

# CAE 技术在飞机地面设备 设计中的应用

## CAE Application in Aircraft GSE Design

孙 欣 / Sun Xin

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘 要:

近年来,随着计算机技术的不断发展和 CAE 软件系统的不断完善,CAE 技术在国内航空领域有了越来越广泛和深入的应用,并逐步向设计、分析和制造无缝连接的一体化方向发展。但是,CAE 技术在飞机地面设备设计中的应用却还只是刚刚起步,既落后于在整个飞机设计中的应用水平,又远远落后于国外的应用水平。在简要介绍 CAE 技术的发展现状的基础上,结合在飞机地面设备设计过程中的实际应用情况,着重论述应用 CAE 技术对地面设备设计所带来的变化。

**关键词:** CAE 技术;飞机地面设备设计;仿真分析;参数化设计

[Abstract] With computer technology and CAE software development, recently CAE has more and more application in domestic aeronautic engineering field, including design, analysis and manufacturing. However, CAE application in aircraft GSE design is just beginning, far behind oversea competitors. This thesis is based on CAE application cases in GSE design to demonstrate the improvement in GSE Design with CAE application.

[Key words] CAE; Aircraft GSE Design; Stimulator Analysis; Parameter-based Design

## 0 引言

大量的资金投入、昂贵的运营成本以及民航业内越来越激烈的竞争都对飞机的使用率、维护时间、维护效率以及航班的准时性提出了更高的要求。因此,航空公司也将更多的注意力放在飞机的停机维修程序以及维修中所需要的地面设备上。这就对地面设备提出了新的要求,即要求未来的地面设备应能带来更低的飞机维护成本、更短的维护时间以及更高的维修效率。

因此,在地面设备设计中引入 CAE 技术以适应现代化设计发展方向和地面设备未来发展的需要。

## 1 CAE 技术

CAE(Computer Aided Engineering)即计算机辅助工程,是将计算机技术引入到工程分析领域,对产品的设计方案、性能、可靠性、安全性、经济性等方面进行产品质量分析。CAE 技术使得产品质量分析由传统的静态、线性分析向动态、非线性分析

过渡;同时可加快新产品的设计、开发、制造速度,缩短研发周期,提高产品性能,保证产品质量;使产品设计适应产品向高效、高速、高精度、低成本等现代化方向发展。CAE 技术的关键是在三维实体建模的基础上,从产品的方案设计阶段开始,按照实际使用条件进行仿真和结构分析;按照性能要求进行设计和综合评价,以便从多个设计方案中选择最佳方案。本文分别从机构运动仿真分析技术、有限元法技术等几方面,结合飞机地面设备设计中的特点,介绍 CAE 技术在飞机地面设备设计中的应用。

## 2 机构运动仿真分析

机构运动仿真分析技术,属于 CAE 仿真技术在机构设计方面的具体应用。它通过在实际制造前利用零件的三维数字模型进行机构运动仿真,可以在机械设计阶段就实现非常复杂、精确的机构运动分析,从而实现设计和分析的同步进行,使设计人员在设计流程的各个环节都可实现更高的精确度。

在对地面设备的设计中,经常会运用到各种形

式的运动机构,以达到设备的设计要求以及方便维护人员操作的目的。传统设计方法需先制定设计方案,再采用理论力学方法计算其运动学或者动力学特性,再进行优化、强度分析及结构设计等。这个过程需要经过大量的理论分析及计算,且一旦设计方案中存在的问题在设计阶段无法及时发现,而在制造和使用过程中暴露时必然会造成大量的损失。机构运动仿真分析的应用则可在设计周期中就发现方案中存在的隐患。本文以飞机牵引杆接头为例,说明机构运动仿真分析的应用对地面设备机构设计所带来的变化。

