

飞机结构方案快速设计优化系统及关键技术

Quick Design Optimization System and Key Technology of Aircraft Structure Scheme

中航工业信息技术中心 肖广军 冯超恒 胡文娟 温琳琳 刘振波 滕永



肖广军

中航工业信息技术中心(金航数码)航空集成研发事业部飞机结构强度领域专家,在飞机设计行业、有限元分析技术方面具有丰富的实施经验,擅长飞机结构强度设计应用系统集成设计的业务规划。

飞机结构方案设计是飞机设计过程中非常重要的一环,在很大程度上决定了飞机的安全性、重量、性能、寿命、制造成本和使用成本。在结构方案设计中,不仅需要满足总体、强度、系统、电气等其他专业的协调要

飞机结构方案快速设计优化系统梳理了飞机结构方案设计过程的流程、知识和方法,围绕飞机结构布置、结构参数定义、有限元分析、设计评估和结构参数优化等设计过程,进行工具、数据、方法体系的整合,以期实现结构方法的快速设计与优化迭代,建立一套高度集成、高度灵活和多层次的飞机结构方案快速设计优化系统,不管对于当前的型号研制任务还是长远的专业发展来说都具有重要意义。

求和约束条件,同时涉及到结构布局、结构、机构、强度、刚度、气动弹性、疲劳、损伤容限等多个学科,还涉及到设计、制造、售后服务等多个部门。在飞机结构设计不同阶段,需要根据各系统、各学科、各部门之间相互联系、相互制约的关系,考虑成百上千个设计变量、目标、工程约束条件,进行大量的设计方案对比、设计更改和优化,不断地进行设计协调和循环,以最终获得有竞争力的飞机结构设计方案。

飞机结构方案设计是一项高度

复杂的系统工程,在这一过程中,目前的设计方式还是离散的、孤立的、不系统的,设计过程不规范,工具软件没有集成,数据流没有打通,数据体系分散林立,而且没有设计规则和方法库引导各个设计环节的工作,造成设计过程的人工重复性劳动较多、设计工作量大,严重依赖设计员的经验进行设计决策,设计周期长、人员素质要求高,设计质量难保证。存在的种种瓶颈使得无法有效应对迫在眉睫的型号研制任务,也很难保证飞机结构设计专业的长远发展。

飞机结构方案快速设计优化系统梳理了飞机结构方案设计过程的流程、知识和方法,围绕飞机结构布置、结构参数定义、有限元分析、设计评估和结构参数优化等设计过程,进行工具、数据、方法体系的整合,以期实现结构方法的快速设计与优化迭代,建立一套高度集成、高度灵活和多层次的飞机结构方案快速设计优化系统,对于当前的型号研制任务以及长远的专业发展来说都具有重要意义。

系统目标

飞机结构方案快速设计优化系统建设的根本目的就是要解决飞机结构方案设计本身特点所决定的特殊问题。其目标可以概括为以下几点:

(1) 集成 CATIA、Patran、Nastran、iSight 等结构设计、分析、优化等常用工具软件,实现设计、分析和优化工具的互联、互通;

(2) 总结和归纳飞机结构方案设计的特点和构件布置方法,实现知识驱动模块化设计和知识重用,实现结构布局快速定义和调整;

(3) 降低重复工作在整个方案设计工作中所占的比例,加快结构设计、缩短分析的反应周期,使结构设计

计算更好地跟上并融入整个飞机设计流程,从而实现包含设计计算在内的整体结构协同设计和优化设计;

(4) 规范、统一飞机结构方案设计、分析和优化工作的流程,便于不同型号和问题的对比分析,大大降低人为出错的可能性和概率;

(5) 降低飞机结构设计人员使用强度分析和优化工具软件进行设计计算工作的门槛,实现有限元建模、分析、优化工作的流程自动化、方法标准化,以便满足对设计方案的快速评估分析要求;

(6) 降低飞机结构设计本身的难度和对工程师理论和经验水平的过苛要求,从而实现工程师人力资源的合理配置;

(7) 固化各种设计、分析的知识经验和经验,使飞机结构设计知识经验的传递继承具有更可靠的途径和有效保证。

系统体系架构及工作流程

1 系统体系架构

飞机结构方案快速设计优化系统体系主要分为3个部分:快速方案设计、方案快速分析评估和快速结构优化。快速方案设计中包含主承力结构布置和结构参数定义2部分工作;方案快速分析评估中包含有限

