

民用飞机五点式起落架地面操作 载荷迭代算法

刘文斌*

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要:

为了研究五点式起落架布局的民用飞机起落架地面载荷计算方法,根据中国民用航空规章相关的适航条款要求,以三点式布局的起落架地面操作载荷计算模型和迭代算法为基础,建立了五点式的计算模型和迭代算法,使用国外某型飞机的输入数据进行试算和对比,验证了算法的有效性和准确性,完成了国内该领域的前瞻性探索,具有工程价值和意义。

关键词: 五点式;多支柱;起落架;地面载荷;超大型飞机

中图分类号: V226

文献标识码: A

OSID:



0 引言

从国内外飞机机型的发展过程可知,为了增加运载能力和降低运输成本^[1],研发和使用超大型飞机(包括客机、货机)是必然趋势,美国、欧盟和俄罗斯等技术发达国家相继推出过波音 747、A380、C5A 等机型。该类超大型飞机起飞重量为 300 t~400 t,而我国目前研制的运-20 飞机最大起飞重量为 220 t,立项中的宽体客机也仅有 230 t。随着国力增强和航空事业发展,超大型客机的研制必定会提上日程,针对一些关键技术进行预先研究非常必要。

就超大型民用飞机而言,除了飞机各部件都采用更大的结构尺寸以外,其主要特点是普遍采用五点式(多轮多支柱)起落架布置。除了机头的前起落架,还在机身和机翼下布置了主起落架,如图 1 所示。这可以显著减少起落架和机场跑道的载荷,保证机场跑道的通过性^[2]。但也对有严格适航规章要求的起落架地面操作载荷设计,提出了新的挑战。

民用飞机起落架地面操作载荷,是飞机在跑道上进行滑行、刹车、转弯等地面操作情况时,起落架

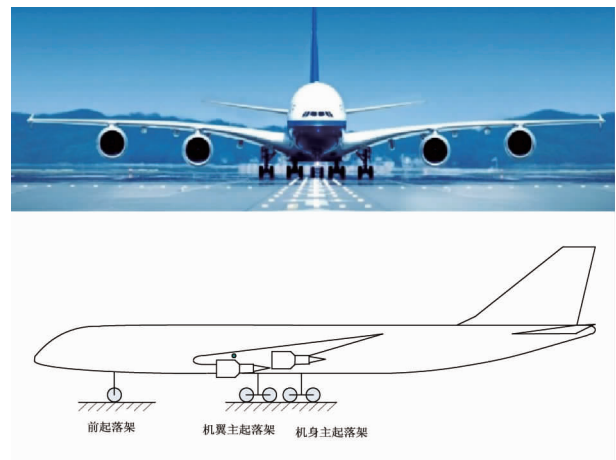


图 1 五点式起落架布局

承受的地面载荷^[3]。根据适航条款第 25.471 条和第 25.489 条的规定,地面操作情况下飞机在地面载荷、重力和惯性力的作用下处于平衡状态^[4],是一个静力学求解问题。三点式飞机的起落架地面载荷计算方法目前已比较成熟,在《飞机设计手册》上有详细描述^[5]。中国商飞基于要求编制的算法和软件,已经得到了 CAAC(中国民用航空局)的

* 通信作者. E-mail: liuwenbin@comac.cc

引用格式: 刘文斌. 民用飞机五点式起落架地面操作载荷迭代算法[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):33-37. LIU W B. Iterative algorithm of ground handling loads for five-struct landing gear of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):33-37(in Chinese).

认可,并在中国商飞相关机型的载荷设计和取证过程中使用。五点式飞机增加了两个起落架,引入了两套新求解变量和几何协调要求,原模型和方法不再适用,需要根据其特性研究出新的模型和方法。

通过文献查阅可知,该技术作为五点式超大型飞机设计的重点和难点,国内目前几乎没有相关的详细设计经验或资料,理论研究也不多,国外由于技术保密等原因公开文献更少。以前受计算软件和分析条件的限制,国内外普遍将多支柱起落架等效成一个起落架或轮胎考虑^[6]。比如 1970 年,美国航空航天局(NASA)在综合考虑模型的复杂性和计算速度的要求后,将机翼和机身上的主起落架等效成一个起落架,建立了波音 747 的地面模型^[7]。类似方法在国内某专利上也有出现。在 20 世纪 80 年代以后,随着计算机技术的发展,开始考虑飞机六自由度的地面运动,用数学建模方法开发了飞机的地面运行仿真程序^[8-9],而在国内,通过建立动态响应模型,或者利用多体动力学软件,研究着落载荷的文献较多,地面操作载荷的相关研究几乎没有^{[10][11][12]}。

