

文章编号:1671-6833(2012)01-0088-05

飞机起落架收放空间机构运动分析

樊广军¹, 袁理¹, 鲁立君^{1,2}, 蒋炳炎^{1,2}

(1. 中南大学 高性能复杂制造国家重点实验室, 湖南 长沙 410083; 2. 中南大学 航空航学院, 湖南 长沙 410083)

摘要: 超临界机翼的出现, 使传统的起落架收放平面机构不再满足机翼剖面高度的限制, 而收放空间机构可解决这一问题, 并能将起落架受到的载荷分布到机身更多的位置. 利用 CATIA 软件, 讨论了几种起落架收放空间机构, 指出一种特殊的单闭链 6 杆空间机构较其它方案更具优势. 就此 6 杆空间机构, 建立了起落架收放空间机构的数字样机, 对起落架的收放运动进行了模拟, 测量了关键点的运动参数, 得出了减震支柱下表面中心点和上、下斜撑臂关节中心点的运动轨迹和速度曲线.

关键词: 起落架; 空间机构; 数字样机; 运动模拟

中图分类号: V226; TP39

文献标志码: A

doi:10.3969/j.issn.1671-6833.2012.01.022

0 引言

飞机起落架收放方式大致可分为沿翼展和翼弦方向两种, 民用客机的主起落架一般采用沿翼展方向的收放方式, 以减少起落架收放对飞机重心的影响. 随着超临界机翼的出现, 机翼剖面高度变小, 沿翼展方向的收放方式不便容纳传统的收放平面机构, 可依靠收放空间机构解决空间配置的问题.

国内对飞机起落架虚拟样机技术的研究始于本世纪初^[1], 而近年发表的关于民用机起落架收放仿真的文章, 主要集中在对平面收放机构运动和动力性能的模拟: 在动力学软件中对起落架样机添加收、放激励而非建立模型进行仿真^[2]; 建模讨论基于平面四杆机构的飞机前起落架或主起落架的运动性能^[3-5]. 已公开发表的关于主起落架收放空间机构的论文较少, 同时鉴于国内对起落架收放空间机构研究的欠缺, 笔者将探讨收放空间机构的几种类型, 建立沿翼展收放的民用机主起落架空间机构模型, 借助计算机仿真技术对其进行运动分析, 验证起落架收放空间机构设计的合理性和可制造性.

1 起落架收放机构分析

1.1 起落架收放机构

主起落架在飞机静止和缓慢滑行时主要受飞机自身重量的作用, 在飞机降落滑跑时还要受到地

面和刹车产生的巨大的与滑跑方向相反的作用力. 起落架支柱和收放机构要在能承受这两大载荷的前提下, 尽量满足“小”和“轻”的要求^[6].

针对基于平面四杆机构起落架(图1)的研究已有不少, 从用复数法列出起落架收放机构运动的位置、速度及加速度方程, 到用 CATIA 软件建立起落架的数字样机和收放运动学模型, 结合 ADAMS 软件开发起落架收放动力学性能试验的虚拟样机讨论气动阻力、质量力和收放动作筒液压力对收放运动的影响等. 但目前最为先进的民用飞机(例如波音 B787 和空客 A350)主起落架皆采用收放空间机构. 收放平面机构虽然可以满足起落架收放和承受部分载荷的要求, 但空间机构可更好地将载荷分散, 同时能解决超临界翼飞机起落架沿翼展方向收放时空受受限的问题.



图1 起落架收放平面机构

Fig.1 Landing gear retractable plane mechanism

1.2 机构自由度分析与验证

所谓空间机构, 即组成机构的连杆和运动副

收稿日期: 2011-10-14; 修订日期: 2011-11-19

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(2009QZZD005); 中南大学博士后科学基金资助项目

作者简介: 樊广军(1964-), 男, 湖南长沙人, 中南大学副教授, 博士, 主要研究方向: CAD/CAE/PDM 集成.

