

【航空科学与工程研究】

飞机起落架收放机构的设计与仿真分析

王中长

(山东航空学院 机电工程学院, 山东 滨州 256603)

摘要:飞机起落架收放机构是飞机起降过程中的关键部件,围绕起落架的结构形式、收放方式两方面开展研究,以安全性能高、结构紧凑且易于收放作为设计目标,以可折叠前三点式作为布置形式,利用三维设计软件对机构进行了建模,通过理论计算对飞机起落架收放机构的关键零部件防扭臂、缓冲器、位置锁和收放作动筒等进行了结构设计,并对收放机构的运动过程进行了运动仿真分析,验证了其运行的合理性和可行性,最后对收放作动筒的外筒和内筒进行了有限元分析,得到外筒和内筒的最大应力分别为 44.00 MPa 与 46.09 MPa,均小于材料的屈服极限,符合设计要求。

关键词:起落架;收放机构;收放作动筒;位置锁;缓冲器;运动仿真

中图分类号: V 226 **文献标识码:** A **DOI:**10.13486/j.cnki.1673-2618.2024.02.003

飞机起落架是飞机上除发动机以外最重要的一个部件,承担着飞机起飞、滑行、降落、停止等地面运动行为,对飞机的安全性和可操纵性起着至关重要的作用。国外飞机起落架布局设计已有相对成熟的理论及载荷分配计算方法,对于多支柱起落架布局飞机的载荷分配问题也有了深入的研究。大重载飞机起落架站位的合理设计可有效地对飞机地面刹车及侧偏进行控制。使用功能较强的建模软件,把现代设计技术运用到起落架的设计与制造方面,比如美国洛克希德·马丁公司与 MSC 公司合作,通过 MSC 内的 ADAMS/Aircraft、Nastran、Fatigue、Dytran 等多个软件模块对飞机进行设计和分析,并对各组件的安全性进行了研究^[1]。DOUGLAS 等对一种飞机起落架多学科设计的优化方法开展研究,通过详细运动学设计和刚体结构分析之间的交叉耦合优化对现有方法进行补充,使用 OpenMDAO 平台来实现所有结构构件的总质量最小化,同时解决了运动学分析、结构静态分析、碰撞检测分析和结构构件尺寸优化 4 个子问题^[2]。RICHARDS 等对混合翼身飞机起落架的设计开展研究,主要包括起落架位置、重量分布、支腿和车轴尺寸、轮胎选择和油液特性等设计因素,根据这些因素在 GearSim 软件中为多架 HWB 飞机绘制了详细的包括各种起落架部件的载荷信息虚拟模型,然后将其与相似尺寸的传统飞机模型进行对比,提出可供未来的起落架和子系统设计参考的方法,便于工程师更好地对 HWB 飞机起落架进行优化设计^[3]。

当前航空领域在数字样机建模领域多采用法国达索公司的 CATIA 软件,通过建立数字样机模型,能够直观地对所设计的起落架进行仿真分析,从而节约因制造实物样机产生的资金和时间^[4]。因为国内飞机多为中小型飞机,起落架总体布局方面也多以前三点式起落架为主,在这类起落架总体布局方面虽已具备相关经验,但在起落架总体设计方案上缺少可依循的系统设计流程^[5]。本文通过分析现有飞机起落架

收稿日期:2024-03-09

基金项目:滨州学院科研基金项目(BZXYL1909)

作者简介:王中长(1985—),男,山东滨州人,讲师,硕士,主要从事飞行器设计研究。

E-mail:wangzhongchang2006@126.com

收放系统的结构特点和功能特性,运用三维设计软件 Solidworks 对起落架收放机构的缓冲器、防扭臂、上下位锁和收放作动筒进行设计建模,通过内嵌的 Motion 插件和 Simulation 插件进行起落架收放过程的运动学仿真和关键部件的有限元分析,设计了一个易于收放、节省空间且安全性能高的小型飞机起落架收放机构,为飞机起落架收放机构的设计提供参考依据。

