行后校验等方面,较少出现在地面载荷的直接分析提取。袁心等^[1]通过建立飞机异常接地过程仿真的起落架模型,对某民机着陆事故的复现;韦世林等^[2]将起落架事故数据作为基础,研究起落架系统的故障诊断和故障预测系统。上述研究是借用飞参数据与建模结果进行对照,通过修正仿真模型来获得着陆时

收稿日期:2019-03-04; 修回日期:2019-03-17

基金项目:国家重点研发计划项目(2017YFB0503002)

通信作者:宋晨, songchen@buaa.edu.cn

引用格式:顾项颖, 宋晨, 马铁林, 等. 基于飞参数据的飞机起落架地面受载状态分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 1-5, 11.

Gu Xiangying, Song Chen, Ma Tielin, et al. Ground load analysis of aircraft landing gear based on the flight data[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 1-5, 11. (in Chinese)

的起落架状态。

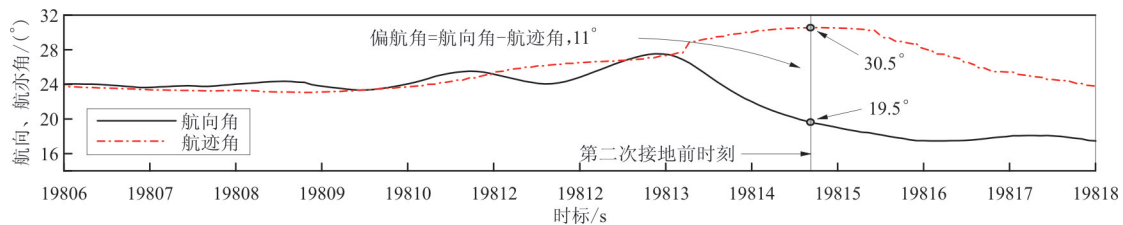
本文利用飞机的飞参数据,从中提取飞机着陆时的姿态与运动信息,采用工程简化的思路分析飞机着陆时的地面载荷信息,建立一套基于飞参数据运动信息的地面载荷分析流程。选取某型飞机某次起落架损伤故障为案例,分析其起落架的地面实际受载状态,以期为故障排查提供参考和输入。

1 损伤过程及飞参数据分析

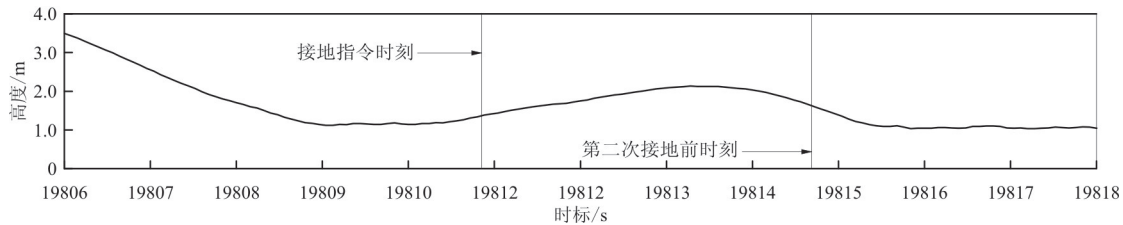
研究对象为某大展弦比长航时无人机,机载装

有自动驾驶仪和飞行参数计录器。飞机的降落通过接地指令触发,产生相应操纵。

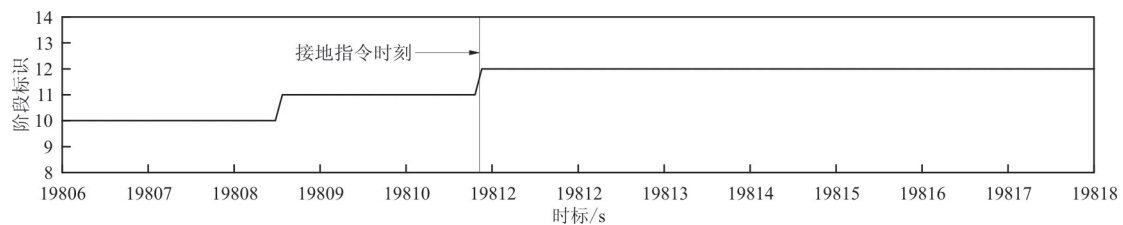
飞机着陆过程中,第一次左、右主轮接地后,受突风影响,再次离地。但由于“接地”指令已执行且无法解除,飞机仍按照着陆滑跑方式控制(方向舵纠偏),在侧风的影响下,造成再次接地时航向角与航迹角有偏差如图 1 所示,飞机带侧向速度接地,主起落架瞬间受到侧向载荷与垂向载荷的共同作用。