牵引杆接头的机构组成以及运动原理如图1所示,主要由壳体、转轮、连杆等几部分组成。

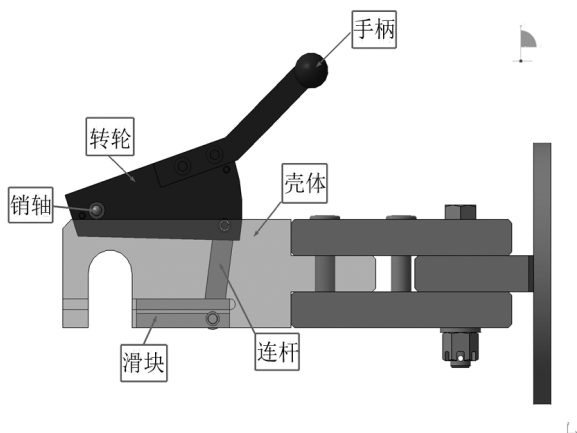


图1 牵引杆接头数模

从运动原理而言,整个接头可以简化成由3运动机构、4运动副组成的自由度为1的运动机构。

就运动结构而言,牵引接头机构并不复杂,但是产品试制过程中却暴露出一个问题:当滑块移动至开口打开位置后,整个机构不能复位。

对牵引接头机构数模进行仿真分析,通过添加连杆与滑块夹角感应器(sensor),可以得到随转轮转动,两者间夹角的变化规律。如图2所示(图2中原点位置,连杆与滑块间初始角度约为 $33^\circ$ ),滑块与连杆之间的夹角随着转轮转动而逐渐增大。在开口位置,两者的夹角已超过 $82^\circ$ 。如果取滑块与壳体之间的静摩擦系数0.35,则滑块与连杆之间的极限夹角约为 $70^\circ$ 。可见,在滑块返回时,滑块与壳体之间的摩擦力大于滑块在水平方向所受到的驱动力,导致整个机构无法正常复位。由图2中夹角变化规律可知,连杆与滑块间夹角的最终角度取决于两者之间的初始角度以及角度的变化量,在设计方案改进时可根据此特点有针对性的优化。根据此

思路,将原有设计方案改进成如图4所示的方案,经过仿真可避免原有问题。

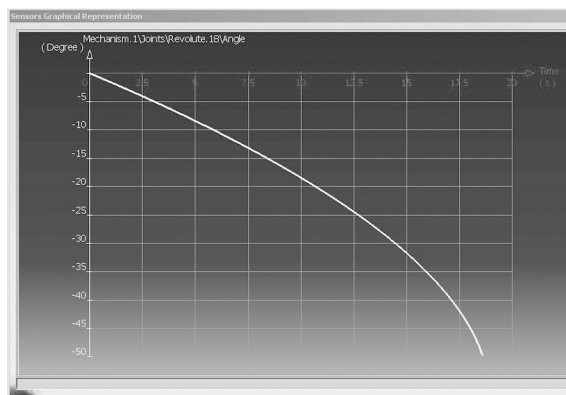


图2 连杆与滑块间夹角变化图

可见,在地面设备设计阶段引入机构运动仿真技术是十分必要的,尤其对于那些缺少设计经验的地面设备。另外,由于地面设备设计时往往要考虑到设备所需配合的尺寸关系以及各种操作空间限制,采用与机构运动仿真技术相似的装配仿真技术也可提高设计质量和降低设计错误率。

### 3 有限元法分析

在飞机地面设备的设计中,对于设备除了要求结构设计合理、可实现外,设备通常还必须具备足够的强度、刚度和稳定性。但是对于复杂、大型的设备结构,往往还是采用传统的设计和验证方法。这样的设计通常是通过引入各种假设,从而将设备的力学模型进行较大的简化;设计分析中往往只针对设备的关键零部件进行分析,其余部件只是按照设计者的经验,用类比法进行结构设计;由于分析结果不够准确,为了保证设备的安全可靠,设计时还往往不得不采用较大的安全系数,结果使得地面设备的尺寸大且笨重,不利于使用和存放。这样设计的地面设备既不能很好的发挥材料的性能,可靠性也难以提高,最终导致飞机维护成本的增加。另一方面,对设备的分析计算通常采用手工计算,但过程繁琐冗长,增加设计难度并延长设计周期。在地面设备设计中引入有限元法分析技术可以很好地避免上述问题的发生。

有限元法分析分成前处理、分析和后处理三个阶段。前处理是指在进行有限元法分析之前所需完成的准备工作,包括生成几何实体模型、生成节点坐标、生成网格单元、修改和控制网格单元、单元属性编辑、施加边界条件、施加载荷等程序。后处理则是指对有限元计算分析结果进行加工处理并将结果形象化为