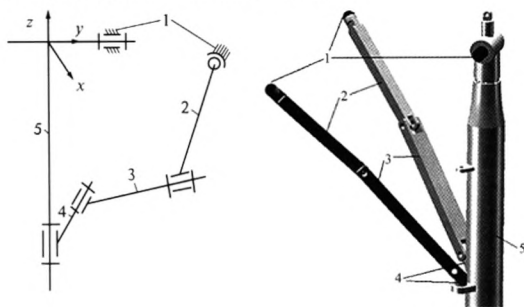
的运动轨迹不能被抽象在固定的平面内.为提高机构的可靠性,满足起落架收放运动的空间机构自由度数一般为1.应用空间机构的起落架会有两组或以上斜撑杆,为简化计算,仅取一组斜撑杆参与机构的计算.针对空间单闭链机构的Kutzbach-Grübler 自由度计算公式为

$$F = \sum_{i=1}^p f_i - 6 + m - f_p - f_i, \quad (1)$$

式中: f_i 是第 i 个运动副的自由度;公共约束 m 是指在某些机构中,由于运动副或构件几何位置的特殊配置,使所有构件都失去另外某些运动的可能性,这等于对机构中所有构件的运动加上某种公共约束;消极自由度 f_p 是由于机构结构的特殊几何条件决定的机构中原有的一些不起运动作用的自由度;局部自由度 f_i 是机构中不影响机构运动的自由度^[7-8].要使单闭链空间机构的构件能产生相对运动,则机构中所有运动副自由度之和应满足 $\sum_{i=1}^p f_i \geq 7$. 据此,笔者利用 CATIA 软件建立了以空间 5 杆机构为基础的起落架收放系统,如图 2 所示,其自由度为

$$F = \sum_{i=1}^p f_i - 6 + m - f_p - f_i = 3 + 1 + 1 + 1 + 1 - 6 = 1.$$

参与计算的运动副有 1 个球面副 S, 4 个转动副 R. 其中球面副由机架 1 与上斜撑臂 2 构成, 4 个转动副分别由上斜撑臂 2 与下斜撑臂 3, 下斜撑臂 3 与臂柱连接件 4, 臂柱连接件 4 与减震支柱 5, 减震支柱 5 和机架 1 构成.



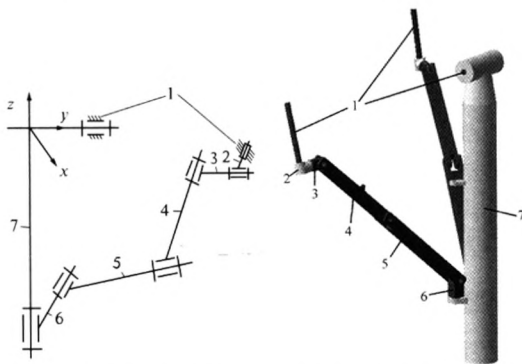
(a) 5 杆空间机构原理图 (b) 5 杆空间机构数字样机

1—机架;2—上斜撑臂;3—下斜撑臂;
4—臂柱连接件;5—减震支柱.

图 2 基于 5 杆空间机构的起落架收放机构

Fig.2 Landing gear based on 5-bar spatial mechanism

同理,也可利用 CATIA 软件设计以空间 7 杆机构为基础的起落架收放系统,如图 3 所示,其参与计算的运动副为 7 个转动副 R.



(a) 7 杆空间机构原理图 (b) 7 杆空间机构数字样机

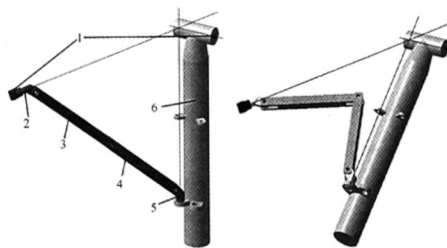
1—机架;2—旋转接头;3—上臂接头;4—上斜撑臂;
5—下斜撑臂;6—臂柱连接件;7—减震支柱

图 3 基于 7 杆空间机构的起落架收放机构

Fig.3 Landing gear based on 7-bar spatial mechanism

空间 5 杆机构虽然相对简单,但其含有一个球面副.球面副在实际制造中因加工工艺限制和受力不均等原因并不适合实际应用.空间 7 杆机构的连接副虽然都是转动副,但是杆件数量冗余.在实际应用中,最好有一种结构既简单,又不受工艺限制的空间机构应用在飞机起落架上.实际上,有一种特殊的 6 杆空间机构符合连接副都是转动副的要求^[9-10],但这种特殊机构的自由度不能通过 Kutzbach-Grübler 公式计算,而国内外相关文献也都未能对此类起落架机构进行自由度计算.若建立这种特殊机构的物理样机将耗时耗力,笔者将凭借计算机数字样机技术建模,验证其几何上的可制造性.

经在 CATIA 软件中反复摸索和调试,笔者发现运动副皆为转动副的空间单闭链 6 杆机构仅在一种情况下得以成立,如图 4 所示:即机构所含 6 个运动副中,有 3 个运动副的轴线平行,而另外 3 个运动副的轴线必须相交于一点.



