

文章编号:1000-6893(2009)01-0052-04

# 机场不平度对小车式起落架前后机轮载荷分配影响

宣建林, 冯蕴雯, 冯元生

(西北工业大学 飞机工程系, 陕西 西安 710072)

## Impact of Roughness of Airport on Tricycle-type Landing Gear Wheel Load Distribution

Xuan Jianlin, Feng Yunwen, Feng Yuansheng

(Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**摘要:** 国内外对飞机地面载荷的研究主要是针对每个起落架的总载荷, 鲜见对起落架各机轮载荷分配研究的文献, 而工程上又迫切需要相关的针对飞机起落架机轮载荷分配的计算分析方法。在中国发展大飞机项目的背景下, 以小车式起落架为例, 探讨了机场跑道不平度对小车式起落架前后轮载荷分配的影响, 提出了小车式起落架机轮载荷分配的分析思路, 并通过计算波音 707 飞机的起落架机轮载荷分配比例证明了该方法的有效性和可行性。

**关键词:** 小车式起落架; 机场不平度; 机轮; 载荷分配

**中图分类号:** V214.1      **文献标识码:** A

**Abstract:** Present research at home and abroad on landing gear wheel load tends to focus on its total loading, while study of specific landing gear wheel load distribution is rarely seen. However, there is an urgent need in engineering to develop an appropriate method to calculate aircraft landing gear wheel load distribution. This article studies the impact of the roughness of the airport on the tricycle-type undercarriage wheel load distribution and presents a calculation method for the load distribution of the wheels. The effectiveness and feasibility of the method are demonstrated by calculating the wheel load distribution of a Boeing 707 aircraft.

**Key words:** tricycle-type landing gear; roughness of airport; wheels; load distribution

起落装置是飞机的重要与关键部件, 其工作性能的好坏以及可靠性的高低直接影响到飞机的使用和安全。而要设计高质量的起落装置, 对于现代多轮多支柱布置的大型飞机来讲, 就必须开展机轮载荷分配研究。

国军标 GJB67.4—85 中规定起落架前后机轮的分配应充分考虑机轮的布置形式、飞机姿态、往复运动以及跑道道面等多方面因素的影响, 或参照同型飞机的实验结果计算。中国由于在这方面开展的研究较少, 型号研制时一般均选取规范相关参考书与说明书的推荐值。按此设计的起落架有时重量指标会偏高, 从而导致飞机某些性能降低。而国外, 各飞机设计生产单位均将机轮载荷的分配视为技术秘密, 鲜见相关的理论研究成果<sup>[1-6]</sup>。

随着飞机用途的不断扩展, 飞机的种类与总重量也在不断拓展, 对于大型飞机来讲, 飞机重量的增加导致飞机设计师越来越多地采用有

更多机轮的起落架, 同时也在机体上布置更多的起落架, 于是起落架的布置形式发展成多轮多支柱的形式, 机轮载荷的分配问题变得愈来愈突出。且世界民航工业的发展越来越迅速, 民用飞机朝着更安全、更经济、更舒适、更环保的方向发展。大型客机朝着超大型和超高效两个方向发展, 代表机型是空客公司正在研制的超大型亚声速宽体飞机 A380 和波音公司正在研制的超高效飞机 787。虽然这两种飞机的设计代表了航空发展的两种不同预期及理念, 采用的技术侧重点不一样, 但是在起落架的设计上都采用了小车式多轮起落架来分散轮胎对跑道的压力及便于在机体内收藏。

基于前述, 本文以小车式起落架为例, 从车架受载过程中力学平衡角度出发, 研究机场不平度对小车式起落架前后机轮载荷分配的影响。

## 1 基本概念

小车式起落架由于采用了铰接式车架, 从理想的静态受载状态看, 前、后轮在任何不平场地上都可以同时以同等压缩状态接触地面, 这也是设计铰接式车架的初衷, 也就是说前、后轮载荷比

