

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2016.03.014

飞机机翼着陆滑跑动态性能分析

Dynamic Performance Analysis of Aircraft Wing in Landing and Taxiing

秦 飞 / QIN Fei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

飞机着陆滑跑过程中,机翼结构将受到较大的冲击作用和振动激励。为预判结构局部危险部位,给结构强度设计提供参考,需对机翼着陆滑跑过程中的动态性能进行分析。创新性地考虑了飞机滑跑速度和气动力的变化,为有限元计算提供可靠的外载输入,并合理设置约束条件,建立半机体有限元模型,降低计算规模。最后提取机翼各站位处的载荷响应峰值,做出动响应包线,预判结构局部危险部位,如机翼根部,为结构强度设计提供参考。

关键词:机翼;结构;着陆;滑跑;动态性能

中图分类号:V224

文献标识码:A

[Abstract] The wing structure suffers large impact and vibration in landing and taxiing. In order to predict local hazard areas of the structure and provide a reference for structural strength design, it is necessary to implement an analysis on wing dynamic performance in landing and taxiing. This paper considers innovatively about changes of aircraft taxiing rate and the aerodynamic force, which provide a reliable set of external input, and set reasonable constrains, establish half-body finite element aeroplane model to reduce the size of the calculation. Finally, the peak load response of each wing station was extracted to make dynamic response envelope, and the local hazardous positions can be pre-estimated to provide references for the structure design, such as the root of wing.

[Keywords] wing; structure; landing; taxiing; dynamic performance

0 引言

飞机结构在使用过程中常常受到各种各样的动载荷作用,这些动载荷可能会引起结构的动强度破坏。随着飞机性能的逐步提高,振动激励和冲击作用也越来越强烈,其所造成的危害程度的大小与飞机的运动状态、环境以及飞机结构本身的动态特性密切相关。所以,一架飞机从开始设计直到退役,在这一过程中结构动强度是必须予以高度关注的问题^[1]。本文主要针对振动故障类型中的振动峰值破坏进行研究。

飞机机翼在着陆滑跑过程中动响应分析涉及两个方面的内容:(1)起落架动态性能的分析;(2)飞机机翼的有限元动响应分析。对于起落架的动态性能分析,W Karam 等^[2]和 Kapseong Ro^[3]做过

起落架模型的落震仿真,Karen H. Lyle 等^[4]研究坠撞过程,验证了在机身未损毁前使用刚性机体模型的准确性,Phil Evans 等^[5]利用 MATLAB/SIMULINK 模拟飞机起飞和着陆过程。对于有限元分析,波音公司在上世纪 50 年代采用三角元对机翼进行建模,极大地推动了有限元法的发展和使用^[6]。目前应用最广泛的通用有限元商用软件有 ABAQUS, ADINA, ANSYS, MARC, NASTRAN 和 SAP 等^[7]。徐焱^[8]、孟庆贺^[9]等人成功运用 MSC. PATRAN& NASTRAN 等,对机体动响应做了相应的研究,但主要是针对机身上个别点,给出响应的时间历程响应曲线,有一定的局限性。

本文在前人的研究基础上,利用现在流行的 CAD 技术,采用 ADAMS 进行模拟仿真,求得飞机在着陆滑跑过程中起落架对机体的激振力,为下一步

计算机身动响应打好基础。在对空气动力问题的处理上,本文与以往的研究方法不同,未采用陈旺^[10]的等效升力法,而是对 ADAMS 进行二次开发,通过编写 ADAMS GFOSUB 子程序来解决。这样能真实地模拟飞机在着陆滑跑过程中机体上气动力的变化,仿真过程和实际情况更接近,计算结果更准确。飞机机翼作为一个整体,如果只计算个别站位上的动响应,很难判断危险截面所在部位,为飞机强度设计提供的参考相对有限,为克服这一缺陷,本文计算了机翼上所有站位处的弯矩、剪力和扭矩。通过对各站位处动响应值的筛选,提取响应峰值,以站位位置为横坐标,响应峰值为纵坐标,做出动响应包线^[11]。本文根据这一思想,提取各站位处的响应峰值,做出相应的包线,并进行分析,为飞机机翼强度设计提供较好的参考。

1 起落架动力学建模

1.1 动力学模型

目前在起落架动态性能力学模型中普遍采用的是弹性与非弹性支撑质量的二质量模型^[10]。弹性支撑质量,即缓冲器中空气弹簧的上部质量,包括机身、机翼、尾翼、缓冲器外筒等质量,即空气弹簧支撑的质量。非弹性支撑质量,即空气弹簧下部的质量,包括缓冲器活塞杆、刹车装置、轮胎等质量,对于小车式起落架还要包括车架,即非空气弹簧支撑的质量。