(a) 6 杆空间机构放下状态 (b) 6 杆空间机构收起过程

1—机架;2—上臂接头;3—上斜撑臂;
4—下斜撑臂;5—臂柱连接件;6—支柱

图 4 基于 6 杆空间机构的起落架收放机构

Fig.4 Landing gear based on 6-bar spatial mechanism

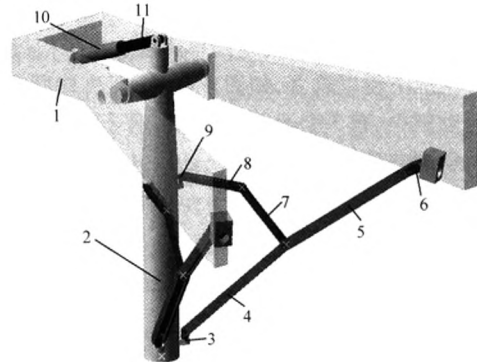
这样约束构成的 6 杆机构,在空间任何位置都具有 6 根杆件在同一平面内的特征.但如图 4 所示:只要任一构件与转动副发生相对旋转,6 杆机构所在的平面就会改变位置,所以这是一种特殊的空间机构,不能用传统的空间机构自由度计算公式对其进行解释,但利用机械系统软件建模能较为有效地验证其可制造性.

2 起落架收放系统的建立和运动模拟

2.1 收放系统建模

收放机构模型的建立过程为:在 CATIA 软件的零件设计工作台建立起落架各零件模型,然后在软件的装配工作台内将各零件装配成完整的模型.要进行机构的运动模拟,还需进入 CATIA 软件的“DMU Kinematics”运动模拟工作台.在这个工作台内,可在设置零件间的运动关系后设定和观察机构的运动规律.

笔者要模拟的是含收放空间机构的主起落架下放过程,为简化复杂的起落架,模型中没有考虑锁定机构和一些辅助性的零件.为保证机构装配时满足 3 轴线交于一点的要求,在减震支柱外筒的设计与建模时就要使插接下斜撑连接件和辅助支柱连接件的上、下两个耳孔的中轴线共线,且此轴线与支柱筒绕机架旋转的轴线相交于一点;在机身的建模过程中也要使上斜撑连接件插接孔轴线穿过上述特定点.在整个装配过程中,机身被设置为唯一静止的零件,完成装配的起落架收放机构数字样机,如图 5 所示.



- 1—机身;2—减震支柱外筒;3—下斜撑连接件;
- 4—下斜撑臂;5—上斜撑臂;6—上斜撑连接件;
- 7—辅助支柱一;8—辅助支柱二;9—辅助支柱连接件;
- 10—液压油缸筒;11—液压缸活塞

图 5 起落架收放空间机构数字样机

Fig.5 Digital mockup of landing gear retractable mechanism

为分析机构的运动性能,需进入 CATIA 运动

模拟工作台对机构进行运动副的设置,运动副设置详情见表 1.运动副设置完后,计算机自动算得此空间机构的自由度为 1,这说明笔者所建立的空间 6 杆机构可以运动且只有一种确定的运动方式.

表 1 起落架数字样机中的运动副

Tab.1 Kinematic pairs of landing gear mechanism

| 序号 | 构件名称 | 构件名称 | 运动副类型 | 运动副组数 |
|----|--------|---------|-------|-------|
| 1 | 机架 | 减震支柱外筒 | 转动副 | 2 |
| 2 | 减震支柱外筒 | 下斜撑连接件 | 转动副 | 2 |
| 3 | 下斜撑连接件 | 下斜撑臂 | 转动副 | 2 |
| 4 | 下斜撑臂 | 上斜撑臂 | 转动副 | 2 |
| 5 | 上斜撑臂 | 上斜撑连接件 | 转动副 | 2 |
| 6 | 上斜撑连接件 | 机架 | 转动副 | 2 |
| 7 | 上斜撑连接件 | 辅助支柱一 | 转动副 | 2 |
| 8 | 辅助支柱一 | 辅助支柱二 | 转动副 | 2 |
| 9 | 辅助支柱二 | 辅助支柱连接件 | 转动副 | 2 |
| 10 | 液压缸活塞 | 减震支柱外筒 | 转动副 | 1 |
| 11 | 液压油缸筒 | 机架 | 转动副 | 1 |
| 12 | 液压油缸筒 | 液压缸活塞 | 圆柱副 | 1 |

笔者以液压油缸作为动力来源驱动起落架的收放动作,油缸活塞运动行程为 300 mm,在运动模拟工作台公式编辑器中设定油缸以 30 mm/s 的速率作直线运动,从而可以进一步观察起落架数字样机的运动情况,起落架收起时的状态如图 6 所示.