变形图、应力图等直观显示,以便于对变形、应力等进行直观分析和研究。

有限元法分析的前处理以往都需要做大量的工作,成为限制有限元法分析广泛应用的主要障碍。目前,有限元法分析软件系统已经可以与通用 CAD 软件集成使用,即在用 CAD 软件完成零件或装配部件的造型设计后,自动生成有限元网格并进行计算或进行结构动力学、运动学等方面的计算,如果分析计算的结果不符合设计要求则需要重新修改造型和计算,这样极大地提高了设计水平和效率。方便易用、准确高效的有限元法分析软件在国外飞机地面设备设计中已经被广泛应用。本文以地面设备中常见的发动机维护工作平台为例,介绍有限元法分析在地面设备结构设计中的实际应用。

维护工作台是地面设备中最为常见的框架结构设备,以往都是以现有的、技术要求相似的维护工作台为初始方案,然后按设计者的经验采用类比法进行设计。

图 3 所示的是飞机发动机维护工作台的初步设计方案。根据设计要求,维护工作平台在工作状态主要以四个轮子作为支撑,平台上可站立一名维护人员进行维护作业,以此作为有限元法分析时所需的载荷情况以及边界条件。

在进行有限元分析前,根据载荷情况将设计方案进行适当简化,包括去除工作台护栏、扶梯把手以及踏板,仅留下主要结构,简化后由 Catia 自动生成网格,共计生成 2 061 个节点和 6 759 个单元。

在输入载荷情况和边界条件后,进行有限元分析。分析结果如图 3 所示。结构最大应力为  $2.13 \times 10^{-6} \text{ N/mm}^2$ ,结构最大变形为 0.006 8mm。

对应力云图分析后可以发现,方案底部结构中位于中间的横杆对于整个结构承受载荷没有太大作用,可以加以优化。然后从结构刚度角度考虑,在变形最为明显的前部增设加强杆。

由 Catia 自动生成网格,共计生成 2 177 个节点和 7 099 个单元。输入载荷情况和边界条件后,进行有限元分析。分析结果如图 4 所示。图 4 中,结构最大应力为  $1.81 \times 10^{-6} \text{ N/mm}^2$ ,结构最大变形为 0.005 72mm。

可见,有限元法分析对地面设备设计所带来的是更为简便的计算过程以及更为准确、直观的计算结果。更为重要的是,运用现有的设计软件进行有限元分析不仅容易掌握,而且不论在硬件条件上,还是在