本文将基于三点式飞机起落架地面操作载荷计算模型和算法进行扩展,建立五点式飞机的计算模型和算法,并利用参考机型的设计数据进行试算,验证它的有效性和准确性。

1 概述

起落架地面操作载荷,是飞机在跑道上进行滑行、刹车、转弯等地面操作工况时,地面反馈的载荷,包括航向(D_i)、侧向(S_i)和垂向(V_i)三个分力。假设单个起落架上各轮胎的受力情况相同,载荷作用于轮胎与地面的虚拟接触点,如图 2 所示。

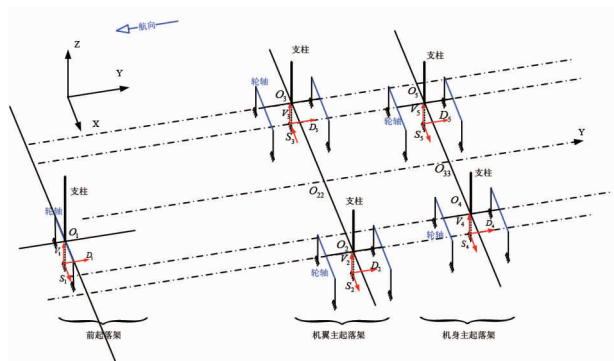


图 2 起落架地面载荷

地面操作情况时,假设飞机和起落架结构为刚体,不考虑气动力。每个起落架上的轮胎变形和缓冲支柱压缩行程,由起落架垂直载荷决定。物理模型如图 3 所示,起落架压缩包括“缓冲器压缩”和“轮胎压缩”,是两个类似弹簧的串联形式。

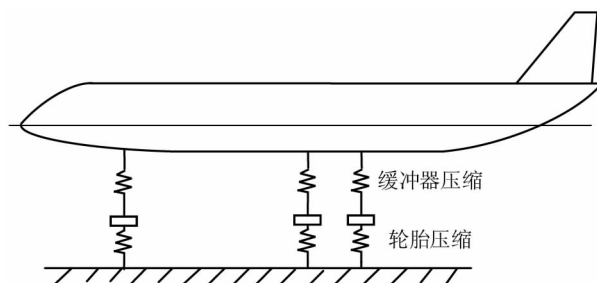


图 3 物理模型

根据适航条款规定,飞机在重力、惯性力和地面载荷的作用下,处于平衡状态。惯性力由条款规定的过载系数(侧向 SLF 、航向 DLF 、垂向 VLF)乘以重力获得。航向载荷和侧向载荷,依据条款适用垂向载荷乘以摩擦系数活动,定义轮胎与地面的阻力载荷摩擦系数 u_j 、侧向载荷摩擦系数 us_j 也依据条款要求。

参考《飞机设计:第九册》^[5],简化后的全机载荷平衡方程如式(1)~式(3)所示。三个方程先后表示:垂直载荷平衡、俯仰力矩平衡和滚转力矩平衡。

$$\sum_{i=1}^n V_i = W \cdot VLF \quad (1)$$

$$-V_1 \cdot C_1 + \sum_{i=2}^n V_i \cdot C_i + \sum_{i=1}^n V_i \cdot DLF \cdot ZA = 0 \quad (2)$$

$$- \sum_{i=1}^n V_i \cdot SLF \cdot ZA + \sum_{i=1}^n (-1)^{i+1} \cdot V_i \cdot T_i = 0 \quad (3)$$

式中, W 表示飞机重力; C_i 表示轮胎接地点至重心水平航向距离; T_i 表示轮胎接地点至重心侧向航向距离; ZA 表示重心离地高度; V_i 表示起落架编号为 i 的垂直载荷; i 表示起落架编号,如图 2 所示; n 表示起落架个数,可以等于 3 或 5。

任意一组起落架地面载荷对应一种飞机姿态,可用俯仰角、滚转角、重心高度 ZA 表示,该对应关系用几何协调方程来表示。

根据已知的起落架压缩变形公式和全机几何尺寸参数,可求得如式 4 所表示的几何协调方程。

$$(\alpha, \delta, ZA, C_i, T_i) = f(V_1, V_2, \dots, V_n) \quad (4)$$

三点式飞机的几何协调方程已知,可见参考文

献5。五点式飞机协调方程则根据三点式模型扩展而来,两者的相互关系详见后文介绍。

总结可知,起落架地面操作载荷计算,就是已知飞机设计参数(几何协调方程)和工况参数(重量重心、过载系数、摩擦系数),求解一组满足全机载荷平衡方程的起落架垂直载荷。三点式飞机可以通过迭代法求解该问题,五点式飞机的计算方法暂时没有。