(a) 航向角与航迹角时间历程



(b) 高度时间历程

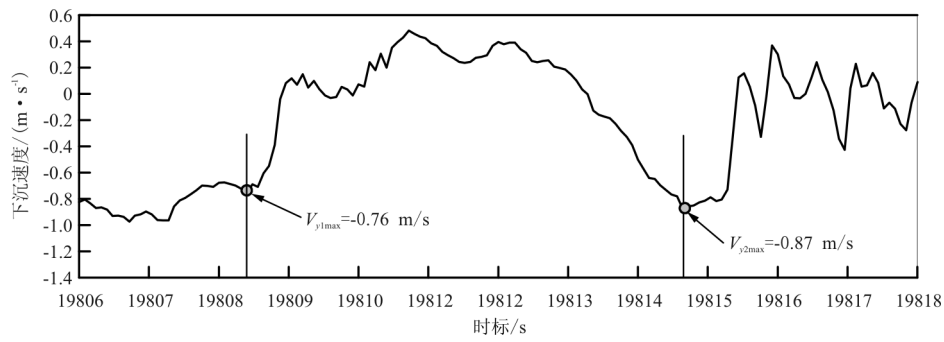


(c) 阶段标识时间历程

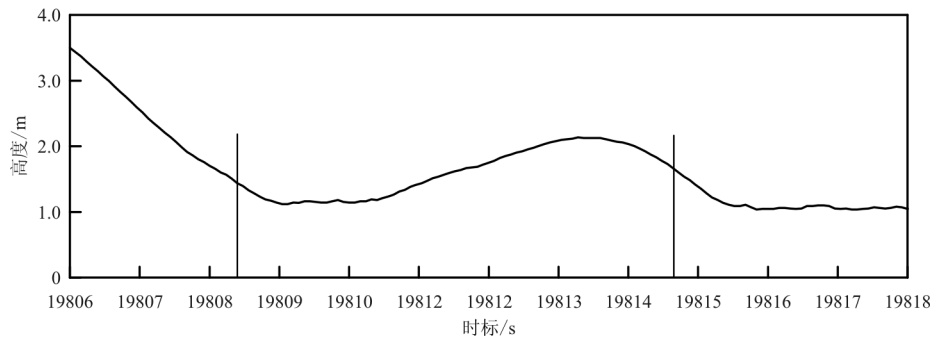
图 1 飞机第二次接地时刻航向/航迹角飞参数据

为便于描述,该飞机主起落架设计过程中,设其正常着陆重量为“m”kg,对应的下沉速度为 1.5 m/s;允许飞机最大着陆重量为 1.263 m kg,对应的下沉速度为 0.9 m/s。飞机着陆后称重结果表明,本次着陆重量为 1.098 m kg。根据飞参

数据,飞机第一次、第二次接地前的下沉速度分别为 0.76 m/s 和 0.87m/s,如图 2 所示。两次接地的下沉速度均在规定的范围内。按能量插值计算,着陆重量 1.098 m kg 对应下沉速度应不大于 1.3 m/s。垂向载荷在设计使用的范围内^[3]。



(a) 下沉速度时间历程



(b) 高度时间历程

图 2 飞机着陆两次接地下沉速度飞参数据

经分析认为,飞机在第二次接地时刻,航向角与航迹角存在较大偏差,飞机偏航着陆是造成起落架损伤的可能原因。

2 起落架受力分析

飞机偏航着陆,机轮接地瞬间,垂向的冲击载荷 F_V 以及飞机一定的侧向偏移速度,造成机轮与地面之间具有侧向的相对运动趋势,产生侧向载荷 F_S 。同时,由于起落架机轮的起转与回弹,会对起落架产生一定的航向载荷 F_D ^[4]。参考无人机强度刚度规范,以及损伤时的飞参数据和偏航着陆状态,以下对上述载荷依次进行分析计算。

飞机的飞参数据中含有下沉速度数据。着陆时机轮接地瞬时受到来自地面的冲击力,飞参数据垂向速度发生突变。待机轮压缩至最大压缩量,起落架开始回弹,垂向速度再次发生突变。根据这两个特征时刻之间的飞参数据,可求解起落架着陆冲击过程飞机的平均垂向加速度如图 3 所示。

