

飞机超载着陆监控方法

华卫江*, 杨小斌, 陈全礼

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 针对某型飞机挂装新型武器后着陆重量超过设计着陆重量、着陆后需要对相关结构进行分解检查的情况, 通过仿真计算和飞行试验数据分析, 在保证结构安全同时又兼顾外场可实施性的情况下, 提出了飞机超重情况下着陆时的边界过载, 以此建立了超载着陆后结构是否需要分解检查的评判依据和逻辑关系。该方案已在某型飞机的试飞工作中实施。

关键词: 超载着陆; 加速度; 监控

中图分类号: V215.2+3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 12-0043-04

飞机在挂装新型大重量武器后, 需要大量执行训练任务, 而不需实施投弹, 因此, 会出现大量带弹起飞并带弹着陆的情况。由于带弹着陆重量超过设计着陆重量, 按规定构成了超载着陆情况, 需开展超载检查。而超载检查需要开展顶起飞机、拆卸武器、拆卸机轮、目视检查以及重新装弹等工作, 过于频繁的超载检查工作需耗费大量人力、物力、财力, 严重影响任务的执行。为了解决这一问题, 开展了超载着陆监控诊断研究, 提出了可行的解决方案。

1 研究思路

超载着陆是指飞机着陆重量大于着陆设计重量的着陆情况。超载着陆的设计点是: 飞机以 1.15 倍着陆设计重量着陆时应吸收的功量为对应 $\sqrt{1/1.15}$ 倍最大下沉速度时的功量; 由于该型飞机有最大着陆重量限制, 还应考虑最大着陆重量对应 1.83m/s 下沉速度^[1]。按照这一规定, 该型号挂装新型武器之后带弹着陆的大部分情况都属于超载着陆。实现超载着陆监控, 必须从超载着陆的本源及其影响出发, 通过分析找出化解结构损伤风险的方法。分析发现, 超载着陆对飞机的可分为两种情况: 一种情况是超载着陆过程中下沉速度较大, 使得着陆撞击载荷达到或超过了限制载荷, 有可能引起某些结构件的损伤; 另一种情况是着陆下沉速度较小, 飞机结构受载并未超过限制载荷, 此时结构不会损伤, 但其所承受的实际载荷超过了正常着陆的情况, 因此, 其疲

劳损伤的累积要比常规情况更严重一些。合理的做法是对超载着陆进行一定的次数限制, 苏联 1974 年民用飞机起落架规范中也对超载着陆的次数限制有相应的规定^[2]。从统计结果来看, 大多数情况下飞机着陆下沉速度较小, 飞机着陆过程中实际承受的载荷并没有超过着陆使用载荷。因此, 采用实时监控的方法, 可以推算出飞机的实际受载水平, 若没有达到着陆使用载荷, 则可以不进行分解检查, 而是将载荷少量的增加累计到疲劳寿命中去, 开展阶段性检查, 同时限定总的超载次数。表 1 是国内外部分机型的下沉速度统计值, 据此可以确定的是, 这些飞机正常使用过程中实际的下沉速度是远小于其下沉速度设计值的。

表 1 部分飞机下沉速度统计
Table 1 Statistical sinking velocities of some aircrafts

机型	平均下沉速度 / (m/s)	外推下沉速度 / (m/s)
J6	1.36	2.49
H6	0.85	2.70
Su-27	0.68	2.01
B47	0.60	1.81
T33	0.31	1.23

2 载荷分析

对于某型飞机挂弹超载的情况, 开展了规范载荷分析和缓冲性能及动载荷分析, 通过这几种方法计算了挂弹超载

收稿日期: 2016-01-05; 退修日期: 2016-05-08; 录用日期: 2016-08-12

* 通讯作者. Tel.: 029-86832863 E-mail: huawj1980@hotmail.com

引用格式: HUA Weijiang, YANG Xiaobin, CHEN Quanli. Aircraft overweight landing monitoring method [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (12): 43-46. 华卫江, 杨小斌, 陈全礼. 飞机超载着陆监控方法 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (12): 43-46.