2 三点式飞机的迭代算法

三点式飞机起落架地面操作载荷的迭代算法的如流程图4所示。

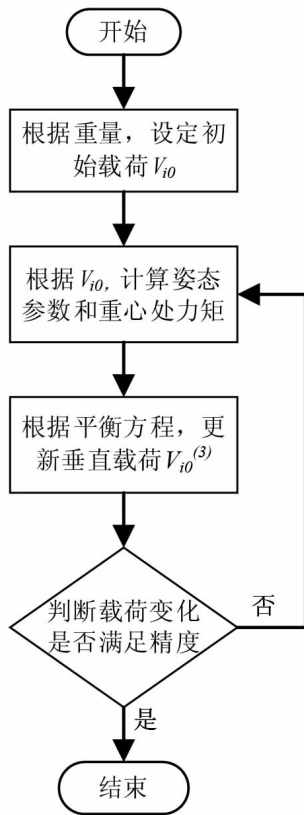


图4 三点式迭代算法

具体的迭代步骤如下:

第一步,根据飞机重量 W , 给定姿态参数和载荷的大概初值:俯仰角 α_0 、滚转角 δ_0 、起落架垂直载荷 V_{i0} ($i=1,2,3$ 分别表示前、左、右起落架)。

第二步,根据 V_{i0} 和三点式飞机几何协调方程 f_T 计算姿态参数,并计算飞机重心处受到的合力矩。

$$(\alpha_{10}, \delta_{10}, ZA_{10}, C_{i0}, T_{i0}) = f_T(V_{10}, V_{20}, V_{30}) \quad (5)$$

$$M_\alpha = -V_{i0} \cdot C_{i0} + \sum_{i=2}^n V_{i0} \cdot C_{i0} + \sum_{i=1}^n V_{i0} \cdot DLF \cdot ZA \quad (6)$$

$$M_\delta = -\sum_{i=1}^n V_i \cdot SLF \cdot ZA + \sum_{i=1}^n (-1)^{i+1} \cdot V_i \cdot T_i \quad (7)$$

第三步,根据全机平衡条件,更新起落架垂直载荷。为满足滚转力矩平衡,更新左、右主起落架载荷;为满足俯仰力矩平衡,更新前起落架载荷,并按比例更新主起落架载荷;为了满足垂直载荷平衡,再次按比例更新起落架垂直载荷。

$$V_{20}^{(1)} = V_{20} + \frac{M_\delta}{T_2 + T_3} \quad (8)$$

$$V_{30}^{(1)} = V_{30} - \frac{M_\delta}{T_2 + T_3} \quad (9)$$

$$V_{10}^{(2)} = V_{10} + \frac{M_\alpha}{C_1 + (C_2 + C_3)/2} \quad (10)$$

$$V_{20}^{(2)} = V_{20}^{(1)} - \frac{M_\alpha}{C_1 + (C_2 + C_3)/2} \cdot \frac{V_{20}^{(1)}}{V_{20}^{(1)} + V_{30}^{(1)}} \quad (11)$$

$$V_{30}^{(2)} = V_{30}^{(1)} - \frac{M_\alpha}{C_1 + (C_2 + C_3)/2} \cdot \frac{V_{30}^{(1)}}{V_{20}^{(1)} + V_{30}^{(1)}} \quad (12)$$

$$V_{i0}^{(3)} = V_{i0}^{(2)} \frac{W \cdot VLF}{\sum_{i=1}^n V_{i0}^{(2)}} \quad (13)$$

第四步,迭代收敛判断,根据垂直载荷 V_{i0} 迭代变化的差值是否满足精度 EPS , 决定继续返回迭代,还是结束。

$$\Delta V_{ij}^{(3)} - V_{i(j-1)}^{(3)} \begin{cases} > EPS, \text{返回第二步} \\ \leq EPS, \text{结束} \end{cases} \quad (14)$$

3 五点式飞机的迭代算法

3.1 全机平衡方程

五点式飞机的全机平衡方程与三点式基本相同,差别在于增加了两个机身起落架的垂直载荷,其全机平衡方程可参考式(1)~式(3)获得。

3.2 几何协调方程

建立五点式飞机几何协调方程是解决问题的难点,为此将五点式飞机起落架布局虚拟分解成两个三点式布局,前起落架与机翼起落架构成一个三点式构型,与机身起落架构成另一个三点式构型,分别定义为1T构型和2T构型。分解示意图如图5所示。

