

文章编号:1674-8190(2015)03-271-08

# 运输类飞机起落架地面操纵载荷计算

娄锐,折世强,黄海清

(中航飞机股份有限公司 长沙起落架分公司,长沙 410200)

**摘要:**为了使运输类飞机起落架的设计更好地满足适航规范的要求,介绍一种针对CCAR25部规范要求的计算起落架地面操纵载荷的流程,并提出根据轮胎、缓冲支柱压缩状态计算起落架基本尺寸数据和飞机姿态的旋转“虚拟接地点”方法。通过上述流程能够计算得到起落架地面操纵载荷结果,包括飞机在某种地面操纵工况下的姿态、地面坐标系和飞机坐标系下的地面操纵载荷以及起落架基本尺寸数据。通过对转弯地面载荷工况的计算与分析,表明计算流程和旋转“虚拟接地点”方法是准确可靠的且能较好地满足CCAR25部规范要求。  
**关键词:**CCAR25部;起落架;地面操纵载荷;飞机姿态;虚拟接地点

中图分类号:V226

文献标识码:A

## Landing Gear Ground Handling Load Calculation of Transport Category Airplanes

Lou Rui, She Shiqiang, Huang Haiqing

(Changsha Landing-gear Branch, AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Changsha 410200, China)

**Abstract:** To meet the airworthiness requirement of transport category airplane landing gear design, the process of calculating ground handling load is introduced aiming at CCAR25 regulations. The so called airplane attitude “virtual contact point” rotation method is used to gain the landing gear basic size data and airplane attitude data based on tire and absorber strut deflection. The calculating results include airplane attitude under certain ground handling load case, ground load under ground coordinate system and aircraft coordinate system, and landing gear basic size data. Results show that the process and the “virtual contact point” rotation method are accurate and reliable, and meet the CCAR25 regulations requirement well.

**Key words:** CCAR25 regulations; landing gear; ground handling load; airplane attitude; virtual contact point

## 0 引言

现阶段我国设计的民用客机越来越多(例如支线客机ARJ21和干线客机C919),可能即将设计航程更远、载客更多的民用客机。目前,军用运输机的设计也参考了民用客机设计的先进规范。起落架设计作为运输类飞机的关键技术<sup>[1-2]</sup>,严格按照CCAR25部<sup>[3]</sup>规范计算飞机地面载荷,对起落架设计和适航取证大有裨益。

对飞机起落架地面载荷的研究与试验多数集

中于着陆载荷,并已取得了较多的研究成果<sup>[4-7]</sup>。飞机地面操纵载荷是起落架结构设计和机身结构设计的重要输入,但是对地面操纵情况的研究主要关注动力学建模与计算<sup>[8-10]</sup>。按照CCAR25部适航规范要求,根据规定的过载和平衡方式计算地面操纵载荷的方法较少,姚念奎<sup>[11]</sup>讨论并计算了串列多支柱式主起落架起飞滑跑、滑行转弯和打地转等工况的地面操纵载荷,解思适<sup>[12]</sup>讨论了地面操纵情况下的飞机姿态计算方法、不同地面操纵情况下的飞机过载和平衡方式等,对飞机起落架的地面操纵载荷计算具有重要的参考价值。

按照CCAR25部适航规范,计算地面操纵载荷存在两个难点:①正确理解CCAR25部地面操纵载荷各条款的含义与要求;②计算地面操纵载荷

收稿日期:2015-03-27; 修回日期:2015-06-07

通信作者:娄锐,lourui607@163.com

时,地面载荷、飞机的姿态和起落架基本尺寸数据是不断变化以及互相耦合的,需要编程迭代才能准确计算出地面操纵载荷、飞机的姿态和起落架基本尺寸数据<sup>[12]</sup>。

本文以前三点共轴双轮支柱式起落架作为研究对象,介绍一种计算飞机地面操纵载荷的流程,并提出一种根据轮胎和缓冲支柱压缩量计算飞机姿态和起落架基本尺寸数据的方法,最后结合算例对飞机转弯工况地面载荷进行分析和计算。