软件条件方面,已经几乎不存在任何障碍。

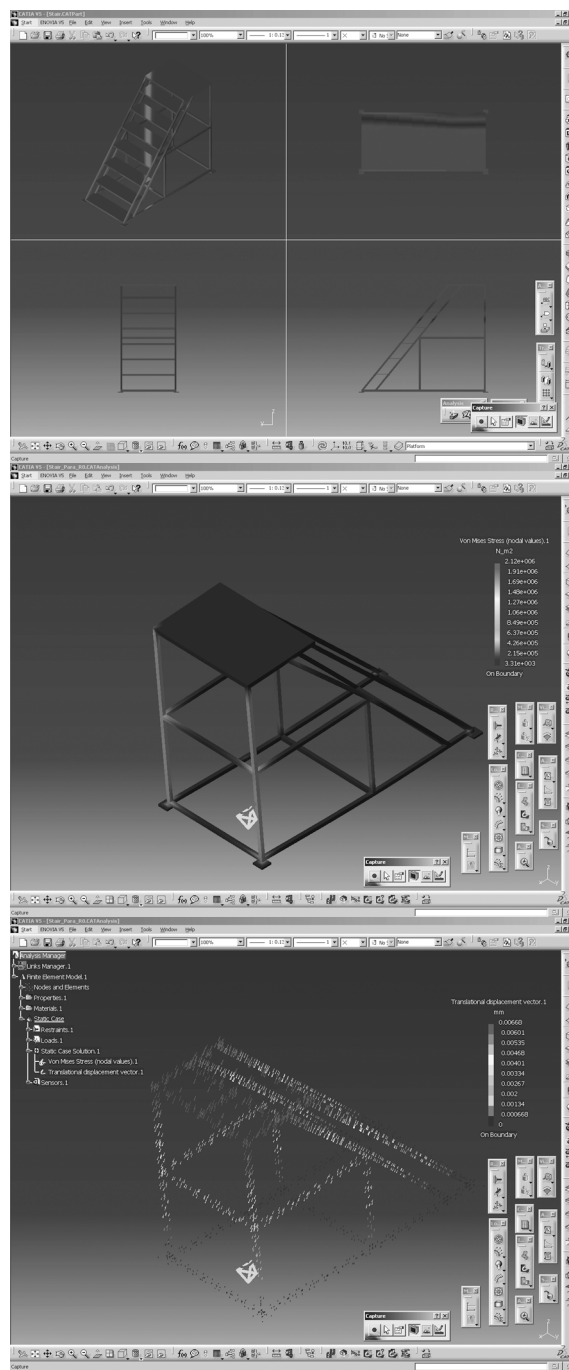


图 3 维护工作台初步方案与有限元分析结果

## 4 参数化设计

参数化设计实质上是一种基于约束的实体造型设计,使得产品的设计图形可以随着某些结构尺寸的修改和使用环境的变化而自动修改,从而减少大量的重复劳动,减轻设计工作量,是实现设计智能化、自动化的重要手段。

为了简化设计和缩短设计周期,在地面设备设计

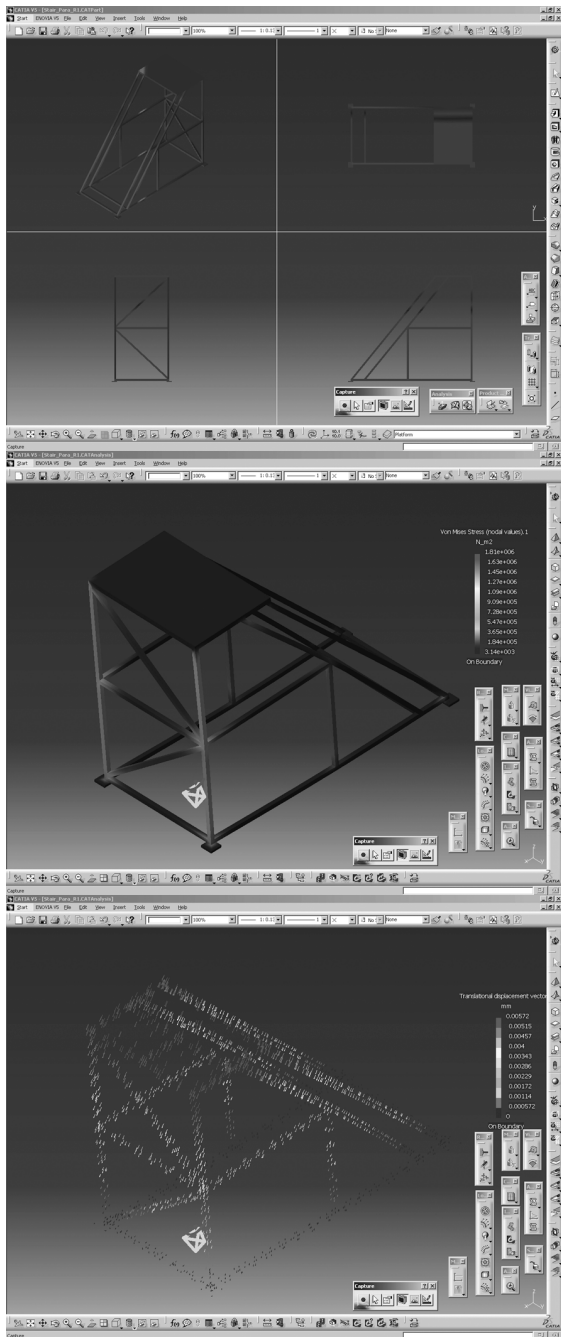


图4 维护工作台完善方案与有限元分析结果

中正逐步采用标准化、模块化的设计方法。所以，参数化设计在地面设备的实际设计中已经有了一定的应用。但是，目前的应用范围主要还集中在一些最常见的应用方法上，主要是用来建立标准件库。实际上，参数化设计在地面设备设计中还可以有更为深入的应用。本文通过设计实例，介绍通过参数化设计与其他 CAE 技术的结合，在飞机地面设备优化设计中的应用。