对于缓冲支柱式起落架考虑将气体腔和油液腔分别等效为一个弹簧力和一个阻尼力,缓冲支柱力由空气弹簧力、油液阻尼力、缓冲器摩擦力与结构限制力组成。一旦起落架的几何参数和初始充填参数确定,则油-气式缓冲支柱的各个力即可确定。轮胎力随轮胎压缩量而变化,具体的各分力的表达式可参见文献[10]。

1.2 起落架系统建模

在 ADAMS/AIRCRAFT 模块中,仿真模型都是以模板为基础的,前起落架缓冲支柱和机轮子系统以及主起落架缓冲支柱和机轮子系统可以调用软件自带的模板。为了使所建模型与实际情况更接近,需要根据某型飞机缓冲支柱的初始容积、初始压力、活塞面积、油孔面积、缓冲支柱行程和轮胎垂直变形系数及阻尼系数等参数,利用文献[10]中力的表达式,修改空气弹簧力、油液阻尼力、缓冲器内

部摩擦力、结构限制力和轮胎力等属性文件。属性文件编写准确与否直接决定了仿真结果的优劣,所以这是前期工作的重点。在子系统都建立完之后,分别装配成前起落架系统和主起落架系统,进行落震仿真,验证所建起落架模型的准确合理性。

1.3 起落架落震仿真与验证

落震仿真是为了验证所建起落架模型的准确性,通过仿真和实验结果进行对比,达到验证目的。首先,确定前起落架和主起落架的支撑质量,可以通过力和力矩平衡关系确定。已知某飞机全机质量 47 681kg,停机状态飞机重心至前轮轮轴的水平距离 9.116m,至主轮轮轴的水平距离 0.960m,可以求出前起落架支撑质量为 4 543kg,主起落架支撑质量为 43 138kg。

确定了支撑质量后就可以对飞机的前起落架和主起落架分别进行落震仿真,下沉速度均为 3m/s,姿态水平,仿真时间 6s,仿真时间步数 600。仿真结果和实验结果^[10]的对比见表 1,各主要参数相对误差均在 5% 以内,根据工程经验,说明所建的起落架模型和实际情况吻合得较好。

表 1 前起落架和主起落架仿真结果与实验结果的对比

主要参数	起落架类别	仿真结果	实验结果	相对误差
缓冲器过载/g	前起落架	2.11	2.13	0.94%
	主起落架	2.09	2.19	4.57%
轮胎最大压缩量/m	前起落架	0.152	0.159	4.40%
	主起落架	0.134	0.139	3.60%
重心最大位移/m	前起落架	0.482	0.491	1.83%
	主起落架	0.462	0.477	3.14%

2 全机多体系统动力学建模

虚拟样机分析模型不一定与实际模型的形状完全一致,必要的模型简化是可以的,只要虚拟样机分析模型的工况符合实际工作的工况即可,基于这种思想利用 MSC. ADAMS 建立全机多体系统模型。

在建立并验证了前、主起落架系统模型的基础上,调用刚性机体模型,文献[4]说明使用刚性机体是可行的,根据起落架和机体实际的连接位置,修改相关几何参数,最后装配成全机模型,进而进行滑跑和着陆仿真分析。

3 着陆滑跑仿真

3.1 路面谱

由于路面不平度的影响,飞机在跑道上滑行时会引起振动,这对于起落架的疲劳寿命起重要作用,同时会影响飞行员的正常工作和乘客的舒适性。另外滑行载荷的累积影响在飞机总的疲劳损伤中也占有一定的比例,不能忽略。因此需要选择合适的路面谱,对飞机在滑行过程中的振动进行模拟仿真,以便掌握飞机滑行中起落架的动力学响应特征。

为了较好地模拟飞机着陆滑跑的真实情况,本文使用 San Francisco 28R 跑道进行仿真。该跑道修建于上世纪 60 年代前期,路面较粗糙,飞机在该跑道上着陆滑跑将受到较高的激励载荷^[12]。此跑道的路面谱是根据实测结果编制的,能较真实地模拟实际跑道。

3.2 着陆滑跑仿真分析

着陆过程是飞行最危险的阶段之一,研究这一过程具有重要意义。本文着重研究飞机刚触地后进行滑跑的动态过程。由于飞机着陆时水平速度较大,机身上附加了较大的气动升力,刚触地的瞬间甚至可以达到 0.8 倍~0.9 倍的全机总重^[13],因此在仿真过程中气动升力不可忽略。