收稿日期: 2007-10-19; 修订日期: 2008-04-07

基金项目: 国家自然科学基金(10577015); 航空科学基金(03B53008, 2006ZD53050)

通讯作者: 宣建林 E-mail: nnn1981@nwpu.edu.cn

应为 5 : 5, 如图 1 所示。图中:  $P_f, P_b$  分别为前、后轮的载荷;  $\Delta h$  为前后轮高度差;  $O$  为铰链。

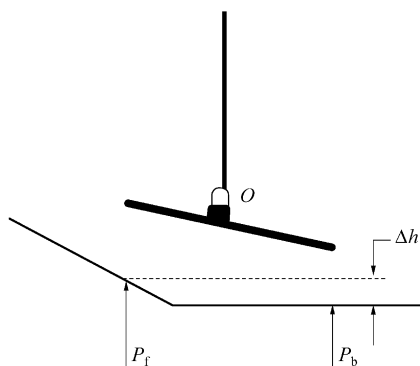


图 1 纯理想状态前、后轮压地情况

Fig. 1 Ideal state of front- and back-wheels pressure on ground

但实际使用过程中, 当一对前轮碰到高起凸台时, 前轮轮胎就增加压缩量, 此时前轮载荷增大, 对铰接点形成抬头力矩, 转动车架使后轮轮胎增加压缩量而达到前后轮载荷接近平衡, 因此它是一个运动学过程, 需要根据运动过程算出实际存在的前后轮载荷差, 如图 2 所示, 图中:  $\delta_0$  为轮胎停机压缩量;  $\delta_f, \delta_b$  分别为前、后轮压缩量;  $c$  为稳定缓冲器载荷;  $d$  为阻尼器绕点  $O$  的垂直力臂。图 2 所示的稳定缓冲器, 即为减少转动振动而设计的。

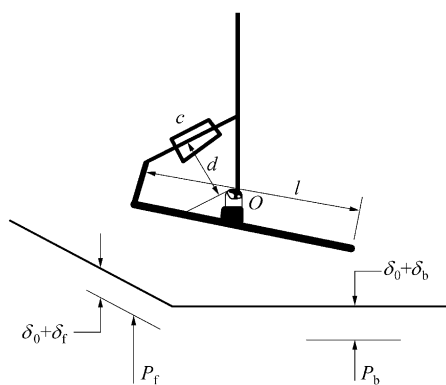


图 2 实际前、后轮压地情况

Fig. 2 Actual state of front- and back-wheels pressure on ground

就结构受力而言, 由于起落架是多轮小车式的, 各轮的工作情况就可能有所不同。例如: 在跑道上遇到不平的凸块, 前面的机轮受撞击, 而整个起落架就可能抬起, 前面的机轮载荷增加, 而后面的机轮可能不受力; 大迎角着陆过程中由于后轮先接触地面又可能受力很大。这些情况对机轮

及起落架受力不利。为解决此问题, 一般将前、后轮组的轮架做成与支柱铰接, 以平衡前、后轮组的载荷。但这样又使起落架变成了一个不稳定的活动机构, 轮架可绕铰接轴任意旋转, 致使当一个轮组受力后, 将导致另一轮组受撞击, 并可能形成来回振动, 也不能保证着陆时小车轮架与地面基本平行。因此, 多轮小车式起落架常加装一个车架稳定缓冲器, 它实际上也是一个油气式减振器, 内装压缩空气和油液, 通过气室的空气压缩、膨胀以及油液流经阻尼油孔所产生的阻尼力达到缓冲减振并调节各轮组受载均匀的作用。

## 2 机场典型道面不平整度

以  $1 - \cos \alpha$  标准跑道为例。图 3 为跑道纵向垂直剖面示意图。跑道波长取  $\lambda = 90 \text{ m}$ , 波峰取  $A = 200 \text{ mm}$ 。半个波长对应于  $180^\circ$ , 则  $1^\circ$  相当于跑道道面波长  $250 \text{ mm}$ 。