优化设计过程中，都要经过“构思方案-评价-再构思-再评价”的一个寻优过程。在寻优过程中，

不可避免的对设计方案中的一些设计变量进行反复迭代、不断修改，从中得到设计的最优解。而参数化设计正是一种基于产品特征的设计方法，即以产品特征作为产品集合模型的构造要素。因此，将设计方案中待定的各项设计变量作为参数化设计中的产品特征，就可以极大地简化寻优过程、缩短设计周期。本文以发动机维护工作平台为例，简要说明参数化设计在飞机地面设备优化设计中的应用。

在上面的有限元法分析单元中，我们采用有限元法分析对发动机维护工作平台的设计方案做了初步的方案优化，但是维护工作平台所选用型材的各项具体尺寸参数还需要进一步确定。假设我们以充分利用材料的性能作为优化设计的目标函数，而以方管的外形尺寸和壁厚作为设计变量。那么，如果按照传统的建模方式，在寻优过程中就需要建立多个不同的独立模型。这样的设计方法必然会造成大量的重复工作以及设计周期的延长。而如果在建模阶段引入参数化设计方法(如图5所示)，将方管的外形尺寸以及壁厚参数化，使产品模型可以随着参数的修改而自动修改。自动修改之后的产品模型可以按照原定载荷情况和边界条件直接进行有限元法分析，从而在后面的寻优过程中就可以避免大量的重复建模工作，极大地缩短设计周期。

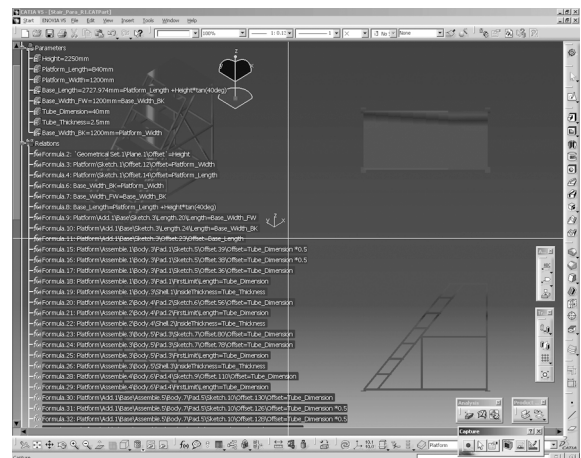


图5 具有5个独立参数的维护工作台模型

由此可见，相对于传统的建模方法，参数化设计虽然在建模阶段需要投入较长的时间。但在设计变量迭代优化过程中，参数化设计却节省大量设计时间。同时，还可以在建模阶段引入多个设计变量，通过提高设计方案的灵活性来满足不同优化目标函数对不同设计变量的要求。

## 5 结论

通过上述几个部分的介绍,我们可以看出 CAE 技术在飞机地面设备不同设计阶段中的各种应用不仅是可行的、操作简便的,而且是相当必要的。CAE 技术的应用对在地面设备设计所带来的设计质量和设计效率的提高以及设计周期的缩短等方面也是显而易见的。目前,整个飞机设计行业都在向着设计更加智能化、自动化的方向快速发展,并且随着我国整个航空工业的发展,CAE 技术在地面设备设计中将发挥出更大的作用。

(上接第 14 页)