元分析和设计评估;快速结构优化则主要进行结构参数优化。体系架构如图1所示。

2 系统工作流程

飞机结构方案快速设计优化系统主要经历以下几个阶段。

(1) 结构布置定义。

是在飞机总体布局和外形的基础上,确定主承力构件的位置,形成结构布局定义。此阶段会产生结构布置的理论图,也称为骨架模型。在骨架模型的基础上产生出表征传力路线的特征线、特征面,即几何线框模型。

(2) 结构参数定义。

结构参数定义是针对初始布置得到的是各主承力结构的几何线框模型的主要截面参数进行初步设计。只有定义了设计参数,才能构成分析的基础。此阶段会产生主要承力构件的材料和几何数据的结构参数表。

(3) 有限元分析。

对结构主承力结构设计产生的结构模型进行有限元分析,验证结构的强度和稳定性等。结构分析的输入为结构的有限元模型、载荷等,输出为结构分析结果。

(4) 设计评估。

针对结构有限元分析结果和构件内力结果,采用工程方法进行结构

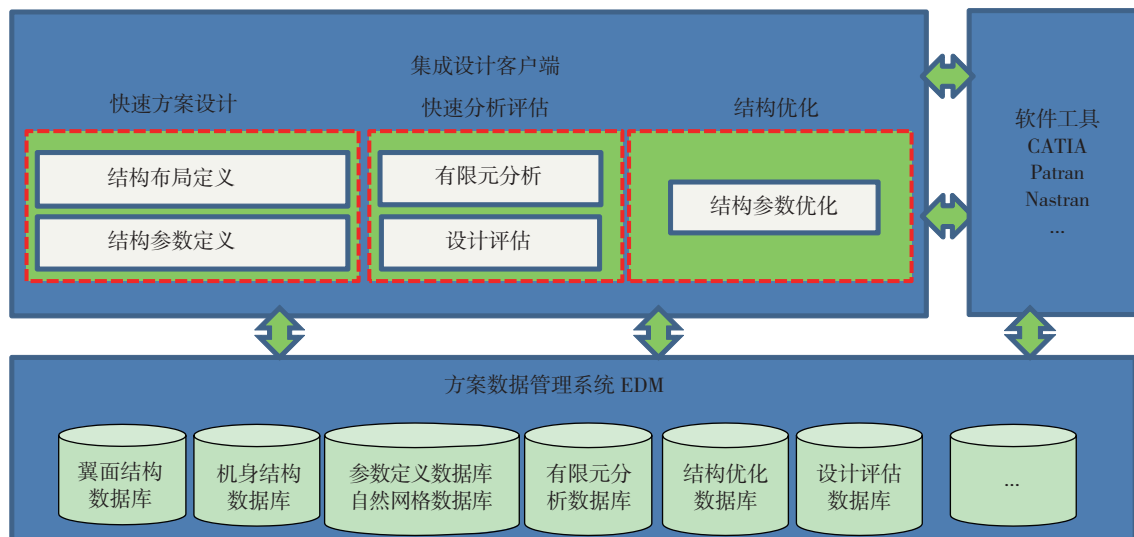


图1 飞机结构方案快速设计优化系统体系架构

的静强度和稳定性评估,验证设计的合理性。

(5) 结构参数优化。

主承力结构初步设计的参数一般根据经验给出,使结构在强度、稳定性以及重量等方面的性能并不理想,尚存在调整潜力。为了得到满足各专业设计的结构要求,要对结构参数进行优化,反复调整结构,直至满足设计要求。

(6) 结构布置参数调整。

结构方案设计流程中主承力结构设计、分析、优化以及评估都是在结构布置参数一定的前提下进行的,得到的是在特定布置形式下、满足要求的结构参数。结构布置参数的调整也会引起结构性能和参数的改变,为了得到结构布局设计阶段的最佳结构布置形式和结构参数,一般还需要进行布置参数的反复调整,然后反复地进行结构参数设计、分析、优化和工程设计,最终得到合理的结构布局。