## 1 起落架地面操纵载荷计算流程

起落架地面操纵载荷的计算流程如图1所示。

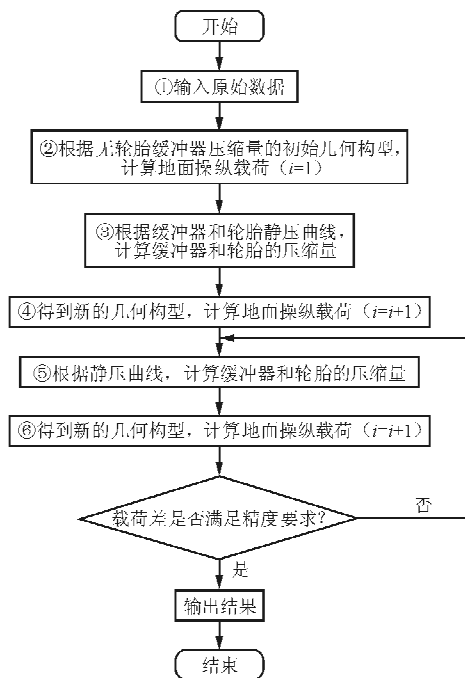


图1 起落架地面操纵载荷计算流程

Fig.1 Flow chart of landing gear ground handling load calculation

详细的计算流程如下:流程①接受原始数据;流程②计算轮胎、缓冲支柱无压缩量下几何构型的地面操纵载荷;流程③根据地面操纵载荷计算轮胎和缓冲支柱的压缩量;流程④根据轮胎和缓冲支柱的压缩量,得到新的几何构型,并计算此构型下的地面操纵载荷;流程⑤根据新的地面操纵载荷计算新的轮胎和缓冲支柱的压缩量;流程⑥再次得到新的几何构型,并计算地面操纵载荷。当流程⑥计算的地面操纵载荷与流程④计算的地面操纵载荷差异满足精度要求时,停止计算,流程⑥的地面操纵

载荷即最终结果;当操纵载荷差异不满足精度要求时,将流程⑥的地面操纵载荷结果作为输入代入流程⑤,直到操纵载荷差异满足精度要求。

上述各计算流程的详细说明如下:

(1) 流程①的原始数据包括设置的计算精度、定义的飞机坐标系  $Oxyz$ 、飞机重量、重心和轮轴中心位置、未变形轮胎半径、起落架结构形式、缓冲支柱和轮胎的静压曲线、需要计算的载荷工况、支柱轴线相对于飞机坐标系的方向余弦。

通常情况下,飞机坐标系的原点位于机头某处, $x$ 轴沿机体构造线向后为正, $y$ 轴垂直机体构造线并在机体对称面内向上为正, $z$ 轴由右手定则确定,因此前起落架、左、右主起落架轮轴中心以及飞机重心在飞机坐标系下的坐标为  $(x_N, y_N, z_N)$ 、 $(x_{ML}, y_{ML}, z_{ML})$ 、 $(x_{MR}, y_{MR}, z_{MR})$ 、 $(x_{CG}, y_{CG}, z_{CG})$ 。

(2) 流程②的基本内容如图2所示。

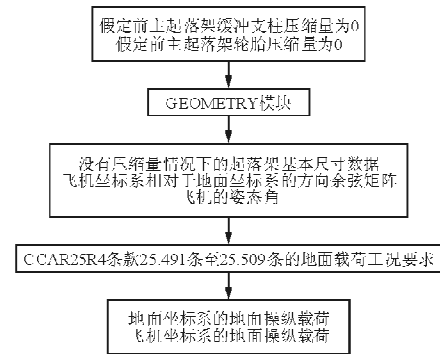


图2 流程②扩展

Fig.2 Flow ② expansion

首先假定缓冲支柱和轮胎无压缩量,并将其代入 GEOMETRY 模块,计算飞机姿态和起落架基本尺寸数据,再根据具体的 CCAR25 部地面操纵载荷规范要求计算无压缩量情况下的地面载荷。

(3) 流程③和流程⑤的基本内容为:将飞机坐标系下的地面操纵载荷作为输入,并根据缓冲支柱轴线相对于飞机坐标系的方向余弦确定缓冲支柱轴向载荷,再根据缓冲支柱静压曲线插值计算缓冲支柱压缩量;将地面坐标系下的地面操纵载荷作为输入,并根据轮胎静压曲线插值计算轮胎压缩量。

(4) 流程④和流程⑥的基本内容为:分别将上一步计算的缓冲支柱和轮胎压缩量代入 GEOMETRY 模块,计算有压缩量情况下的飞机姿态和起落架基本尺寸数据,根据具体的 CCAR25 部地面操纵载荷规范要求计算此种压缩量情况下的地面

操纵载荷。

## 2 GEOMETRY 模块设计说明

GEOMETRY 模块根据前主起落架缓冲支柱、轮胎压缩量, 确定飞机重心到地平面的高度 ( $H$ )、前主起落架接地点到飞机重心航向水平距离 ( $L_1$ 、 $L_2$ 、 $L_3$ )、侧向水平距离 ( $T_1$ 、 $T_2$ 、 $T_3$ ) 和飞机的姿态角 ( $\alpha_r$ 、 $\alpha_y$ 、 $\alpha_p$ )。