着陆情况下飞机起落架的受载情况。从分析结果看,按规范载荷计算,挂弹后前起落架载荷比设计情况增加 8.84%,主起落架载荷增加 6.99%。按照缓冲性能和动载荷分析结果,相对于设计着陆状态,载荷增加 8%,如图 1 所示。而在挂弹构型下,若要保持着陆载荷不超过设计载荷,经分析,飞机的下沉速度应控制在 2.8m/s 以下。因此,可以推断,只要飞机下沉速度较小,挂弹着陆载荷并不会超过设计着陆载荷。

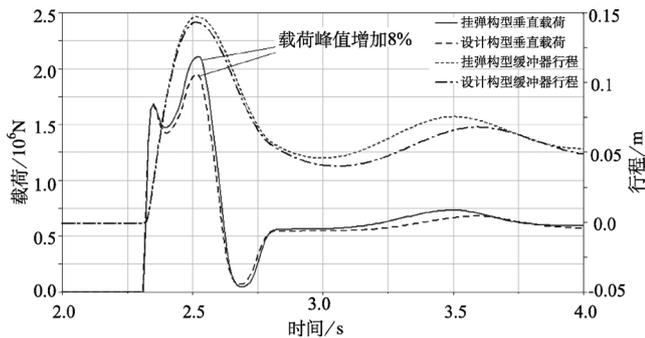


图 1 动载荷分析曲线
Fig.1 Dynamic load analysis curve

这一结果反映了在严重下沉速度下飞机挂弹构型因超重引起的地面冲击载荷的超载水平。由于飞机挂弹状态的重量接近飞机的最大着陆重量,姑且按照规范规定的最大着陆重量下 1.83m/s 的下沉速度作为边界,估算在这一边界下飞机的地面冲击载荷与设计着陆情况的差距。经分析计算,着陆下沉速度为 1.83m/s 时,挂弹构型的最大着陆载荷比 3.05m/s 的设计着陆载荷小 40%,如图 2 所示。这一结果表明,如果飞机的下沉速度能控制在 1.83m/s 以下,则有较大的把握可以肯定飞机不会超载。

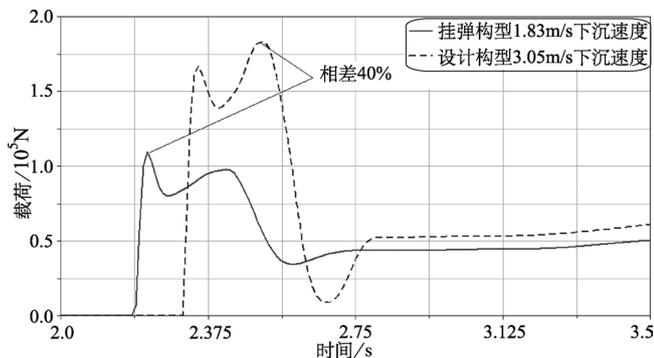


图 2 不同下沉速度下挂弹构型与设计构型的载荷
Fig.2 Dynamic load of two configurations at different sink rate

3 落震试验趋势分析

由于该改型飞机未开展起落架落震试验,挂装大型武

器后重量的增加必然导致缓冲特性相对原设计有所变化。根据 20 世纪 90 年代开展的原型机落震试验结果,对落震数据进行外推,再结合仿真分析结果来看,在挂装新武器增重后,起落架仍有能力吸收着陆功量,在下沉速度不达到分析边界 (2.8m/s) 的情况下,载荷不会超过设计值。图 3 为原型机下沉速度过载谱曲线,图 4 为分析外推的挂弹构型下沉速度过载谱曲线,从图中可以看出,在下沉速度 1.83m/s 附近,挂弹构型的前、主起落架过载值在 0.9~1.2 之间 (取整为 1.0),对应的飞机重心过载应在 2.0 左右。

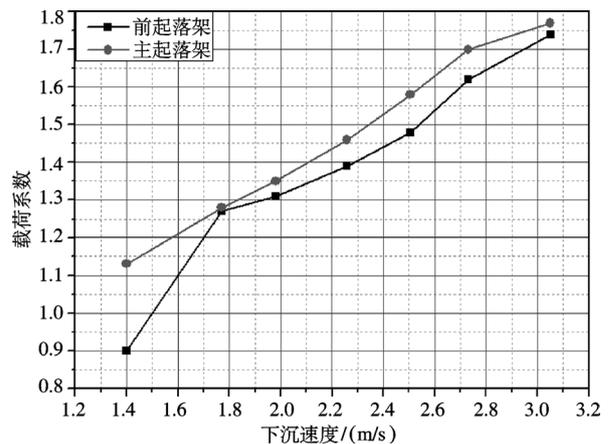


图 3 原型机落震试验下沉速度过载谱曲线
Fig.3 Landing loads factors vs sink rate for a prototype drop test