飞机结构方案快速设计优化系统应紧紧围绕上述设计流程(图2),进行工具、数据、方法体系的整合,以期实现结构方案的快速设计与迭代。

系统功能介绍

1 结构布置

总结归纳飞机主承力构件常用布置方法,快速完成主承力结构骨架模型布置,并在此基础上生成表征传力特征的线框模型及自然网格模型。

(1) 翼面结构布置。

翼面结构布置采用 CATIA 二次开发的方法,通过界面和 CATIA 间的数据交互操作设置出布置参数并驱动 CATIA 建立出梁、肋、长桁、壁板、接头轴线、作动筒、接头、起落架连接点、挂点等结构,对于已有的 CATIA 模型数据可以直接通过简单的拾取操作纳入布置数据中^[1]。

通过主界面对各类构件(梁/肋/…)进行新建、删除、编辑、创建副本

等操作。

(2) 机身结构布置。

机身结构布置首先根据承力构件的特点,将结构分为总体承力构件和局部承力构件 2 种类型进行布置^[1]。采用 CATIA 二次开发的方法,通过界面和 CATIA 间的数据交互操作设置出布置参数并驱动 CATIA,建立出的总体承力构件包括框(站位面、外缘、内缘、腹板、短梁、筋条)、桁梁(缘线)、长桁(缘线)、蒙皮(口框、舱段分块)、壁板(蒙皮、长桁)和翼身接头;局部承力构件则包括撑杆(缘线)、集中力连接点、集中力矩轴线、腹板梁、地板/隔板等结构。对于已有的 CATIA 模型数据可以直接通过简单的拾取操作纳入布置数据之中。

用户可以通过界面方便快捷地进行创建、编辑和删除操作。在布置过程中结构布置程序会根据不同结构类型和几何位置自动生成初始的局部坐标系、单元和材料属性。

(3) 几何线框模型。

线框模型是在骨架模型的基础上,按照结构元素布置生成特征线、特征面。本模块针对特定布局的骨架模型,生成其线框模型。线框模型包括以下要素:

- 蒙皮以特征面表达;
- 梁/墙/肋/框、腹板以特征面

表达,凸缘以特征线表达;

- 长桁以特征线表达;
- 对悬挂接头和操作接头,在主结构的线框模型基础上,用三角形腹板(特征面)加缘条(特征线)描述。

(4) 自然网格模型。

在线框模型的基础上,根据模型几何本身特征进行求交,将特征面、特征线自然分割,使蒙皮、梁、肋、长桁、框、筋条等整块结构分割成更小块的结构,这就是自然网格模型。对自然网格模型进行属性定义,相比于线框模型,它能够更详细地描述结构参数。自然网格模型在整个系统中起到承上启下的作用,连接了线框模型和有限元模型,继承了线框模型的材料属性和几何属性,方便有限元网格的划分,是可视化的结构参数。

2 结构参数定义

结构参数定义包含 1D 单元线框参数定义、2D 单元线框参数定义、自然网格参数继承等功能,以及构件属性表、截面定义、坐标系定义、金属材料定义、客户端材料库、复合材料铺层设计、1D 单元复合材料属性折算等独立的辅助工具。