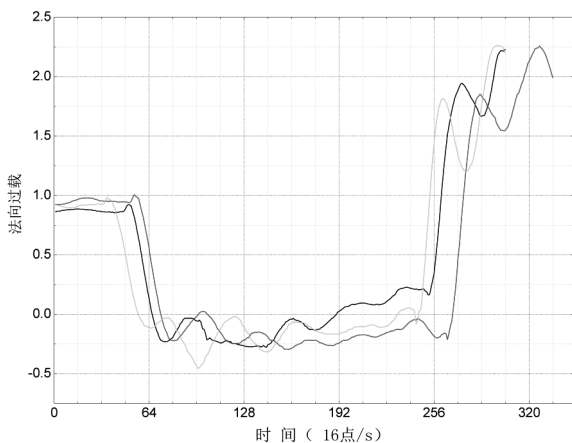


图 4 三次负加速飞行时过载值

2)当速度减速至 190kn ~ 200kn 时,开始快速(1s 内)推杆,使纵向杆位移为 $-6^{\circ} \sim -6.5^{\circ}$ ,法向过载约为 $-0.22$ ,此时由于气动弹性影响使法向过载值都有一个向上的波动,并接近零或瞬时超过零,造成负过载时间不连续,给试验带来困难。因此,试飞员再推杆至 $-8^{\circ} \sim -8.5^{\circ}$ ,即可保持法向过载 $0 \sim -0.45$ ,负加速度时间在 7s 以上;

3)当负加速度时间达到要求后,迅速拉杆(1s 内)退出,退出时其法向过载和校准空速应不大于规定值。退出时俯仰角约为 $37^{\circ}$ 。

4)在三次负加速度飞行期间,由于飞机失重,滑油压力突然减小,随后缓慢降低,最小值为 1.5 夸脱。燃油处于一定的漂浮状态,故四个供油泵出口压力出现下降现象,发动机入口压力和 APU 入口压力也呈现缓慢下降趋势。四个供油泵出口压力的最下值分别是  $P_{fsol1} = 179.8\text{kPa}$ ,  $P_{fsol2} = 187.7\text{kPa}$ ,  $P_{fsor1} = 183.2\text{kPa}$ ,  $P_{fsor2} = 183.4\text{kPa}$ ,左、右发动机入口油压的最小值分别是  $P_{f309l} = 31.7\text{Psig}$ ,  $P_{f309r} = 31.4\text{Psig}$ , APU 入口油压的

### 参考文献:

- [1] Institution of Mechanical of Engineers, Ground Support equipment in the 21st century, UK: Professional Engineering for the Institution of Mechanical Engineers, 2001
- [2] Institution of Mechanical of Engineers Aerospace Industries Division, Aviation Ground Support Equipment: meeting the needs of the future, UK: Professional Engineering for the Institution of Mechanical Engineers, 1999.
- [3] 李建雨. CAD/CAE/CAM 系统原理[M]. 北京:电子工业出版社, 2006.
- [4] 张洪武. 有限元分析与 CAE 技术基础[M]. 北京:清华大学出版社, 2004.

最小值  $P_{apu} = 224.8\text{kPa}$ ,且供给发动机和 APU 的燃油流量跟随性良好,满足发动机和 APU 的入口要求。

## 5 结论

负加速度试飞在我国是首次完成。为完成某型民用飞机燃油系统负加速度试飞任务,项目组查阅了大量的资料,分析了试飞中可能出现的问题,制定了相应的安全措施和试飞程序,圆满地完成了负加速度试飞任务。试飞结果证实,某型民用飞机的负加速度试飞是成功的,采用抛物线飞行方法是正确的,法向过载和负加速度飞行时间满足适航取证要求,同时验证了该机燃油、滑油、动力装置以及电源等系统的工作可靠性,满足验证条款和适航要求。这项任务的完成,填补了我国民用飞机负加速度试飞的技术空白,该项任务的完成为某型民用飞机燃油系统合格审定试飞奠定了基础,也为大飞机进行负加速度试飞任务积累了经验。

### 参考文献:

- [1] 浦传彬,张越梅. 军用飞机定型和民用飞机取证[J]. 航空工业论坛, 2008.
- [2] 吕亚国. 飞机燃油系统计算研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- [3] CCAR25, 中国民用航规章第 25 部—运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空总局, 2011.
- [4] 运输类飞机合格审定飞行试验指南[Z]. 西安:中国飞行试验研究院, 2003.
- [5] 吕美茜,韩斌,任伟. 失重试验飞机燃油系统的改装与试验[J]. 工程与试验, 2011, 51(1): 13-16.
- [6] 李勤红,冯瑞娜,周晓飞. 小型通用民用飞机的失速试飞研究[J]. 飞行力学, 2005, 23(3): 75-78.