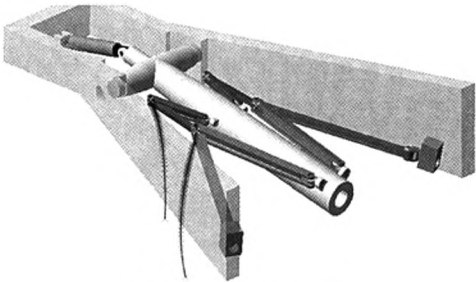


图 6 指定点的运动轨迹

Fig.6 Traces of specified points

2.2 零件干涉检查

完成整个模型的装配,运动副的设置以及驱动部件运动规律的设定后,即可对起落架收放系统的数字样机进行运动模拟.首先要检查系统各构件在运动过程中是否存在相互干涉的现象.这一检查工作既可通过分步运行软件中的运动模拟命令,逐步检查,也可启动碰撞检查功能让数字样机在运动模拟过程中出现干涉时自动停下来,直接观察.经过繁复的修改调试,起落架收放机构各零件的运动已消除干涉现象,可见数字样机在解

决机构的各组成部件在几何空间内的位置关系问题和提高可制造性方面的便捷性。

2.3 运动轨迹和扫掠包络体测量

在 CATIA 中设置好运动模型后,软件中运动模拟工作台中的“轨迹”命令可以测量并绘制机构上任意点的运动轨迹,运动模拟工作台中的“扫掠包络体”命令可以得到所有构件运动过程中扫过空间所形成的图形。

笔者关注的是收放机构的运动轨迹,这里选取一侧下斜撑臂与上斜撑臂构成的转动副中心点,以及辅助支柱一与辅助支柱二构成的转动副中心点进行测量。通过观察软件生成的这两个点的运动轨迹(图6),发现这两个点的运动轨迹曲线均不在固定平面内,这说明辅助支柱一在空间中所做的不是平面运动。

由于机架本身是相对静止的部件,在“扫掠包络体”时取消了对机架的扫掠,如图7所示。在软件中可以从任意角度观察扫掠体,通过观察包络体上、下斜撑杆和辅助支柱一、二的运动过程,可以确认这几个杆件所做的空间运动。

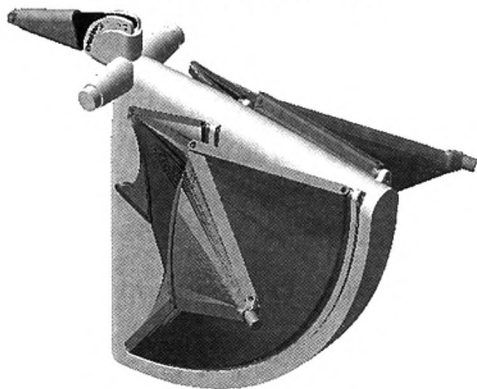


图7 起落架收放运动扫掠包络体

Fig.7 Sweep solid of landing gear retraction

2.4 运动速度测量

利用 CATIA 软件运动模拟工作台中的“速度测量”命令,可测量构件上任意点的速度和加速度,也可根据设计和研究人员的需要同时测量多个点的速度、加速度、角速度和角加速度等参数,并能自动绘制各参数相对于时间或其它参数的曲线。笔者选取减震支柱下表面中心点和支柱一侧的上、下斜撑臂构成的转动副中心点进行测量,并将测量数据导入 OriginPro 软件,绘制了两中心点速度相对于时间的曲线,如图8所示。减震支柱下表面最大运动速度为 1.17 m/s,上、下斜撑臂构成的转动副中心点最大运动速度为 2.62 m/s。

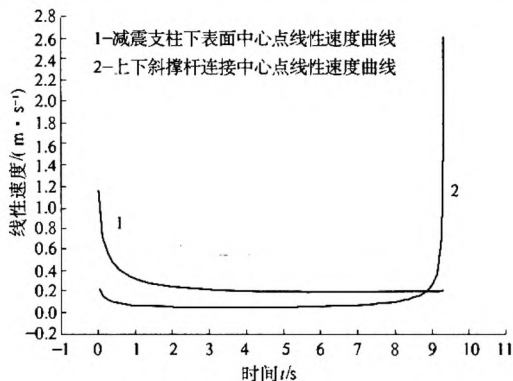


图8 指定点的运动速度曲线

Fig.8 Speed curves of specified points

3 结论

通过计算单闭链空间机构的自由度,利用 CATIA 建模验证和探索,笔者总结了3种起落架收放空间机构,并认为一种特殊的6杆空间机构更具优势,由其组成的收放系统具有以下3个特点:收放空间机构的斜撑臂可以分布在减震支柱的侧前和侧后位置,能适应超临界翼飞机沿翼展方向起落架收放在纵向空间限制;相对于收放平面机构,拥有两个以上斜撑臂的起落架可以将载荷以更合理的方式分布到机身;相对于5杆空间机构和7杆空间机构,6杆空间机构中所有连接为转动副,设计更加简洁合理,制造工艺相对简单。