GEOMETRY 模块的计算如图 3 所示, 实线表示轮胎和缓冲支柱产生压缩量之前的飞机状态, 虚线表示轮胎和缓冲支柱产生压缩量之后接地点

抬离地平面的状态。轮胎和缓冲支柱产生压缩量后, 接地点抬离地平面形成“虚拟接地点”, 三个“虚拟接地点”形成“虚拟平面”, “虚拟平面”与地平面的夹角为  $\beta$  并与地平面形成一交线, 交线的方向余弦向量为  $(m, n, p)$ , 交线上任意一点地面坐标系下的坐标为  $(x_p, y_p, z_p)$ 。“虚拟接地点”和飞机重心 CG 绕着交线向量旋转  $\beta$  角度后, “虚拟接地点”与地平面重新接触, 形成新的接地点和新的飞机重心, 在此状态下得到飞机姿态和起落架基本尺寸数据。实现 GEOMETRY 模块的功能, 需先定义地面坐标系  $Oxyz$  (如图 4 所示)。

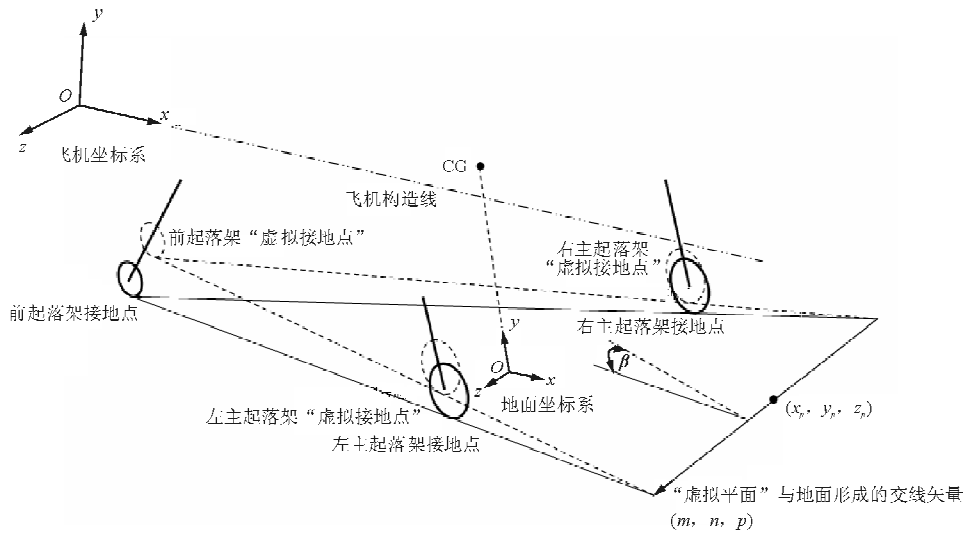


图 3 “虚拟接地点”以及“虚拟平面”旋转说明

Fig. 3 Rotation illustration of “virtual contact point” and “virtual plane”

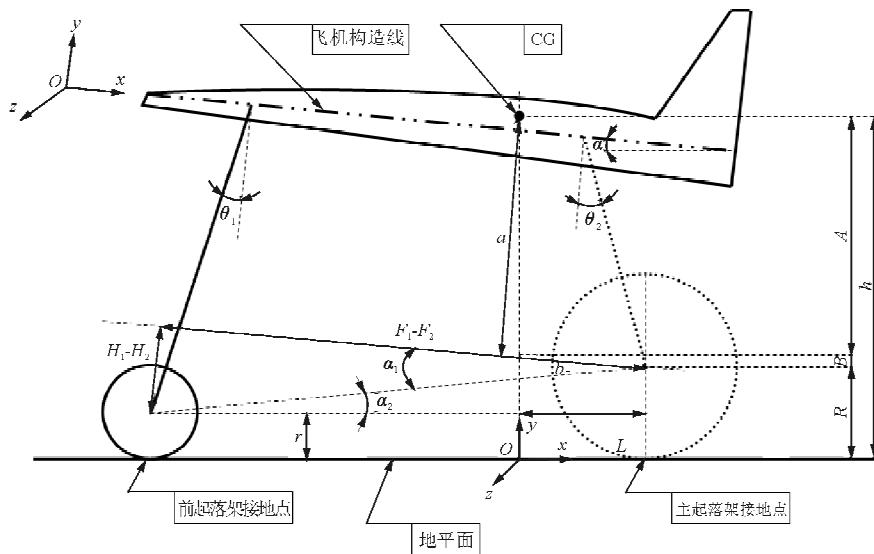


图 4 地面坐标系的定义和全伸展状态下的飞机状态

Fig. 4 Ground coordinate system and airplane state of full extension

图4状态为起落架缓冲支柱、轮胎无压缩条件下的飞机姿态以及地面坐标系的定义,飞机重心沿铅垂线向下平移至地平面为坐标原点, $x$ 轴水平向后为正, $y$ 轴垂直地面向上为正, $z$ 轴由右手定则确定。图4为飞机右视图,使用支柱式起落架来进行说明,并且此支柱轴线未考虑外伸八字安装,这与多数干线客机是一致的。