对于随时间变化的气动力的添加,可以通过编写 ADAMS GFOSUB 子程序实现。首先,定义用户界面,然后建立用户求解库,只有这样,用户子程序才能连接到 ADAMS/SOLVER 求解,接着编写气动力子程序 GFOSUB,气动力与机翼迎角、飞机速度和气动面积等参数有关,这些参数可参见文献[14]。气动升力表达式如下:

$$F_L = C_L \cdot q \cdot S \quad (1)$$

式中, C_L 为升力系数(与机翼迎角有关), S 为机翼参考面积, q 为动压,定义式如下:

$$q = \frac{1}{2} \rho_a V_a^2 \quad (2)$$

式中, ρ_a 为空气密度, V_a 为气流速度。

由式(1)、(2)可以看出,气动力随机翼迎角和气流速度变化,子程序可以将变化的气动力加到机身上。将编好的气动力子程序添加到机身模板中,建立机身子系统,最后将前面建好的前起落架和主起落架子系统,结合机身子系统,建立全机模型,进

行着陆仿真。

着陆滑跑可以作为匀减速运动处理,平均加速度表达式如下^[13]:

$$a_{pj} = -\frac{g}{2} \left(f + \frac{1}{K_{jd}} \right) \quad (3)$$

式中, f 为机轮对地面的摩擦系数,取 0.3; K_{jd} 为接地瞬间飞机的升阻比,取 6.95。由此计算可得平均加速度为 -2.175m/s^2 。

将建好的前起落架和主起落架模型,加上自定义气动力的机身装配成全机模型,输入 San Francisco 28R 跑道路面谱,进行滑跑仿真。水平速度为 66.6m/s ,机身迎角 3.5° ,仿真时间为 6s。在进行着陆仿真时选取两种典型情况进行分析,一种是正常着陆,另一种是极端的粗暴着陆,对应的下沉速度分别为 1.22m/s 和 3.05m/s 。参数设置完后提交到 ADAMS/SOLVER 求解器进行动力学分析计算。

着陆滑跑仿真时,气动升力随时间的变化曲线如图 1 所示。

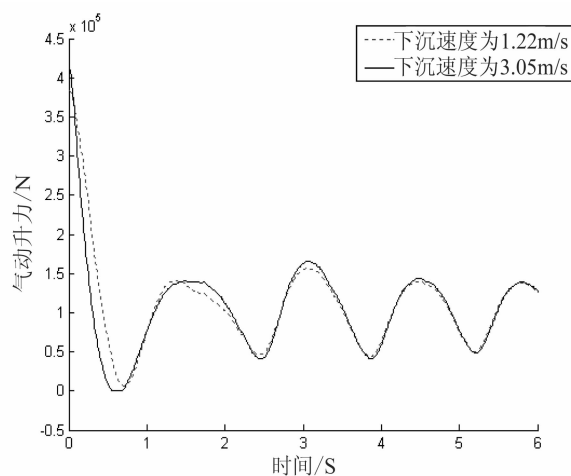


图 1 气动升力随时间的变化曲线

在 0s 时刻,两种下沉速度对应的气动升力大小不同,如图 1 所示,下沉速度为 1.22m/s 时为 $3.83\text{E}+005\text{N}$,是飞机总重的 82%;下沉速度为 3.05m/s 时为 $4.16\text{E}+005\text{N}$,是飞机总重的 89%。可见后者比前者大,这是因为较大的下沉速度造成了较大的诱导迎角。0s 时刻是主起落架刚刚触地的瞬间,此时身上的气动升力最大,由文献[13]可知,能达到 0.8 倍~0.9 倍的全机总重,以上计算结果也说明了这一点,表明仿真结果是合理的。

4 动响应分析

4.1 有限元模型的建立

为减少结构的自由度数,提高计算效率,本文利用结构的对称性条件,建立半机体模型,如图2所示。全机结构相对于 XOY 平面对称,对称面上结构元素的刚度和节点惯性数据均取一半。本文计算的是飞机对称着陆滑跑状态下,机体的结构动力学响应,所以在对称面上施加对称约束,即将对称面上节点的反对称位移限制为零:

$$\{T_z\}_s = \{R_x\}_s = \{R_y\}_s = 0 \quad (2)$$

式中, T_z 为 Z 方向的节点线位移, R_x 和 R_y 分别为 X 方向和 Y 方向的节点角位移,下标 s 表示对称面上的节点号。全机结构有限元模型具有386个等截面梁元(bar),246个质量元(mass),20个刚性元(rigid),2个弹性元(DOF Spring)。