1 起落架总体设计

1.1 设计要求

起落架的布置方式为可折叠的前三点式,收放机构的设计采用支柱式,将前第三点起落架安装在机身下面靠近驾驶室一侧位置,并将其向前缩进机身内,从而使机身的空间得到最大程度的利用。飞机起落架结构设计,收放方式和位置布局都需要结合飞机的任务包线、功能参数、重量指标和机体结构等进行综合考虑,本文所设计的飞机前第三点起落架是以某型飞机的基本参数为参考依据,起落架装置总重不得超过 340 kg。飞机最大起飞重量为 8900 kg,最大着陆重量为 8500 kg,飞机平均气动力弦 MAC 为 2.074 m,前第三点起落架安装点坐标为 (2813, 0, -854),后两个主起落架安装点坐标分别为 (8431.2, 1198.5, -870)、(8431.2, -1198.5, -870),前主轮距为 5800 mm,后主轮距为 3150 mm。前第三点起落架确定其停机角为 2° ,着陆角为 15° ,防后倒立角 γ 为 17° 。其中作用点到质心距离 $e = (0.06 \sim 0.1)a$,取 $e = 0.07a = 0.406$ m。前第三点起落架高度的确定为

$$h = \frac{e}{\tan \gamma} = \frac{0.406}{\tan 17^\circ} = 1.328(\text{m})。 \quad (1)$$

1.2 轮胎的选择

轮胎选择主要包括载荷要求、空间要求、速度要求、尺寸要求、刹车要求和重量要求。前第三点起落架上安装有两个轮胎,其最大制动载荷为 21 kN,轮胎的制动负载为 10.5 kN。查询国家军用标准选择的轮胎参数表,确定了前第三点起落架轮胎规格为 $360 \times 130-120(\text{mm})$,安全层级为 10 级,额定载荷为 970 kg,充气压力为 0.70 MPa;后主起落架轮胎规格为 $700 \times 230-300(\text{mm})$,安全层级为 12 级,额定载荷为 4014 kg,充气压力为 0.69 MPa。

2 起落架结构设计

2.1 缓冲器的设计

缓冲器的作用是通过减震装置吸收飞机降落时所产生的能量,使飞机产生的加速度降低到飞机所能承受的极限^[6]。因为前第三点起落架的最大制动载荷为 21 kN,在正常情况下,停机时的气腔静压力为 10.35 MPa。前第三点起落架缓冲器外径为

$$D_{qicD} = 1.3 \times \sqrt{\frac{4 \times F_{qmax}}{\pi \times P_q}} = 1.3 \times \sqrt{\frac{4 \times 21}{\pi \times 10.35 \times 1000}} = 66.1(\text{mm})。$$

前第三点起落架缓冲器活塞直径为

$$D_{qicd} = \sqrt{\frac{4 \times F_{qmax}}{\pi \times P_q}} = \sqrt{\frac{4 \times 21}{\pi \times 10.35 \times 1000}} = 50.8(\text{mm})。$$

公式(1)计算所得的起落架高度为 1.328 m,考虑到起落架在装配及运动过程中的干涉情况,设计其支架高度为 500 mm,缓冲器活塞长度为 430 mm,根据尺寸画三维图并装配。

2.2 防扭臂的设计

防扭臂是飞机起落架上的关键组成部分,一般由上防扭臂和下防扭臂组成。上防扭臂的上端与减震器的支架相连,下防扭臂的下端和减震器内筒相连,上、下防扭臂通过轴相互连接在一起。扭力臂能够连接减震器的内筒和支架,使内筒在支架内来回伸缩,而不能使两者之间发生相对旋转。所以在飞机起飞和

着陆过程中,扭力臂起着重要的作用。根据起落架缓冲器支架和内筒的长度,设计其防扭臂的参数,最后将上、下防扭臂进行装配。

2.3 上下锁机构的设计

飞机起落架通常是上下可折叠,从飞机起飞和着陆的安全性角度来看,起落架在完全收缩和伸出时要有位置锁将其固定,即当其放下时必须要有有一个下锁,当其缩回时必须要有有一个上锁。

前第三点起落架的上位锁是挂钩锁,其内部有正常和应急开锁活塞,此外还有锁钩、挂钩、人工开锁拨杆和微动开关等部件。上锁时,挂钩将起落架上的上锁环钩住,并利用锁钩与挂钩的锁定端相啮合,从而将起落架锁定到位^[7]。并且在锁钩处设有扭簧,使其在锁定起落架时不会失效。锁环可以通过正常液压开锁,应急液压开锁,紧急手动开锁 3 种方式释放,上位锁的结构示意图如图 1 所示。前第三点起落架下部的锁结构是一种可折叠的撑杆锁,当下位锁上锁时,重力对其运动做正功,液压油推动收放油缸中的活塞使其向外伸出,下位锁打开,使其撑杆完全张开。上、下撑杆和上、下锁杆达到平行状态,处于死点位置,此时下位锁锁住。当下位锁开锁时,锁作动筒内的液压驱动活塞杆移动,活塞杆收缩,消除上下锁杆和上下撑杆的死点位置,下位锁开启。