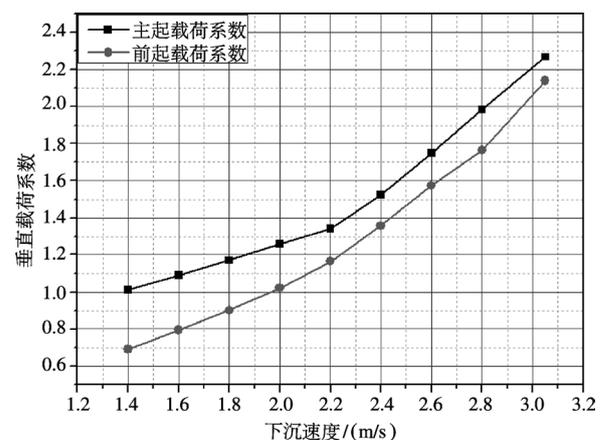


图 4 新构型外推下沉速度过载谱曲线
Fig.4 Landing loads factors vs sink rate for the modified aircraft via extrapolation analysis

4 试飞数据分析

由于该飞机的原型机并未测试记录正常使用情况的下沉速度,因此,需要梳理改型飞机挂弹构型试飞数据以研究大多数情况下飞机的着陆参数的分布情况,从而为确立诊断

模型提供支持。由于着陆载荷无法直接测量,只能监控飞机部分能间接反映载荷的一些参数,这些参数主要有下沉速度和垂向加速度等。从监控的角度,能直接或间接实时获取飞机惯导天向速度(与下沉速度一致)、惯导天向加速度、飞控系统法向加速度、飞机重心加速度这4类参数。由于惯导系统输出的天向速度误差较大(0.6m/s),超过了允许的误差范围,应首先被排除。从随机抽取的十几组数据的分析结果看,如图5所示,惯导系统测试的垂向加速度最大,飞控垂向加速度次之,重心处的垂向加速度最小,而在这三者之中,惯导输出的天向加速度因为距离机头较近,其值对飞机整体垂向加速度的反映没有后两者准确。而飞控系统输出的加速度和重心输出的加速度两者基本一致。

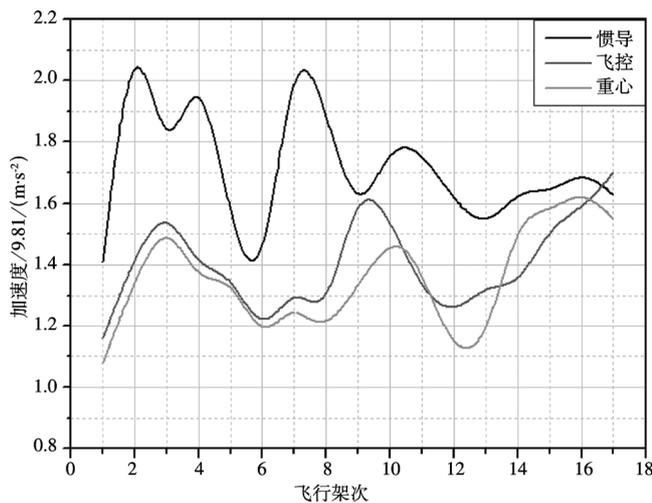


图5 试飞测量的着陆段垂向加速度

Fig.5 Vertical accelerations during landing for the modification flight test

5 诊断模型的建立

根据分析结果,能直接反映着陆轻重的参数是下沉速度和飞机垂向过载两类。虽然下沉速度无法准确获得,但可以肯定的是,通过限制 1.83m/s 的下沉速度,可以保证飞机着陆超重而不超载。同时,只要确定了下沉速度与过载的关系,便可以获得使用加速度进行超载判断的门限值,如图6所示。根据前面的分析结果,对该飞机来说,2.0g 左右的重心过载(对应起落架过载 1.0g 左右),可以反映 1.83m/s 下沉速度量级的着陆撞击能量,进而可以作为诊断的门限值。在可用的几个垂向加速度测试值中,飞控系统输出的加速度便于与驾驶舱显控系统连接,且其值与重心加速度最为接近,于是选取飞控系统输出的加速度作为判断依据,门限值