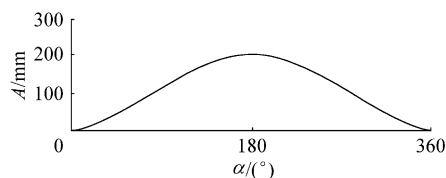


图 3 凸台分布曲线图

Fig. 3 Distribution curve of boss

## 3 前后轮载荷比算法

图 1 和图 2 所示并不局限于后轮只停留在平地上。事实上, 在假定车架始终处于水平状态情况下, 只要前后轮存在一个高度差, 则前后轮就存在载荷分配不均, 且由于工程上设计师们更关注大载荷状态时载荷比的最大值, 故算法中应着重反映这一要求。

为简化计算, 轮胎载荷可取与压缩量成线性正比, 即

$$P_f = k(\delta_0 + \delta_f) \quad (1)$$

$$P_b = k(\delta_0 + \delta_b) \quad (2)$$

式中:  $\delta_f, \delta_b, P_f, P_b$  均为时间  $t$  的函数:

$$\left. \begin{aligned} \delta_b |_{t=0} &= 0 \\ \delta_f |_{t=0} &\leq \Delta h \\ c |_{t=0} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

小车绕铰链的力矩为

$$M(t) = (P_f(t) - P_b(t))l/2 - c(t)d \quad (4)$$

用符号  $\ddot{\theta}$  表示车架绕铰链转动的角加速度,

$I_0$  表示车架绕铰链的极惯性矩,则有

$$M(t) = I_0 \ddot{\theta}(t) \quad (5)$$

以  $\Delta t$  为间隔,逐步计算至时间  $t_c$ ,使  $P_b(t_c) \approx P_f(t_c)$  为止,之后的过程因为阻尼器的作用,前、后轮的载荷比趋于平衡,所以在  $t=0 \sim t_c$  的过程中某一时刻前、后轮载荷比最大。

以  $\Delta t$  为间隔,可与滑跑速度  $v$  相联系,由于  $v$  愈大,载荷愈大,故应选较大的  $v$ 。计算各个状态的  $P_f/P_b$ ,取其最大值即为解。

取  $t_0=0$ ,则  $t_1=\Delta t$ ;飞机起落架车架长度为  $l$ 。则滑跑  $\Delta t$  后,前进距离为  $\Delta L_1 = v\Delta t$ ,移动 250 mm 相当于  $1^\circ$ ,则  $1 - \cos \varphi$  中的坡形角  $\varphi_{1f} = \Delta L_1/250$ ,  $\varphi_{1b} = (\Delta L_1 - l)/250$ 。

设坡顶高度为 200 mm,则用坡形公式计算坡高

$$h_{1f} = 200 \times (1 - \cos \varphi_{1f})$$

$$h_{1b} = 200 \times (1 - \cos \varphi_{1b})$$

故有  $\Delta h_1 = h_{1f} - h_{1b}$ 。

为简化计算,假设机轮承载与轮胎压缩量成线性关系<sup>[7]</sup>,即  $P = k\delta$ ,设计时取停机压缩量。

现前轮轮胎压缩量为  $\delta_{1f} = \delta_0 + \Delta h_{1f}$ ,后轮轮胎压缩量为  $\delta_{1b} = \delta_0 + \Delta h_{1b}$ 。再由停机状况算出轮胎弹性系数(一对机轮合在一起算),设主起落架承受 85% 的全机载荷,主起落架共有 4 对机轮,取平均分配,设飞机总载荷为  $G$ ,则一对机轮承受的载荷为

$$P_0 = 0.85G/4$$

故有  $k = P_0/\delta_0$ ;此时小车绕铰链的力矩  $M(t_1)$  简称为  $M_1$ ,可按式(4)计算。阻尼  $c(t)$  与  $\dot{\theta}$  有关,在算至小车轮架转角为  $\theta$  时加以考虑,可得前、后轮载荷差引起的对车架铰链的转动力矩  $M_1$ 。