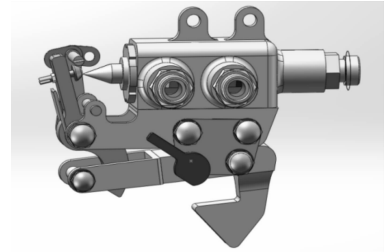


图 1 上位锁结构示意图

2.4 前第三点起落架收放作动筒的设计

前第三点起落架的收起和放下是由收放作动筒活塞的收缩、伸展动作来完成的。以 Y12F 飞机的收放作动筒尺寸为参考依据,设计收放作动筒的外筒直径为 65 mm,长为 760 mm,内筒活塞直径为 50 mm,活塞杆直径为 35 mm,活塞杆长度为 720 mm,取机翼展弦比 $\lambda=10.10$,机翼面积 $S=40.003 \text{ m}^2$,收缩时飞机落地的重量 $G_{zl}=8500 \text{ N}$,飞机在起落伸缩过程中的最大速度 $v_{s, fmax}=249.5 \text{ km/h}$,前第三点起落架收放作动筒的过载公式为

$$n^{sv} = 1 + 3.92 \times \frac{5.53}{1 + \frac{1.76}{\lambda}} \times \frac{v_{s, fmax}}{G_{zl}/S}$$

带入数据得到过载 $n^{sv}=1.61$ 。

当前第三点起落架全伸长时,其质量力为

$$P_{qz} = G_{qz} \times n^{sv} = 65.3 \times 9.8 \times 1.61 = 1030.3(\text{N})。$$

运动部分的质量力到转轴的距离 $a=0.067 \text{ m}$,其力矩为

$$M_{qz} = P_{qz} \times a = 1030.3 \times 0.067 = 69.03(\text{Nm})。$$

长方形的长 $L=0.490 \text{ m}$,长方形的高 $h=0.1421 \text{ m}$,外筒悬臂部分面积按长方形面积进行计算为

$$S_1 = L \times h = 0.490 \times 0.1421 = 0.070(\text{m}^2)。$$

取 $\rho=1.186 \text{ NS}^2/\text{m}^4$,则速度压力

$$q = \frac{\rho V_{s, f, max}^2}{2} = \frac{1.186 \times (249.5 \times 10^3 / 3600)^2}{2} = 2848.3(\text{N}/\text{m}^2)。$$

取迎面阻力系数 $C_{xb}=1.28$,则其的空气动力的阻力为

$$P_{q1} = S_1 q C_{xb} = 0.07 \times 2848.3 \times 1.28 = 255.2(\text{N})。$$

外部套筒的空气动力与旋转轴力之间的距离 $b_1=0.1 \text{ m}$,则外部套筒扭矩为

$$M_{q1} = P_{q1} \times b_1 = 255.2 \times 0.1 = 25.52(\text{Nm})。$$

当减震支柱相对垂直气流平面的角度 $\alpha=0^\circ$ 时,迎面阻力系数 $C_{x0}=0.73$;当 $\alpha=7^\circ$ 时, $C_{x\alpha} \times \cos(1.186\alpha) = 0.72$ 。外筒高 $H=0.595 \text{ m}$,外筒直径 $D=0.135 \text{ m}$,零部件垂直于气流的投影面积 $S_2 = H \times D = 0.595 \times 0.135 \times \cos 7^\circ = 0.080(\text{m}^2)。$

外套筒的空气动力

$$P_{q2} = S_2 q C_{xa} = 0.08 \times 2848.3 \times 0.72 = 164.06 (\text{N})。$$

外套筒的空气动力与旋转轴力之间的距离 $b_2 = 0.22 \text{ m}$, 则外筒力矩

$$M_{q2} = P_{q2} \times b_2 = 164.06 \times 0.22 = 36.09 (\text{Nm})。$$

同理, 内筒的空气动力

$$P_{q3} = S_3 q C_{xa} = 0.03 \times 2848.3 \times 0.72 = 61.52 (\text{N})。$$

内筒的空气动力与旋转轴力之间的距离 $b_3 = 0.714 \text{ m}$, 则内筒力矩

$$M_{q3} = P_{q3} \times b_3 = 61.52 \times 0.714 = 43.93 (\text{Nm})。$$

收放作动筒的力臂 $d = 100.58 \text{ mm}$, 收放作动筒使用载荷

$$P_{sy} = \frac{M_{qz} + M_{q1} + M_{q2} + M_{q3}}{d} = 1735.63 (\text{N})。$$

安全系数取 $f = 2$, 设计载荷 $P_{sj} = f \cdot P_{sy} = 3471.26 (\text{N})$ 。

前第三点起落架完全收起状态下收放油缸的负载与放下状态下油缸的计算过程和公式相同, 只是参数不同。此时前第三点起落架的质量力和放下是相同, 力矩 $a_3 = 0.550 \text{ m}$, 得到 $M_{qz} = 566.67 \text{ Nm}$ 。放作动筒的力臂 $d = 121.1 \text{ mm}$, 收放作动筒使用载荷