图4中: $\theta_1$ 为前起落架安装角, $\theta_2$ 为主起落架安装角,规定图示状态下 $\theta_1$ 为正 $\theta_2$ 为负; $\alpha$ 为飞机俯仰角,抬头为负,低头为正,因此图示状态为负,并且 $\alpha = \alpha_1 + \alpha_2$ ;  $\alpha_1$ 为全伸展状态下,由于前、主起落架轮轴中心点在飞机坐标系的 $y$ 坐标值不同而产生的飞机俯仰角; $\alpha_2$ 为全伸展状态下,由于前、主起落架轮胎半径不同而产生的飞机俯仰角; $r$ 和 $R$ 分别为前轮和主轮未受载时的轮胎半径; $a$ 为重心到主起落架轮轴中心点在飞机坐标系下 $y$ 方向距离; $b$ 为重心到主起落架轮轴中心点在飞机坐标系下 $x$ 方向距离; $H_1$ 和 $H_2$ 分别为前起落架轮轴中心和主起落架轮轴中心点在飞机坐标系下 $y$ 方向距离; $F_1$ 和 $F_2$ 分别为前起落架轮轴中心和主起落架轮轴中心点在飞机坐标系下 $x$ 方向距离。

$$\tan\alpha_1 = \frac{H_1 - H_2}{F_1 - F_2} \quad (1)$$

$$\tan\alpha_2 = \frac{R - r}{\sqrt{(H_1 - H_2)^2 + (F_1 - F_2)^2}} \quad (2)$$

飞机重心在地面坐标系下的坐标: $X_{CG} = 0$ ,  $Y_{CG} = h$ ,  $Z_{CG} = 0$ , 其中  $h = A + B + R$ ,  $A = \frac{a}{\cos\alpha}$ ,  $B = -(b + a \tan\alpha) \sin\alpha$ 。

前起落架接地点在地面坐标系下的坐标为

$$\begin{cases} X_N = L - \sqrt{(H_1 - H_2)^2 + (F_1 - F_2)^2} \times \cos\alpha_2 \\ Y_N = 0 \\ Z_N = z_N - z_{CG} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $L = -\frac{B}{\tan\alpha}$ 。

左主起落架接地点在地面坐标系下的坐标为

$$\mathbf{M}_R = \begin{bmatrix} \cos\beta + (1 - \cos\beta)m^2 & (1 - \cos\beta)mn - \sin\beta p & (1 - \cos\beta)mp + \sin\beta n \\ (1 - \cos\beta)mn + \sin\beta p & \cos\beta + (1 - \cos\beta)n^2 & (1 - \cos\beta)np - \sin\beta m \\ (1 - \cos\beta)mp - \sin\beta n & (1 - \cos\beta)np + \sin\beta m & \cos\beta + (1 - \cos\beta)p^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{cases} X_{ML} = L \\ Y_{ML} = 0 \\ Z_{ML} = z_{ML} - z_{CG} \end{cases} \quad (4)$$

右主起落架接地点在地面坐标系下的坐标为

$$\begin{cases} X_{MR} = L \\ Y_{MR} = 0 \\ Z_{MR} = z_{MR} - z_{CG} \end{cases} \quad (5)$$

## 2.1 “虚拟接地点”在地面坐标系下的坐标

轮胎产生垂向压缩量( $\delta_N, \delta_{ML}, \delta_{MR}$ )和缓冲支柱产生轴线方向压缩量( $S_N, S_{ML}, S_{MR}$ )后,前起落架、左右主起落架“虚拟接地点”在地面坐标系下的坐标分别为

$$\begin{cases} x_{V_N} = x_N + S_N \times \sin(\theta_1 - \alpha) \\ y_{V_N} = y_N + S_N \times \cos(\theta_1 - \alpha) + \delta_N \\ z_{V_N} = z_N \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} x_{V_{ML}} = x_{ML} + S_{ML} \times \sin(\theta_2 - \alpha) \\ y_{V_{ML}} = y_{ML} + S_{ML} \times \cos(\theta_2 - \alpha) + \delta_{ML} \\ z_{V_{ML}} = z_{ML} \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} x_{V_{MR}} = x_{MR} + S_{MR} \times \sin(\theta_2 - \alpha) \\ y_{V_{MR}} = y_{MR} + S_{MR} \times \cos(\theta_2 - \alpha) + \delta_{MR} \\ z_{V_{MR}} = z_{MR} \end{cases} \quad (8)$$