在计算  $\ddot{\theta}$  时,首先得确定极惯性矩  $I_0$ ,  $I_0$  可表示为  $I_0 = mr_0^2$ 。其中:  $m$  为四轮小车的质量;  $r_0$  为车架绕铰链的回转半径。

$t_1$  时,车架绕铰链转动的角加速度  $\ddot{\theta}_1$  为

$$\ddot{\theta}_1 = M_1/I_0$$

在  $\Delta t$  内的平均角加速度取为  $\bar{\ddot{\theta}}_1 = \ddot{\theta}_1/2$ 。

$t_0$  时,车架绕铰链转动的角速度  $\dot{\theta}_0 = 0$ ,故有

$t_1$  时,  $\dot{\theta}_1 = \bar{\ddot{\theta}}_1(\Delta t_1)$ 。

相应地,  $\theta_1 = \frac{1}{2}(\dot{\theta}_0 + \dot{\theta}_1) \cdot \Delta t_1$ ,阻尼的作用为

乘一个阻尼修正系数  $k_c$ ,取  $k_c = 0.7 \sim 0.9$ ,当  $\dot{\theta}$  较

小时,取  $k_c = 0.9$ ,则有  $\theta_{1c} = k_c \theta_1$ 。

由  $\theta_{1c}$  引起的前、后轮高度差为  $\Delta H_1 = l \sin \theta_{1c}$ 。

前、后轮间因转动引起的高度差  $\Delta H_1$  与因地形引起的高度差  $\Delta h_1$  之比为  $\Delta H_1/\Delta h_1$ ,至时间  $t_1$  时,  $\Delta h_1$  减去  $\Delta H_1$  后剩下的需转动差为  $(\Delta hH)_{10}$ 。

同理,可计算  $t_2, t_3, \dots$  时的各项数据。

由于是快速冲上坡台,故对应每一坡高,前、后轮有一个相应的附加平均压缩量。假设小车到达坡顶( $\bar{H} = 200$  mm)时最大附加过载为  $\Delta n_y$ ,近似取不同坡高时的  $\bar{\Delta \delta}_{\bar{h}} = (\bar{\Delta \delta}_{\max}/\bar{H})\bar{h}$ 。其中:  $\bar{h}$  为四轮小车中点的坡高。则  $t_i$  时,  $\bar{h}_i = (\Delta n_y)_i \times (h_{if} + h_{ib})$ ,  $\bar{\Delta \delta}_{\bar{h}_i} = (\bar{\Delta \delta}_{\max}/\bar{H})\bar{h}_i$ ,有  $\delta_{i_i} = \delta_0 + \bar{\Delta \delta}_{\bar{h}_i}$ 。

$t_i$  时,前、后轮的载荷比为

$$P_{if}/P_{ib} = (\delta_{i_i} + (\Delta hH)_{i0}/2)/(\delta_{i_i} - (\Delta hH)_{i0}/2)$$

#### 4 算例

以波音 707 为例,其机轮尺寸为  $1\ 168 \times 406 - 406$ 。下面的数据是根据波音 707 估定的<sup>[8]</sup>。

轮胎的直径  $D$  为 1 168 mm;车架长度  $l$  可估为  $1.2D$ ,即  $l = 1.2 \times 1\ 168 = 1\ 401.6$  mm;回转半径大致取为  $l/2$ 。飞机总重为 150 t,主起落架承受 85% 的全机载荷。取起落架总重为飞机总重的 6%,其中主起落架占总重的 5%,则一个主起落架占总重的 2.5%;设支柱及收放机构、支柱接头占一个主起落架的 70%,车架及机轮占 30%,则四轮小车的质量为  $m_c = 150 \times 1\ 000 \times 0.025 \times 0.30 = 1\ 125$  kg。