机轮接地压缩过程,取机体为研究对象,垂向受力分析如图 4 所示。

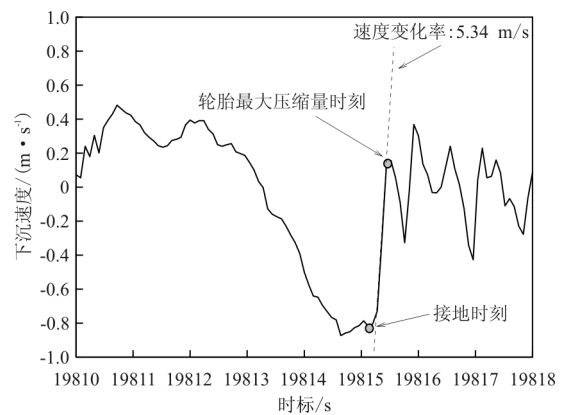


图 3 飞机接地过程的下沉速度变化率

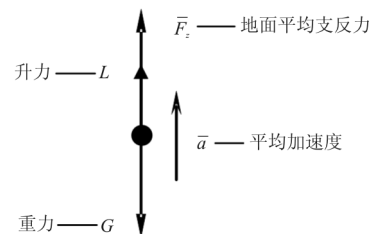


图 4 机轮接地过程受力分析示意图

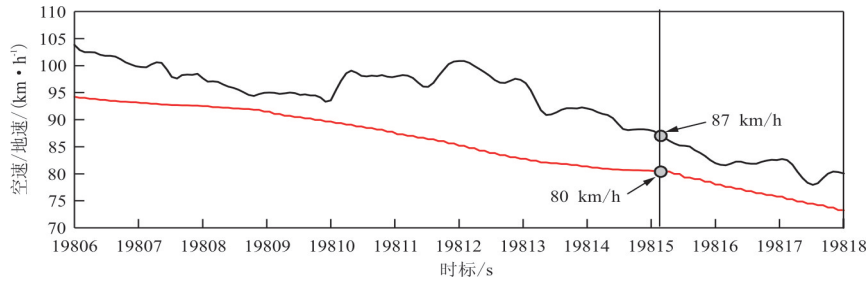
根据牛顿第二定律,建立飞机垂向的运动

方程:

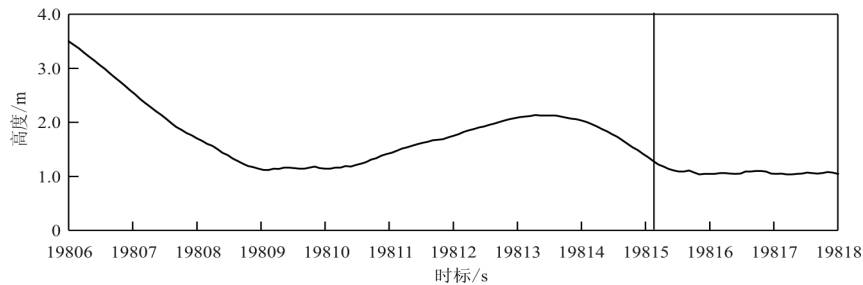
$$L + \bar{F}_z - G = m\bar{a} \quad (1)$$

依据飞参数据,飞机着陆时空速为 87 km/h 如图 5 所示,着陆时飞机的迎角,即俯仰角与航迹倾角之差为 6° ,如图 6 所示,参考飞机的气动特性数据,可以计算出着陆时刻升力约为 0.992 mg N;飞机着陆时的重量为 1.098 m kg,重力为

1.098 mg N;依据飞参数据,飞机着陆时下沉速度变化率,即垂向加速度为 5.34 m/s^2 ,如图 3 所示。将以上数据代入飞机垂向运动方程(1),可得到起落架受到地面平均垂向支反力约为 0.705 mg N;则单侧起落架受到的垂向平均作用力 \bar{F}_z 为 0.352 mg N。