## 2.2 “虚拟接地点”绕交线向量旋转

“虚拟接地点”和飞机重心绕着交线向量旋转 $\beta$ 后,“虚拟接地点”与地平面重新接触,形成新的接地点和新的飞机重心,在此状态下,得到重心离地平面高度和接地点离飞机重心的航向、侧向距离以及飞机姿态角。

“虚拟接地点”绕任意轴旋转后的新接地点计算方法:首先将旋转轴平移至地面坐标系原点,同时对需要被旋转的坐标点进行平移,使用旋转矩阵( $\mathbf{M}_R$ )对平移后的坐标点进行旋转,最后对旋转得到的新坐标点反向平移,得到最终的接地点坐标。

则新的起落架接地点和新的重心在地面坐标系下的坐标计算公式为

$$\begin{bmatrix} x'_N & x'_{ML} & x'_{MR} & x'_{CG} \\ y'_N & y'_{ML} & y'_{MR} & y'_{CG} \\ z'_N & z'_{ML} & z'_{MR} & z'_{CG} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_R \times \left\{ \begin{bmatrix} x_{V_N} & x_{V_{ML}} & x_{V_{MR}} & x_{CG} \\ y_{V_N} & y_{V_{ML}} & y_{V_{MR}} & y_{CG} \\ z_{V_N} & z_{V_{ML}} & z_{V_{MR}} & z_{CG} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} \times [1]_{1 \times 4} \right\} + \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} \times [1]_{1 \times 4} \quad (10)$$

### 2.3 飞机姿态计算

飞机姿态用卡尔丹角来表示,  $\alpha_r$  为滚转角,  $\alpha_y$

为偏航角,  $\alpha_p$  为俯仰角, 飞机坐标系与地面坐标系之间的方向余弦矩阵为

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_C &= \begin{bmatrix} \cos\alpha_p & \sin\alpha_p & 0 \\ -\sin\alpha_p & \cos\alpha_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\alpha_y & 0 & -\sin\alpha_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha_y & 0 & \cos\alpha_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha_r & \sin\alpha_r \\ 0 & -\sin\alpha_r & \cos\alpha_r \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \cos\alpha_y \cos\alpha_p & \cos\alpha_r \sin\alpha_p + \cos\alpha_p \sin\alpha_r \sin\alpha_y & \sin\alpha_r \sin\alpha_p - \cos\alpha_r \cos\alpha_p \sin\alpha_y \\ -\cos\alpha_y \sin\alpha_p & \cos\alpha_r \cos\alpha_p - \sin\alpha_r \sin\alpha_y \sin\alpha_p & \cos\alpha_p \sin\alpha_r + \cos\alpha_r \sin\alpha_y \cos\alpha_p \\ \sin\alpha_y & -\cos\alpha_y \sin\alpha_r & \cos\alpha_r \cos\alpha_y \end{bmatrix} \quad (11) \end{aligned}$$

通过上述方向余弦矩阵反求出飞机姿态角

$$\begin{cases} \alpha_y = \arcsin[\mathbf{M}_C(3,1)] \\ \alpha_p = -\arcsin[\mathbf{M}_C(2,1)/\cos\alpha_y] \\ \alpha_r = -\arcsin[\mathbf{M}_C(3,2)/\cos\alpha_y] \end{cases} \quad (12)$$

### 2.4 起落架基本尺寸数据

利用新的接地点和重心在地面坐标系下的坐标得到起落架基本尺寸数据, 分别为重心高度、前主起落架接地点到重心的航向距离和前主起落架接地点到重心的侧向距离。

$$\begin{cases} L_1 \\ L_2 \\ L_3 \end{cases} = \text{abs} \begin{bmatrix} X'_N - X'_{CG} \\ X'_{ML} - X'_{CG} \\ X'_{MR} - X'_{CG} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{cases} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{cases} = \text{abs} \begin{bmatrix} X'_N - X'_{CG} \\ X'_{ML} - X'_{CG} \\ X'_{MR} - X'_{CG} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$H = Y'_{CG} \quad (15)$$