以  $\Delta t = 0.02$  s 为间隔,计算从平地刚进入  $1 - \cos \alpha$  跑道开始,根据本文提出的算法,逐步计算至时间  $t_c$ ,使  $P_b(t_c) \approx P_f(t_c)$  为止。各个时刻波音 707 小车式起落架前、后机轮载荷分配比  $P_{if}/P_{ib}$  计算结果如图 4 和表 1 所示。

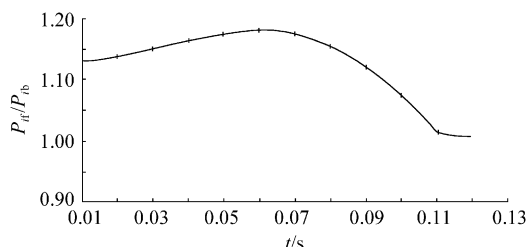


图4 机场不平度对波音 707 起落架前、后机轮载荷分配的影响

Fig. 4 Effect of roughness of airport on load distribution of front- and back-wheels for Boeing 707

表1 机场不平度对波音707起落架前、后机轮载荷分配的影响

Table 1 Effect of roughness of airport on load distribution of front- and back-wheels for Boeing 707

$t/s$	$P_{it}/P_{ib}$
0.01	5.309/4.691
0.02	5.324/4.676
0.03	5.351/4.649
0.04	5.381/4.619
0.05	5.407/4.593
0.06	5.418/4.582
0.07	5.406/4.594
0.08	5.364/4.636
0.09	5.289/4.711
0.10	5.178/4.822
0.11	5.034/4.966
⋮	⋮

由表1可见,由于小车式起落架可绕铰链转动,在飞机从平地刚进入 $1-\cos\alpha$ 跑道的过程中,前、后轮载荷比只有微振荡,且在0.11s时前、后轮载荷趋于相等。故四轮小车式起落架有了铰链后,前、后轮载荷比是易于均衡的,且前、后轮载荷比的变化不大。

## 5 结论

(1) 在设计小车式起落架过程中可以根据实际情况,适当调整起落架的尺寸布置以控制前、后机轮载荷比。

(2) 阐述了小车式起落架和机场不平度的基本概念,提出了机场不平度对小车式起落架载荷分配影响的算法,并以波音707为例进行了计算,得出四轮小车式起落架因为设计了铰链,在典型机场不平度情况下,前、后轮载荷比很容易均衡,且能迅速接近均衡。

## 参 考 文 献

- [1] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册:14分册[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [2] Currey N S. 飞机起落架设计原理和实践[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
- Currey N S. Aircraft landing gear design: principles and practices [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)
- [3] Klyde D H, Magdaleno R E, Reinsberg J G. The effect of tire pressure on aircraft ground handling [R]. AIAA-2002-4798, 2002.
- [4] Slingerland R. Ground effect on drag and pitching moment for aircraft tail-off configurations [R]. AIAA-2003-6750, 2003.
- [5] Tho C H, Sparks C E, Sareen A K. Efficient helicopter skid landing gear dynamic drop simulation using LS-DYNA [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49 (4): 483-492.
- [6] Alessandro A, Gerardus J. A design solution for a crash-worthy landing gear with a new triggering mechanism for the plastic collapse of metallic tubes [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(5): 445-455.
- [7] 刘锐琛. 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. Strength design guide of aircraft landing gear [M]. Chengdu: Sichuan Publishing House of Science & Technology, 1989. (in Chinese)
- [8] 卢成文,王道荫,魏志祥,等. 世界飞机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1988.
- Lu Chengwen, Wang Daoyin, Wei Zhixiang, et al. World's aircraft handbook [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1988. (in Chinese)

### 作者简介:

宣建林(1981—)男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计及故障诊断与健康监控。

Tel: 029-88495639

E-mail: nnn1981@nwpu.edu.cn

冯蕴雯(1968—)女,博士,教授。主要研究方向:飞机设计及可靠性。

Tel: 029-88460383

E-mail: fengyunwen@nwpu.edu.cn

(责任编辑:徐晓)