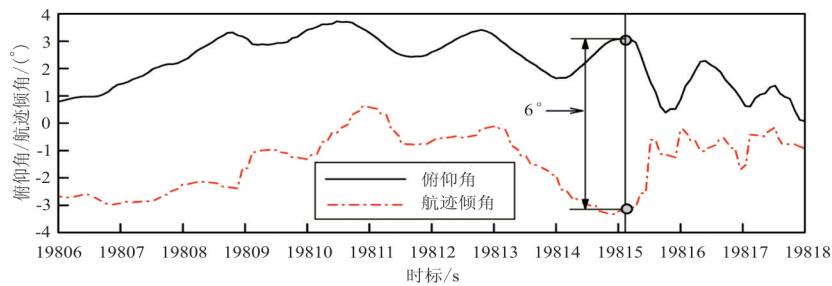


(a) 短周期图

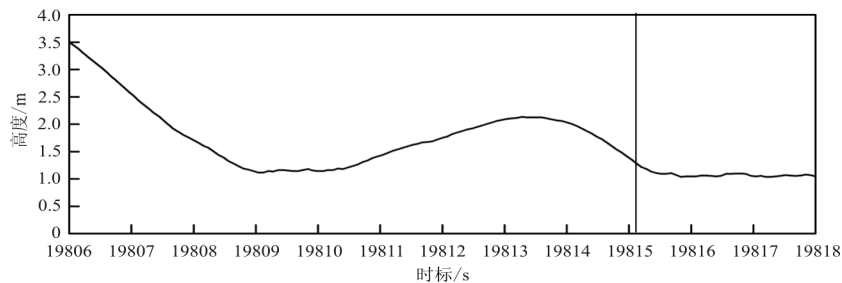


(b) 长周期图

图 5 飞机下滑着陆段空速/地速飞参数据



(a) 短周期图



(b) 长周期图

图 6 飞机下滑着陆段俯仰/航迹倾角飞参数据

飞机两点着陆以及偏航着陆状态的侧向最大载荷、航向最大载荷(起转载荷)均与最大垂直载荷成正比例。规定作用在各主起落架上的垂直载荷应等于最大垂向载荷的 50%,但是由于这里起落架垂向载荷是由实际飞参数据推算,为 0.352 mg N。向内侧的最大侧向载荷取一侧主起落架垂向载荷的 0.8 倍,另一侧起落架受到向外侧向载荷作用,取为垂向载荷的 0.6 倍。据此推算起落架第一次损伤时可能遇到的最大侧向载荷为垂向载荷 \bar{F}_Z 的 1.4 倍,经计算侧向合力为 0.493 mg N。

偏航着陆状态,起落架受到侧向载荷的作用,如图 7 所示。该侧向载荷产生力矩作用,由地面的垂向支反力平衡^[5],会在两侧起落架附加垂向载荷作用,对飞机质心取矩列方程(2)。

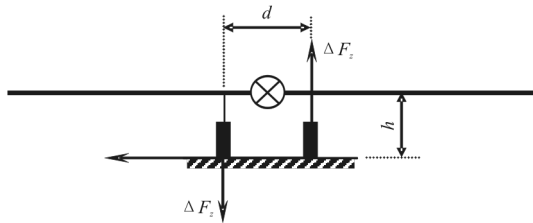


图 7 非对称附加载荷示意图

$$\Delta F_z \times \left(\frac{1}{2}d\right) + \Delta F_z \times \left(\frac{1}{2}d\right) - \bar{F}_y h = 0 \quad (2)$$

可计算出附加的垂向载荷 ΔF_z 为 0.168 mg N。在此基础上对损伤的垂向载荷进行修正,得到单侧机轮的动态平均垂向力(F_v)为垂向载荷 \bar{F}_z 与附加垂向载荷 ΔF_z 的合力,为 0.520 mg N。

起落架接地瞬时为冲击过程,冲击力的时间响应如图 8 所示。

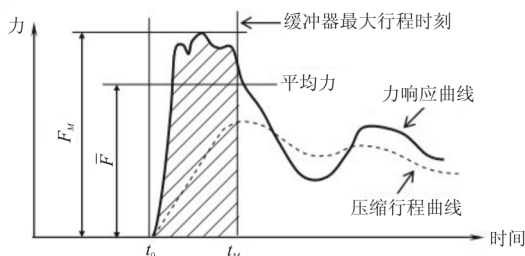


图 8 冲击力响应示意图

参考该起落架落震试验的力响应测试曲线^[6],数值求解冲击力在时间上的平均,可以得到起落架冲击过程动态平均力与最大冲击力的相对关系,由此推算平均作用力的冲击系数:

$$f_i = F_m / \bar{F} \quad (3)$$

其中,平均作用力的计算参考落震试验的冲击力响应测试曲线,将力曲线在时间上积分求平均。

$$\bar{F} = \frac{1}{t_M - t_0} \int_{t_0}^{t_M} F(t) dt \quad (4)$$

根据起落架落震试验数据,该起落架的冲击系数约为 1.4。则单侧机轮的动态最大垂向力为 0.728 mg N。对于该起落架结构,严重的载荷状态应为垂向载荷与航向、侧向载荷的复合,其中航前(回弹)载荷状态更为严重。取航前载荷系数 0.35;起转与回弹时刻的垂向载荷约为最大垂向载荷 0.9 倍,考虑水平的复合载荷系数为 0.8,则相应的侧向载荷系数 0.72。由此计算该次飞行可能发生的最严重载荷,结果如式(5)所示。本次着陆过程中,第二次接地时,航向角与航迹角存在约 11°偏角,飞机偏航着陆,起落架受上述三向载荷复合作用,导致其结构损伤。

$$\begin{cases} F_v = 0.728 \text{ mg} \\ F_D = 0.35 F_v = 0.255 \text{ mg} \\ F_S = 0.72 F_v = 0.524 \text{ mg} \end{cases} \quad (5)$$

3 结论

通过飞参数据推导的载荷状态相较于规范载荷工况更接近于实际损伤模式,证明了利用飞机的飞参数据,可以形成一种工程简化的思路去分析飞机着陆时的地面载荷信息,从而建立一套基于飞参数据运动信息的地面载荷分析流程,为接下来飞机起落架损伤模式的分析给出地面载荷输入。

参考文献

- [1] 袁心,高振兴. 民航近地面飞行建模与起降阶段事故复现研究[J]. 飞行力学, 2015, 33(3): 269-273.
- [2] 韦世林,张中波,杜仲. 通航飞机起落架系统故障频率预测研究[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2018(6): 123-127.
- [3] GBJ67.4 建模与起降阶军用飞机强度和刚度规范[S]. 北京:国防工业出版社, 1985.

新型民机研制中应加快推进有限元技术发展与应用,对有限元模型进行充分验证,充分利用有限元模型方法代替试验验证来表明对适航规章的符合性。

参考文献

- [1] 关玉璞,陈伟,崔海涛. 航空航天结构有限元法[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2009.
- [2] FAA. Order 8110.4C. Type certification[S]. USA: FAA, 2007.
- [3] 中国民用航空局. AP-21-AA-2011-03-R4 航空器型号合格审定程序[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [4] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [5] FAA. FAR-25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes[S]. USA: FAA, 2016.
- [6] 陈智恒. 有限元数值分析方法在适航符合性验证中的应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [7] 吴存利. 浅谈民机强度有限元分析适航认证技术[J]. 航空科学技术,2011(2):36-39.
- [8] 刘国方,孙惠敏,李真,等. 民用飞机有限元模型质量检查探讨[J]. 民用飞机设计与研究,2013(3):28-30.
- [9] FAA. Transport Airplane Issues List: Finite Element Model Validation[S]. USA: FAA, 2016.
- [10] John Barlow. A role model for quality management in finite element analysis[C]//Italy: The 70th Meeting of the Structures and Materials Panel of AGARD, 1990.
- [11] Alan E Stockwell. A verification procedure for MSC/NASTRAN finite element models[R]. USA: NASA, 1995.

作者简介:

隋立军(1986—),男,硕士,高级工程师,主要研究方向:民用飞机载荷强度适航审定。

邱 弢(1963—),男,学士,高级工程师,主要研究方向:民用航空器适航审定。

马 健(1966—),女,硕士,高级工程师,主要研究方向:民用飞机结构强度适航审定。

(编辑:沈惺)

(上接第 5 页)

- [4] GBJ5435.3 无人机强度和刚度规范[S]. 北京:国防工业出版社,2005.
- [5] 谢传峰,王琪. 理论力学[M]. 北京:高等教育出版社,2009:37-40.
- [6] 《飞机设计手册》总编委.《飞机设计手册》第 9 册——荷载、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

作者简介:

顾项颖(1993—),女,硕士研究生.主要研究方向:飞机载荷分

析与计算。

宋 晨(1982—),男,博士,讲师,硕士生导师.主要研究方向:飞行器气动弹性分析与设计、无人机结构强度分析与设计等。

马铁林(1978—),男,博士,副教授,硕士生导师.主要研究方向:无人机总体设计、总体气动优化设计等。

张晓鸥(1972—),女,硕士,副教授.主要研究方向:飞行器结构强度分析与设计等。

(编辑:赵毓梅)