4.2 外载荷的添加

机体对称着陆载荷由两大部分组成,一部分是着陆撞击前的 $1g$ 平飞载荷,另一部分是起落架的撞击载荷和由它引起的机体惯性载荷。前者又是由 $1g$ 气动载荷和 $1g$ 质量载荷组成。运用PATRAN将外载荷添加到半机体模型上,如图2所示。

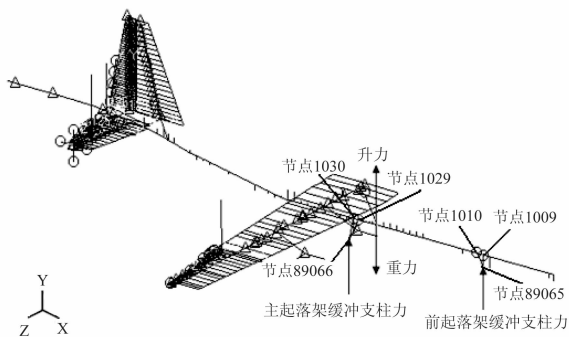


图2 半机体模型受力示意图

4.3 动响应结果及分析

机翼弯矩方向为 X 向,剪力为 Y 向,扭矩为 Z 向,机翼各站位所对应的节点号为Node 201~229,其中Node 201作为横坐标原点(0m),Node 229作为终点(18.559m),提取弯剪扭的响应峰值,做出响应包线,如图3~图5所示。

机翼和机身是通过梁式框架连接的,框架在机翼上的连接点为Node 9610,在 Z 方向距离原点Node 201为1.410m,因此在站位1.410m处机翼弯

矩出现突变,如图3所示。总体来说,机翼根部弯矩最大,向翼尖呈递减趋势,下沉速度1.22m/s和3.05m/s对应的弯矩最大值分别为 $1.04 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{m}$ 和 $1.75 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。外发动机(Node 8239)和内发动机(Node 8240)作为集中质量单元通过广义元(Geneal元素)连接到机翼上, Z 方向的坐标分别为9.533m和4.714m,这两个附加在机翼上的集中质量导致机翼剪力和扭矩在站位4.714m和9.533m处出现突变,如图4和图5所示;下沉速度1.22m/s和3.05m/s对应的剪力最大值分别为 $1.73 \times 10^5 \text{ N}$ 和 $2.93 \times 10^5 \text{ N}$,扭矩最大值分别为 $2.98 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 和 $4.31 \times 10^5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