设为 2.0g。经过分析整理,确定了诊断依据。

在轮载信号第一次有效时刻开始判断,持续判断 10s,具体判断方法如下:

- (1) 判断飞机重量是否大于最大着陆重量,如果是,则直接判定为着陆超载;
- (2) 如果飞机重量介于设计着陆重量和最大着陆重量之间,则判断飞控系统测试的垂向加速度值是否大于门限值,如果大于门限值,则判定为着陆超载;
- (3) 如果飞机重量小于设计着陆重量,则不论飞控过载是否达到门限值,均不视为着陆超载;
- (4) 如果出现超载,则在着陆后飞机停止之前在屏显上提示“着陆超载”警示,以便飞行员看到后通知地勤。

将这一诊断模型写成诊断程序,在飞机航电系统中进行实施,从而实现超载告警功能。从图6可以看出,原先在设计着陆重量和最大着陆重量之间的着陆情况都必须进行超载检查,而增加了超载诊断之后,这一区域内仅有大下沉速度的着陆情况才需要检查,其他情况仅需要间隔检查和限制总次数即可。可见,飞机的潜能得到了进一步挖掘,在保证安全的情况下,降低了超载检查的频次。

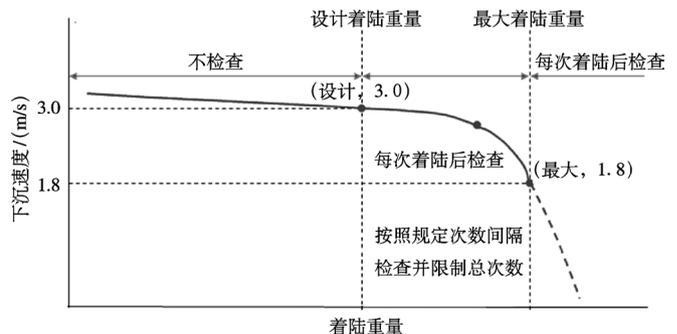


图6 超载检查范围

Fig.6 Envelope for overload check

6 结束语

通过分析,完成了超载监控方案,并在试验室进行验证之后,在试飞的两架飞机上进行了验证。经过几十架次的飞行试验后,对程序进行了完善。至今已飞行一百余架次,该诊断模型均未出现误诊的情况。说明分析计算结果符合实际,提出的超载着陆诊断方案合理,提高了超载着陆检查的诊断效率和准确度,节约了因超载而带来的结构分解检查时间。

参考文献

- [1] GJB 67.4A-2008 军用飞机结构强度规范,第4部分:地面载荷.
GJB 67.4A-2008, Part 4, Ground loads, Military airplane
structural strength specification (in Chinese) .
- [2] 刘瑞琛. 飞机起落架强度设计指南 [M]. 成都: 四川科学技术
出版社, 1989.
LIU Ruichen. Aircraft landing gear strength design manual[M].
Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989. (in
Chinese)

作者简介

华卫江(1980—)男,高级工程师。主要研究方向:起落架
强度设计。

Tel: 029-86832863

E-mail: huawj1980@hotmail.com

杨小斌(1974—)男,研究员。主要研究方向:起落架强度设计。

陈全礼(1970—)男,研究员。主要研究方向:飞机强度
设计。

Aircraft Overweight Landing Monitoring Method

HUA Weijiang*, YANG Xiaobin, CHEN Quanli

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: For the modification to an aircraft, when the new-developed missiles mounted, the aircraft will be overweight during landing, which will cause complex disassembly and check for landing gears to detect any possible damages according to requirements of the maintenances manual. In this paper, a overweight landing monitoring method was established based on the diagnosis of landing gear ground loads, which can help ground crew decide whether or not the landing gear needs to be dismantled and checked. The method was developed by establishing the relationship between landing gear loads and airframe accelerations, which are based on large amount of flight test data and dynamic simulations. The method was applied to the flight test of the aircraft and showed good effects.

Key Words: overweight landing; acceleration; monitoring