$$F_{sy} = \frac{M_{qz}}{d} = 46.79.36 (\text{N})。$$

安全系数 $f = 2$, 设计载荷

$$F_{sj} = f \cdot P_{sy} = 9358.71 (\text{N})。$$

前第三点起落架收放作动筒压力计算是根据前文所述, 确定收放油缸中内筒的尺寸大小, 活塞的直径为 50 mm , 活塞杆的直径为 35 mm , 则活塞作用的最大面积

$$A_{\max} = \frac{\pi}{4} D^2 = \frac{\pi}{4} \times 50^2 = 1963.50 (\text{mm}^2)。$$

收放作动筒压力

$$P_{sj\max} = \frac{F_{sj}}{A_{\max}} = \frac{9358.71}{1963.50} = 4.77 (\text{MPa})。$$

在该收放机构中, 液压装置的工作压力为 10 MPa , 收放油缸的油压是整个装置压力的 47% 。将设计完成的飞机起落架收放机构的各部件进行装配, 得到的总装配图如图 2 所示。



图 2 起落架收放机构装配图

3 运动学仿真与有限元分析

3.1 起落架收放机构运动学仿真

将建立的起落架收放机构的模型在 Solidworks motion 插件中进行运动学仿真分析。起落架收起和放下过程的技术指标为, 收起和放下时间 $t = 10 \text{ s}$, 收放的角度为 108° , 收放油缸的行程 $S = 202.74 \text{ mm}$ 。对前第三点起落架的收放过程分别在 0 s 、 3 s 、 8 s 、 10 s 时的 4 个状态进行分析, 观察收放过程中运动参数的变化, 最终收起位置的示意图如图 3 所示, 运行过程无干涉, 平缓稳定^[8-10]。

3.2 前第三点起落架收放机构有限元分析

根据理论分析, 飞机起落架收放机构中起落架收放作动筒的载荷较大, 且易发生变形^[11], 因此需运用

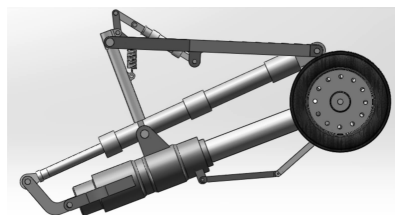


图 3 起落架收起位置示意图

Simulation 插件对其进行有限元分析。前第三点起落架收放油缸极限负载为 4.77 MPa, 极限负载为工作负载的 1.5 倍, 则其工作负载为 3.18 MPa, 爆破压力为额定工作负载的 3 倍, 即 9.54 MPa^[12]。收放作动筒选用 30CrMnSiNi2A, 其弹性模量为 2.07×10^5 MPa, 泊松比为 0.3, 材料密度为 7890 kg/m³, 屈服极限为 1.6×10^3 MPa。

3.2.1 外筒爆裂状态

设置外筒的材料属性, 将外筒的最左端面固定, 施加力 9358.71 N, 压力 9.54 MPa, 最后得到外筒的应力应变位移云图, 如图 4(a) 所示。由应力应变和位移云图可知, 其最大应力为 4.4×10^7 Pa, 小于材料的屈服极限。

3.2.2 内筒极限载荷状态

对内筒进行分析, 设置内筒的材料属性, 将内筒活塞端固定, 对内筒施加压力 4.77 MPa, 施加力 3471.26 N, 最后得到内筒的应力应变位移云图, 如图 4(b) 所示。由应力应变和位移云图可知, 其最大应力为 46.09 MPa, 小于材料的屈服极限。