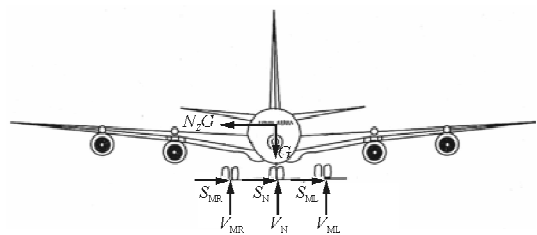
## 3 算例

转弯是飞机地面操纵时侧向力最大的受载情况, 是飞机在稳定转弯状态下的起落架受载情况, 飞机转弯时在各起落架上都有侧向力产生, 这些侧向力的合力即为飞机做曲线运动的向心力, 与向心

力相对应的离心惯性力作用在飞机重心上, 二者构成滚转力矩, 此力矩使外侧主起落架加载, 内侧主起落架卸载<sup>[13]</sup>。

CCAR25.495 条规定: “假定飞机处于静态位置, 用操纵前起落架或采用足够的发动机动力差的方法进行定常转弯, 以使作用在重心处的限制载荷系数在垂直方向为 1.0, 在横向为 0.5。每一个机轮的侧向地面反作用力必须是垂直反作用力的 50%。”

飞机做左转弯的受力如图 5 所示。  $V_N$ 、 $V_{ML}$ 、 $V_{MR}$  分别为地面坐标系下的前起落架、左主起落架和右主起落架垂向地面载荷;  $S_N$ 、 $S_{ML}$ 、 $S_{MR}$  分别为地面坐标系下的前起落架、左主起落架和右主起落架侧向地面载荷;  $G$  为飞机重力;  $N_x$  为飞机横向过载(取 0.5)。



(a) 主视图

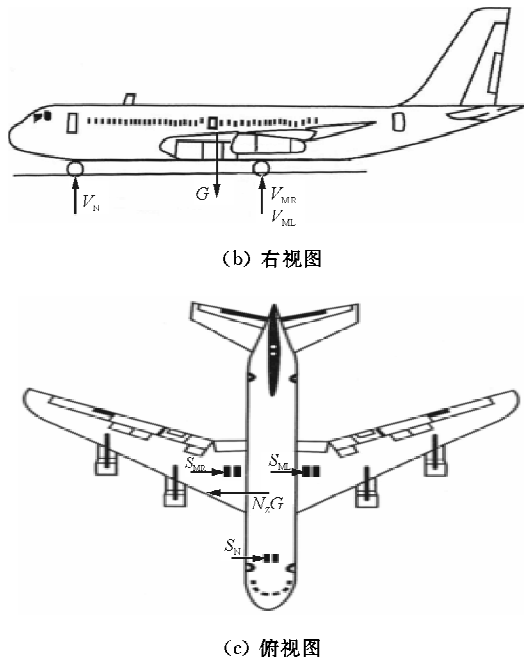


图 5 飞机做左转弯的受力分析

Fig. 5 Force analysis of airplane turning left

根据垂向载荷平衡、俯仰平衡、滚转平衡列出平衡方程。

$$\begin{cases} V_N + V_{ML} + V_{MR} = G \\ V_N L_1 - V_{ML} L_2 - V_{MR} L_3 = 0 \\ V_N T_1 + V_{ML} T_2 - V_{MR} T_3 + N_z G H = 0 \end{cases} \quad (16)$$

根据规范要求,侧向、航向地面载荷分别为

$$\begin{cases} S_N = 0.5 \times V_N \\ S_{ML} = 0.5 \times V_{ML} \\ S_{MR} = 0.5 \times V_{MR} \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} D_N = 0 \\ D_{ML} = 0 \\ D_{MR} = 0 \end{cases} \quad (18)$$

假定某民用客机配置前三点支柱式起落架,前、主轮为共轴双轮式结构,飞机重量为 500 kN,前轮和主轮的静压曲线如图 6~图 7 所示,前、主起落架缓冲支柱的静压曲线如图 8~图 9 所示。飞机重心坐标(20 555 mm, -700 mm, 0 mm),前起落架轮轴中心坐标(8 903.5 mm, -4 294 mm, 0 mm),左右主起落架轮轴中心坐标为(22 372 mm, -4 443.5 mm, ±3 820 mm),前轮胎、主轮胎无压缩半径分别为 381 mm 和 584.2 mm,前起落架、主起落架支柱前倾角分别为 6.8 637°和 -5.914 9°。