从运动分析平台给出的速度曲线来看,应对目前建立的数字样机进行改进,通过调整空间机构杆件的长度和驱动油缸的运动速度,使系统的运动过程更为平稳。

参考文献:

- [1] 晋萍. 飞机起落架动态性能仿真分析[D]. 江苏:南京航空航天大学航空宇航学院,2003.
- [2] 焦振江. 飞机起落架动态性能仿真分析研究[D]. 陕西:西北工业大学航空学院,2007.
- [3] 侯赤,万小鹏,赵美英. 基于 ADAMS 的小车式起落架仿真分析技术研究[J]. 系统仿真学报,2007,19(4):909-913.
- [4] 陈琳. 飞机起落架收放运动与动态性能仿真分析[D]. 江苏:南京航空航天大学航空宇航学院,2007.
- [5] 朱林,孔凡让. 基于仿真计算的某型飞机起落架收放机构的仿真研究[J]. 中国机械工程,2007,18(1):26-29.
- [6] The Boeing Company. Airplane main landing gear as-

- sembly [P]. United States: 4328939, 1982-5-11.
- [7] 谢存禧, 李琳. 空间机构设计与应用创新[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007: 4-12.
- [8] 欧阳富, 刘彦华, 孙东民. 关于重新建立空间机构自由度计算公式的探索[J]. 机械工程学报, 2003, 39(1): 60-64.
- [9] The Boeing Company. Body braced main airplane landing gear[P]. United States: 4345727, 1982-8-24.
- [10] Messier-Hispano-Bugatti. Aircraft landing gear[P]. United States: 4556179, 1985-12-3.

Kinematic Analysis of Landing Gear Spatial Retractable Mechanism

FAN Guang-jun¹, YUAN Li¹, LU Li-jun^{1,2}, JIANG Bing-yan^{1,2}

(1. State Key Laboratory for High-Performance Complex Manufacturing, Central South University, Changsha 410083, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, Central South University, Changsha 410083, China)

Abstract: Traditional plane retractable mechanisms of landing gear are restricted by supercritical airfoils, but spatial mechanisms can meet the requirements of space limit and distribute loads of landing gear among more points of the airplane. Several spatial mechanisms are discussed in this paper using CATIA software; a relatively simple six-bar spatial mechanism is introduced. Digital mockup of retractable landing gear based on the six-bar spatial mechanism is built, and the landing gear mechanism kinematic simulation is conducted. Motion parameters of the key points, the center point of the support strut lower surface and the joint center point of lower and upper arm braces, are measured, and velocity curves of the two points are given.

Key words: landing gear; spatial mechanism; digital mock-up; kinematic simulation

(上接第 87 页)

- [6] CHEN Wen-wa, SHYH L, JYI T Y. Three-dimensional contact stress analysis of a composite laminate with boled joint[J]. Composite Structure, 1995(30): 287-297.
- [7] 龚曙光, 黄云清. 有限元分析与 ANSYS APDL 编程及高级应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2009.

Stress Calculation and Analysis of Connection Interface of Pin Joints with FEM

LI Cheng, ZHU Hong-hong, TIE Ying, HE Long

(School of Mechanical Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou 450001, China)

Abstract: The connection interface stresses of pin joint composed of a cylinder pin and homogeneous orthotropic laminate are calculated and analyzed with finite element method when the pin is pulled from the laminate hole. The model is calculated by two steps; firstly, calculating pre-stresses caused by assembly interference of pin and plate without external loads; secondly, calculating stresses when pulling pin from the laminate resulted from applying displacement load. The final results show that stresses are concentrated near the pin and hole edge and display symmetrical distribution. Stresses in the radial and tangential directions change much and the maximum happens on the laminate hole edge, while stresses in the axial direction of hole centre change little and the maximum exists on pin surface. These can offer reference for predicting regions where damages most possibly occur and lay the foundation for analyzing failures of orthotropic laminate.

Key words: pin; joint; finite element; contact stress distribution; orthotropic laminate