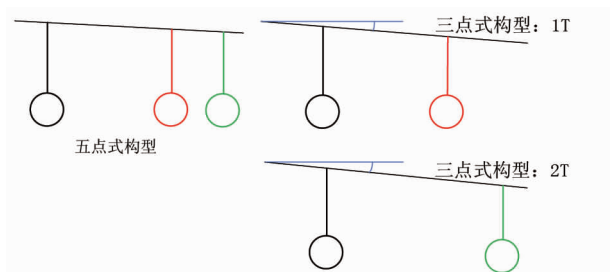


图 5 五点式构型分解示意图

五点式飞机的姿态,即可用两个三点式飞机的姿态参数表示,如式(15)、式(16)所示。

$$(\alpha_1, \delta_1, ZA_1, C_{1i}, T_{1i}) = f_{1T}(V_1, V_2, V_3) \quad (15)$$

$$(\alpha_2, \delta_2, ZA_2, C_{2i}, T_{2i}) = f_{2T}(V_1, V_4, V_5) \quad (16)$$

将式(15)、式(16)合并后,得到五点式构型的几何协调关系公式定义如下。

$$(\alpha_i, \delta_i, \alpha_2, \delta_2, ZA_1, ZA_2, C_i, T_i) = g(V_i) \quad (17)$$

式中: $\alpha_1, \delta_1, \alpha_2, \delta_2$ 分别表示两个三点式构型飞机的俯仰角和滚转角; C_i, T_i 为起落架轮胎接地点至重心的水平航向和侧向距离。

当两个三点式飞机构型的姿态角相同,并满足全机的平衡方程时,对应的地面载荷即为所取载荷。两个三点式构型姿态相同的这个条件,我们称之为姿态协调条件。

3.3 “载荷平衡-姿态协调”迭代算法

相比三点式飞机的迭代求解过程,五点式飞机多了两个机身起落架垂直载荷为未知量,但也增加了姿态协调条件。对应三点式的“载荷平衡”条件,建立“载荷平衡-姿态协调”收敛条件,通过建立内嵌的循环迭代即可。如图 6 所示,五点式的算法外部迭代判断为载荷平衡条件,内嵌迭代判断为姿态协调条件。

具体步骤描述如下:

第一步,根据飞机重量设定姿态和起落架载荷初值。

第二步,使用式(17)计算 1T 和 2T 两个构型的姿态参数和几何参数。

第三步,判断两个构型的姿态角是否相同(姿态协调)。如果满足精度要求,则进行第四步。否则,更新起落架载荷后返回第二步,直到姿态角相同。

第四步,根据更新的几何参数和起落架载荷,使用式(1)~式(3)计算重心处力矩,根据力矩更新分配起落架载荷。

第五步,判断载荷变化是否满足精度,即重心力矩是否满足精度(载荷平衡),决定是否退出迭代。

3.4 试算和验证

该算法对迭代次数要求较高,必须使用计算机实现,为此本文使用 Fortran 语言根据迭代算法编制了相应的计算软件,参考国外某型飞机的数据,计算得到的结果差异情况如图 6 所示。其中差异在 2% 左右,最大五点滑行刹车情况也仅为 3.5%,可以基本认为该算法和结果准确,达到了与国外的一致计算水平。