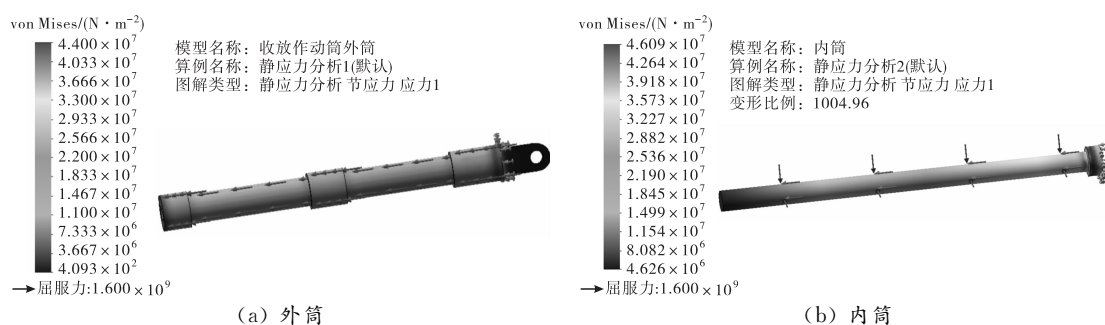


图 4 应力应变位移云图

4 结论

本文主要对飞机前第三点起落架的收放机构开展设计研究, 首先根据飞机起落架的收放原理和设计要求进行总体设计, 确定了起落架的布置方式和轮胎; 再对起落架进行了结构设计, 包括缓冲器、防扭臂、上下位置锁、收放作动筒的尺寸数据计算和三维绘图; 然后通过三维设计软件 Solidworks 中 Motion 插件对起落架的收放过程分别在 0 s、3 s、8 s、10 s 时的 4 个状态进行运动学仿真分析, 通过观察收放过程中运动参数的变化, 证明起落架运动过程不会发生干涉以及收放的合理性; 最后运用 Simulation 对受载荷较大的收放作动筒内筒和外筒进行有限元分析, 得到外筒和内筒的最大应力分别为 44.00 MPa 与 46.09 MPa, 均小于材料的屈服极限, 确保了收放作动筒的设计符合强度要求。

参考文献:

- [1] 孟庆友. Y12F 型飞机起落架结构设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [2] DOUGLAS C, ELLIS A, SCHMIDT R K, et al. Multidisciplinary design optimization of aircraft landing gear[J]. AIAA aviation 2021 forum, 2021. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3023>.
- [3] RICHARDS P W, TATE B. Hybrid wing-body aircraft landing gear design[J]. AIAA aviation 2023 forum, 2023. <https://doi.org/10.2514/6.2023-3521>.
- [4] 汤阿妮, 郭正旺, 赵华. 大型飞机多轮多支柱起落架载荷飞行研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 299-305.
- [5] 汤阿妮, 郭正旺, 胡小敏, 等. 大型飞机多支柱交联式起落架一体化载荷校准及建模研究[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(1): 25-30.

- [6] 田佳杰, 贾玉红. 大型民机起落架收放系统建模与仿真[J]. 机械设计与制造, 2016(5):48-52.
- [7] 苏永涛. 某型飞机起落架收放机构运动可靠性分析与仿真研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2021.
- [8] 周德元, 吴玉生, 李严彪. 滑跑无人机前三点起落架收放系统仿真及安全特性分析[J]. 科学技术与工程, 2023, 23(36):15709-15716.
- [9] 侯鑫新, 王巍然, 姚贺龙, 等. 基于 ADAMS 的某型飞机起落架收放机构仿真研究[J]. 科学技术创新, 2023(20):31-34.
- [10] 石旭东, 英福君, 张宇, 等. 飞机起落架收放系统性能仿真与故障分析[J]. 计算机应用与软件, 2021, 38(2):65-71.
- [11] 尚永锋, 袁润东, 孙恺, 等. 起落架扭力臂静力学分析与结构优化[J]. 中国科技信息, 2023(16):46-50.
- [12] 付才, 王涛, 邓阳光. 基于有限元的起落架收放作动筒强度分析和优化[J]. 液压气动与密封, 2021, 41(4):70-74.

Design and Simulation Analysis of Aircraft Landing Gear Retraction Mechanism

WANG Zhongchang

(College of Mechanical and Electrical Engineering,
Shandong University of Aeronautics, Binzhou 256603, China)

Abstract: The landing gear retraction and retraction mechanism is a key component in the aircraft takeoff and landing process. Research is conducted around the structural form and retraction method of the landing gear, with high safety performance, compact structure, and easy retraction as the design goals. The foldable front three point layout is used as the layout form, and 3D design software is used to model the landing gear retraction and retraction mechanism of the aircraft. The key components of the aircraft landing gear retraction mechanism, such as anti torsion arm, buffer, position lock, and retraction actuator, were designed through theoretical calculations. The motion process of the retraction mechanism was simulated and analyzed to verify its rationality and feasibility. Finally, finite element analysis was conducted on the outer and inner cylinders of the retraction actuator, and the maximum stresses of the outer and inner cylinders were found to be 44.00 MPa and 46.09 MPa, respectively, which were lower than the yield limit of the material and met the design requirements.

Keywords: landing gear; retraction mechanism; retraction actuator; position lock; buffer system; sports simulation

(责任编辑: 唐立平)