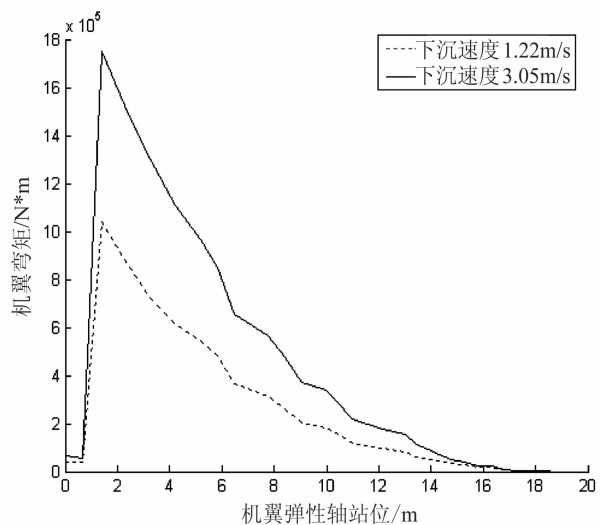


图3 机翼弯矩响应包线图

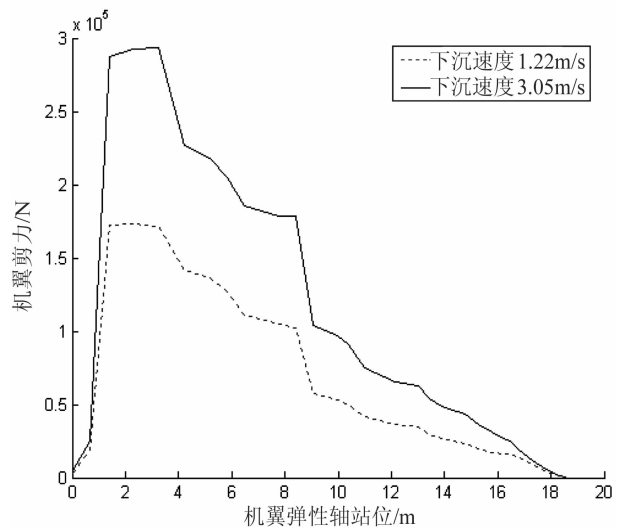


图4 机翼剪力响应包线图

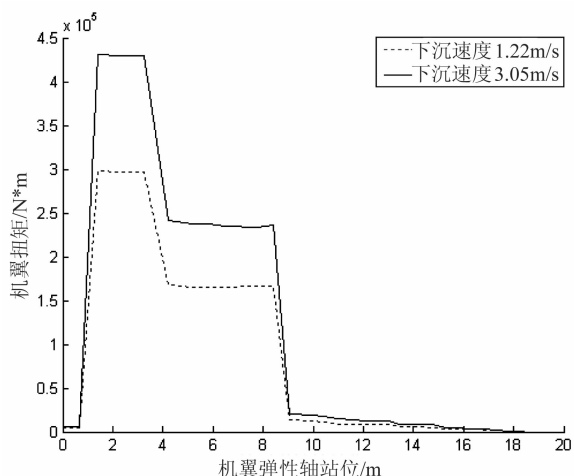


图5 机翼扭矩响应包线图

由以上计算结果,可以清晰地看出机翼结构局部危险部位,即各部件较高载荷集中处,如机翼根部,因此需要对此部位进行加强设计,从而使整架飞机的安全性得到保障,具有明显的实际意义。

5 结论

通过上述计算分析,可以得出以下结论:

1) 根据本文计算分析,飞机着陆滑跑过程中机翼的动响应问题需要考虑飞机升力和滑跑速度,为有限元计算提供更可靠的外载输入;

2) 依据计算所提取的机翼各站位处的载荷响应峰值,做出动响应包线,确定各部件载荷的最大值,有助于预判结构局部危险部位。

参考文献:

[1] 曾宁. 结构动力学在飞机设计中的应用技术研究[J]. 西南交通大学学报,增刊,2002,37(1):110-112.
[2] W Karam and J-C Mare. Advanced model development and

validation of landing gear shock struts[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 2010 224: 575-586.

[3] Kapseong Ro. A Descriptive Modeling and Simulation of Aircraft-Runway Dynamics [C]// 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, 7-10 April 2003: 1-11.

[4] Karen H. Lyle, Karen E. Jackson and Edwin L. Fasanella. Simulation of Aircraft Landing Gears with a Nonlinear Dynamic Finite Element Code[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39: 142-147.

[5] Phil Evans, Mario G. Perhinschi, and Steven Mullins. Modeling and Simulation of a Tricycle Landing Gear at Normal and Abnormal Conditions[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Toronto, Ontario Canada, 2-5 August 2010:1-20.

[6] 王富耻,张朝晖. ANSYS10.0 有限元分析理论与工程应用[M]. 北京:电子工业出版社,2006:1-2.

[7] 江见鲸,何放龙,何益斌,等. 有限元法及其应用[M]. 北京:机械工业出版社,2006:1-7.

[8] 徐焱. 飞机带翼尖弹着陆响应研究[J]. 飞机设计,2003, 1:27-32.

[9] 孟庆贺. 飞机着陆撞击与滑跑响应分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.

[10] 陈旺. 小车式起落架落震及全机着陆动态仿真分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.

[11] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001:111-129.

[12] Donald Freund, Douglas R. McKissack, Laurence C. Hanson. Dynamic Taxi, Take-Off and Landing Roll Analyses for Large Business Jet Aircraft[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 3-6 April 2000, A00-24567:1-11.

[13] 熊海泉,刘昶,郑本武. 飞机飞行动力学[M]. 北京:航空工业出版社,1990:86-88.

[14] 常振亚. 飞机飞行性能计算手册[M]. 陕西:飞行力学杂志社,1987:255-261.

(上接第 51 页)

参考文献:

[1] 曾天翔,等译. 可靠性设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1987.
[2] 陆廷孝,等主编. 可靠性设计与分析[M]. 北京:国防工业出版社,1995.
[3] 窦迎军. 换热器的可靠性分析[J]. 机械工程师,2012.
[4] 王珍熙. 可靠性、冗余及容错技术[M]. 北京:航空工业出版社,1991.

[5] 焦景堂. 航空机载设备可靠性维修性工程指南[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1993.

[6] [日]市田嵩,铃木和幸,编著. 可靠性分布与统计[M]. 郭建英,沙巨大,译. 北京:机械工业出版社,1988.

[7] 章国栋,陆廷孝,屠庆慈,吴真真. 系统可靠性维修性的分析与设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990.

[8] 胡昌寿. 可靠性工程-设计、试验、分析、管理[M]. 北京:宇航出版社,1988.

[9] 姚一平,李沛琼. 可靠性及余度技术[M]. 北京:航空工业出版社,1991.