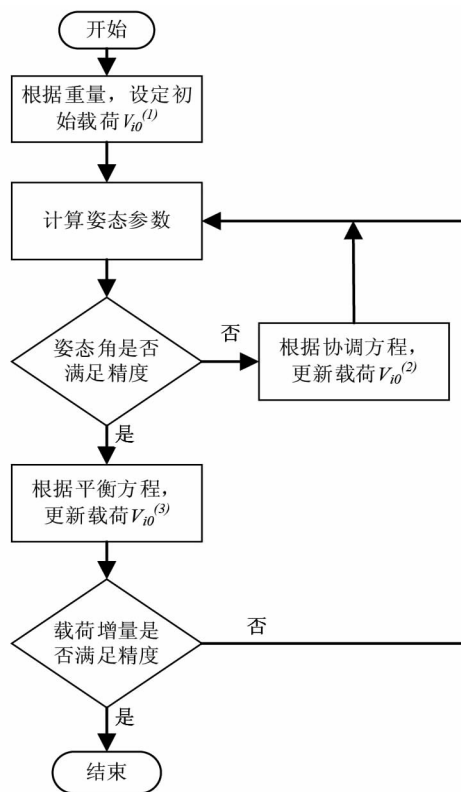


图 6 五点式飞机迭代算法

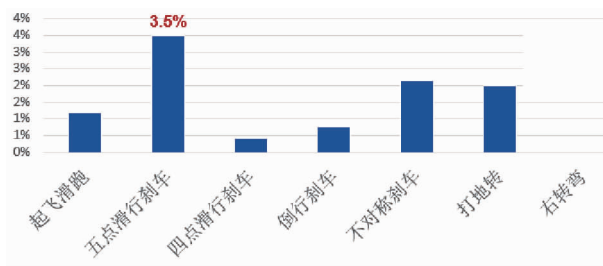


图 7 试算结果差异

4 结论

本文研究了五点式飞机起落架地面操作载荷的计算方法,在三点式飞机的“载荷平衡”条件迭代算法上,首次提出了把五点式飞机虚拟分解成两个三点式构型的,建立五点式飞机几何协调方程的方法,确定

了载荷还应满足的“姿态协调”条件。根据全机平衡方程和几何协调方程,建立了“载荷平衡-姿态协调”的循环迭代算法,并使用 Fortran 语言编制了计算软件,通过参考机型的设计参数进行了试算验证,表明了该方法准确可靠,具有较大工程价值和意义。

参考文献:

- [1] 范玉青,张丽华. 超大型复合材料机体部件应用技术的最新进展——飞机制造技术的新跨越[J]. 航空学报, 2009,30(3):534-543.
- [2] 杨肖敏. 飞机地面漂浮性评估与分析[D/OL]. 南京:南京航空航天大学,2002[2020-02-25]. [https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?dbcode=CMFD&dbname=CMFD9904&filename=2002000413.nh&v=MDcxNDRITE80SHRYTnJKRWJQSVI4ZVgxTHV4WVM3RGgxVDNxVHJXTTFGckNVUjdxZlplUnFGexJoVmI3TlYxMjc](https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?dbcode=CMFD&dbname=CMFD9904&filename=2002000413.nh&v=MDcxNDRITE80SHRYTnJKRWJQSVI4ZVgxTHV4WVM3RGgxVDNxVHJXTTFGckNVUjdxZlplUnFGexJoVmI3TlYxMjc=) = .
- [3] 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(4):427-432.
- [4] 中国民用航空规章编委会. 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. [S.l.:s.n.], 2009:45.
- [5] 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, 2002: 130-135.
- [6] 张明. 飞机地面动力学若干关键技术研究[D/OL]. 南京:南京航空航天大学, 2009 [2020-02-25]. <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?dbcode=CDFD&dbname=CDFD0911&filename=1011254021>.

nh&v = Mjk4MzRFYlBjUjhlWDFMdXhZUzdEaDFUM3FUclnNMUzyQ1VSN3FmWmVScUZ5M2xVejdNVkYyNkg3RzlHdEhPcnA = .

- [7] BOLTON B, ROGERS J. Landing and Taxi Dynamic Loads Analysis of the Boeing Model 747 Airplane[C]. AIAA/ASME 9th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. [S.l.:s.n.], 1968.
- [8] PI W S, YAMANE J R, SMITH M J C. Generic Aircraft Ground Operation Simulation [C]. 27th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. [S.l.:s.n.], 1986.
- [9] PRITCHARD J. Overview of landing gear dynamics[J]. Journal of Aircraft, 2001,38(1):130-137.
- [10] ZHANG M, NIE H, WEI X H, et al. Modeling and Simulation of Aircraft Anti-skid Braking and Steering Using Co-simulation Method [J]. Compel International Journal for Computation and Mathematics in Electrical and Electronic Engineering. 2009, 28(6):1471-1488.
- [11] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001,22(2):163-167.
- [12] WEI X H, LIU C L, LIU X Y, et al. Improved model of landing-gear drop dynamics[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(2): 695-700.

作者简介

刘文斌 男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机起落架设计研究。E-mail: liuwenbin@comac.cc

Iterative algorithm of ground handling loads for five-struct landing gear of civil aircraft

LIU Wenbin *

(Shanghai Aircraft Design and Research Institution, Shanghai, 201210)

Abstract: To study the ground handling loads calculation method of landing gear for five-struct civil aircraft, based on the model and iterative algorithm of tri-struct configuration according to CCAR25, a calculation model and iterative algorithm for five-struct were created. After calculation and comparison by using the design data for some foreign airplane, the validity and accuracy of the algorithm were proved, and it has fairly great practical value in engineering application.

Keywords: five-struct; mutil-struct; landing gear; ground load; ultra-big airplane

* Corresponding author. E-mail: liuwenbin@comac.cc