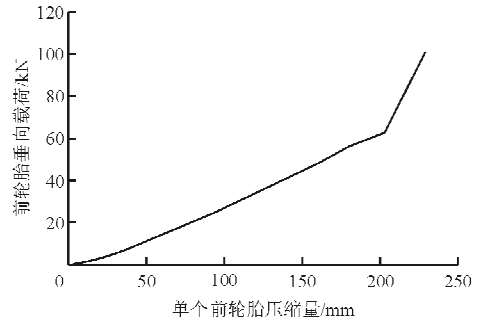


图 6 前轮胎静压曲线

Fig. 6 Nose tire vertical gas spring curve

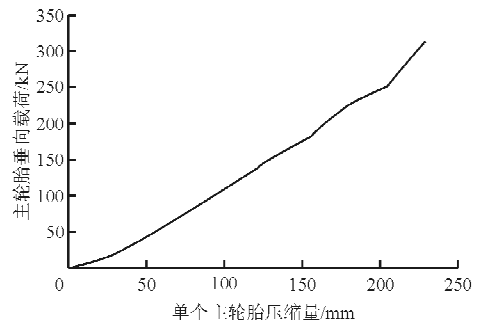


图 7 主轮胎静压曲线

Fig. 7 Main tire vertical gas spring curve

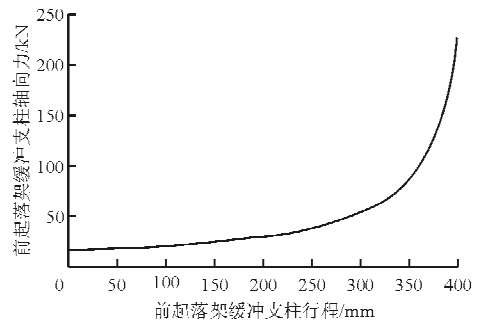


图 8 前起落架缓冲支柱静压曲线

Fig. 8 Nose shock absorber strut gas spring curve

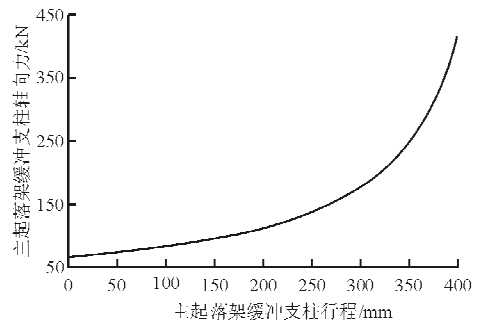


图 9 主起落架缓冲支柱静压曲线

Fig. 9 Main shock absorber strut gas spring curve

按照 CCAR25.495 转弯地面载荷要求,计算左转弯工况下的飞机地面载荷,计算结果如表 1~

表 3 所示。

表 1 左转弯工况下的地面载荷

Table 1 Ground load under turning left load case

部件名称	缓冲支柱压缩量/mm	轮胎垂直变形/mm	地面坐标系下的地面载荷/N			飞机坐标系下的地面载荷/N		
			$x$	$y$	$z$	$x$	$y$	$z$
前起落架	330.9	124.5	0	71 620	35 810	2 647	69 163	40 267
左主起落架	7.4	42.5	0	68 641	34 320	2 537	66 285	38 591
右主起落架	384.2	153.5	0	359 740	179 870	13 290	347 390	202 250

表 2 左转弯工况下的飞机姿态

Table 2 Airplane attitude under turning left load case

卡尔丹角	飞机姿态	卡尔丹角	飞机姿态
$\alpha_r/(\circ)$	-3.624 7	$\alpha_p/(\circ)$	2.191 6
$\alpha_y/(\circ)$	0		

表 3 左转弯工况下的起落架基本尺寸数据

Table 3 Landing gear base size data under turning left load case

尺寸名称	尺寸数据/mm	尺寸名称	尺寸数据/mm
$H$	3 956	$T_1$	251
$L_1$	11 475	$T_2$	4 078
$L_2$	1 964	$T_3$	3 577
$L_3$	1 910		

从表 1~表 3 可以看出:前起落架、左右主起落架  $y$  向地面坐标系下的载荷之和等于飞机重量,满足 CCAR25.495 条中“作用在重心处的限制载荷系数在垂直方向为 1.0”;前起落架、左右主起落架  $z$  向地面坐标系下的载荷等于各自  $y$  向载荷的 50%,满足 CCAR25.495 条中“作用在重心处的限制载荷系数在横向为 0.5”;通过式(16)中俯仰方向的力矩平衡和滚转方向的力矩平衡来验证 CCAR25.495 条中“飞机处于静态位置”,将表 1 和表 3 中的数据带入式(16)可知满足平衡要求。

算例计算结果满足 CCAR25 部规范要求,表明本文提出的计算飞机地面操纵载荷的流程以及根据轮胎、缓冲支柱压缩状态计算起落架基本尺寸数据和飞机姿态的旋转“虚拟接地点”方法是准确可靠的。

## 4 结 论

本文介绍了航线上使用最多的前三点共轴双

轮支柱式起落架地面操纵载荷计算流程,按照此流程可以编程计算出符合运输机类适航规范要求的起落架地面操纵载荷,对适航符合性检查和飞机的适航取证是有利的。GEOMETRY 模块通过“虚拟接地点”绕着交线向量旋转的解析几何方法计算起落架基本尺寸数据是一个有益的尝试。本文为获得满足 CCAR25 部规范要求的起落架地面操纵载荷提供了较为可行的工程解决方案。

关于地面操纵载荷仍需作进一步研究,研究应该包括:对于航程更大和载客量更多的运输类飞机配置多轮多支柱主起落架,此种配置的飞机地面操纵载荷计算更为复杂,本文研究的工作可以作为多轮多支柱起落架地面操纵载荷研究的基础。

## 参考文献

- [1] 冯军. 大型民机起落架的发展趋势与关键技术[J]. 航空制造技术, 2009(2): 52-56.  
Feng Jun. Development trend and key technologies of landing gear of large civil aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(2): 52-56. (in Chinese)
- [2] 聂宏, 魏小辉. 大型民用飞机起落架关键技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 427-432.  
Nie Hong, Wei Xiaohui. Key technologies for landing gear of large civil aircrafts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(4): 427-432. (in Chinese)
- [3] 中国民用航空局. CCAR25-R4-2008 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2008.  
Civil Aviation Administration of China. CCAR25-R4-2008 Airworthiness standards; transport category airplanes[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2008. (in Chinese)
- [4] 高泽迥, 林宏, 赵世春, 等. 飞机地面载荷若干问题的探讨[J]. 航空学报, 1994, 15(1): 8-16.  
Gao Zejiang, Lin Hong, Zhao Shichun, et al. The development and discussion of some questions of aircraft ground

- loads[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1994, 15(1): 8-16. (in Chinese)
- [5] 牟让科, 罗俊杰. 飞机结构弹性对起落架缓冲性能的影响[J]. *航空学报*, 1995, 16(2): 205-208.  
Mou Rangke, Luo Junjie. Effect of aircraft structure flexibility on the shock-absorber behavior of landing gears[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1995, 16(2): 205-208. (in Chinese)
- [6] 齐丕骞, 牟让科. 飞机起落架缓冲性能分析、试验、设计一体化技术[J]. *航空学报*, 1998, 19(3): 332-334.  
Qi Piqian, Mou Rangke. Integration of shock-absorber performance analysis, test and design of aircraft landing gears[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1998, 19(3): 332-334. (in Chinese)
- [7] 晋萍, 聂宏. 起落架着陆动态仿真分析模型及参数优化设计[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(5): 498-502.  
Jin Ping, Nie Hong. Dynamic simulation model and parameter optimization for landing gear impact[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(5): 498-502. (in Chinese)
- [8] 刘莉, 杨国柱, 何庆芝. 起落架缓冲系统参数对飞机滑行动态响应的影响[J]. *航空学报*, 1992, 13(6): 266-273.  
Liu li, Yang Guozhu, He Qingzhi. Influences of landing gear system on dynamic response in aircraft during taxiing[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1992, 13(6): 266-273. (in Chinese)
- [9] 袁东. 飞机起落架仿真数学模型建立方法[J]. *飞行力学*, 2002, 20(4): 44-47.  
Yuan Dong. Establishment method of a landing-gear simulation model[J]. *Flight Dynamics*, 2002, 20(4): 44-47. (in Chinese)
- [10] 徐冬苓, 李玉忍. 飞机起落架数学模型的研究[J]. *系统仿真学报*, 2005, 17(4): 831-833.  
Xu Dongling, Li Yuren. Mathematical model research on aircraft landing gear[J]. *Journal of system simulation*, 2005, 17(4): 831-833. (in Chinese)
- [11] 姚念奎. 串列多支柱主起落架布局飞机的起飞载荷研究[J]. *飞机设计*, 2009, 29(4): 26-30.  
Yao Niankui. Take-off ground loads for aircraft main landing-gear with tandem multiple struts[J]. *Aircraft Design*, 2009, 29(4): 26-30. (in Chinese)
- [12] 解思适. 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.  
Xie Sishi. Aircraft design manual: Vol. 9—Load, strength & stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [13] 冯振宇. 运输类飞机适航要求解读: 第2卷——结构[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.  
Feng Zhenyu. Transport category airplane airworthiness standard interpretation: Vol. 2—Structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese).

#### 作者简介:

- 娄锐(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:起落架缓冲性能和地面载荷分析。
- 折世强(1968—),男,研究员。主要研究方向:起落架缓冲性能和地面载荷分析。
- 黄海清(1975—),男,高级工程师。主要研究方向:起落架强度计算与设计。

(编辑:赵毓梅)