3 有限元分析

有限元分析的主要功能是将自然网格模型中的特征线、特征面导入到 MSC.Patran 中,根据这些线、面生成有限元网格^[2]。针对多部件结构,

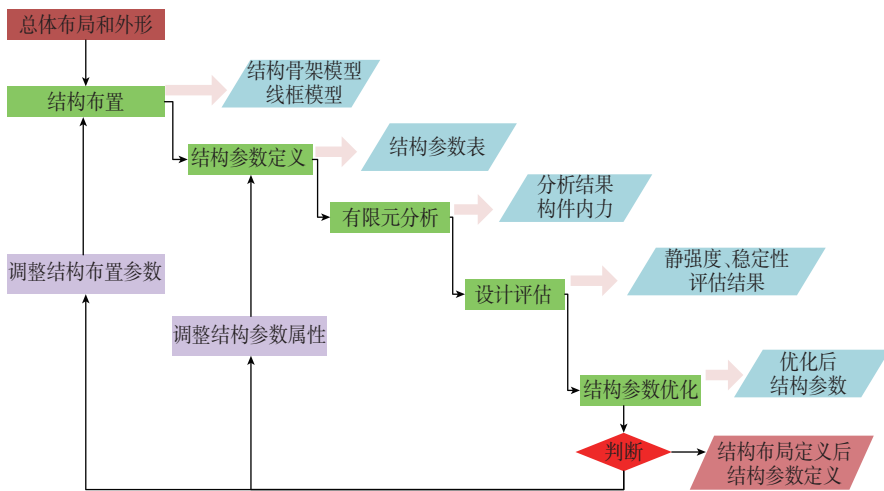


图2 飞机结构方案快速设计优化系统工作流程图

在分别完成有限元网格划分后进行有限元模型的装配。有限元模型中单元的属性数据根据自然网格模型中特征线、特征面的属性数据生成,根据各工况的载荷类型(分布载荷、集中载荷),将各类载荷加载至结构有限元模型指定的节点上,同时建立约束条件,定义工况,从而生成结构的有限元模型,调用 Nastran 求解器进行静强度、稳定性计算,输出结果文件并进行结果查看。同时,提取典型构件的内力供后续设计评估和使用。

飞机结构有限元的分析在元素和节点的选取、网格的生成、网格的细化、部件有限元模型装配、载荷以及边界条件的定义等方面操作要符合飞机设计师的工作习惯。

4 设计评估

设计评估使用工程方法,对分析结果的静强度、稳定性进行评估。

(1) 强度评估。

根据有限元分析结果,对结构自然网格单元每个区域进行强度评估,计算其安全系数。

(2) 稳定性评估。

稳定性评估包括对杆和板的稳定性工程评估^[1]。

杆件稳定性计算方法:第1步,拾取得评估的杆件元素,并获得杆件属性,根据《结构稳定性设计手册》杆件临界屈曲应力计算公式,计算待评估元素的临界屈曲应力;第2步,根据有限元计算结果,提取杆件内力,判读杆件受载状态,若受压,计算杆件应力,判断计算应力是否超过临界应力。

板格稳定性计算方法:第1步,拾取得评估的板格元素,并获得板格属性;第2步,根据有限元计算结果,提取板格应力,通过板格应力在板格坐标下方向判断板格受载状态;第3步,计算临界屈曲应力,根据《结构稳定性设计手册》计算对应不同受载状态下的临界应力,判断计算应力

是否超过临界应力。

5 结构参数优化

在已设置载荷、约束和优化变量的有限元模型基础上,集成 Nastran 进行有限元求解和参数优化。在进行参数优化时,有限元网格并不改变,只通过调整截面属性寻求最优解,根据不同的优化目标与约束条件,优化模板对结构参数进一步优化改进。

(1) 在结构线框模型或自然网各模型上选择进行优化的分块或区域;

(2) 选择金属结构尺寸参数、复合材料铺层参数,并设置为优化设计变量;

(3) 金属结构尺寸参数包括壳单元厚度、梁单元截面尺寸参数;

(4) 复合材料铺层参数包括铺层厚度、铺层角度;

(5) 进行优化约束条件的设定,可以将翼尖挠度、扭转角、重量、应力/应变作为约束条件,并给定相应的取值范围;

(6) 进行优化目标的设定,同样可以将翼尖挠度、重量、扭转角等作为目标函数;

(7) 选择合适的优化算法。

系统关键技术

1 设计方案的快速定义与调整

设计方案的定义包括布置方案和截面参数2个层面。前者定义的是站位、轴线等传力路线,后者定义的是截面积、铺层、材料等力学参数。就分析而言,几何定义将转化为有限元网格,属性定义将转化为单元属性卡片。

针对布置方案定义,本软件对梁、肋、框等等构件的布置方法进行了归纳总结,以类似 CATIA 特征的方式提供灵活的定义和编辑。

针对截面参数定义,本软件以结构简化线框模型为载体,进行其截面、铺层等设计参数定义。

2 有限元模型自动生成技术

有限元模型的自动化生成是实现方案快速迭代的一个关键环节,主要包括从外形和结构布置模型自动生成有限元网格以及从几何属性自动生成 CAE 单元属性^[4]。本软件针对加筋薄壁结构的特点,在结构简化线框模型的基础上,通过 Patran 的二次开发实现了有限元模型自动化生成。

3 分布载荷的自动化加载

分布载荷的自动化加载是实现结构方案快速迭代的另一个关键环节。本软件针对飞机结构的特点,基于多点排方法的原理,编制了分布载荷的插值程序,实现了分布载荷的自动化加载^[5]。

结束语

飞机结构方案快速设计优化系统的出现,使飞机结构方案的设计手段从通用的 CAD、CAE 工具扩展至 CAD-CAE 高度集成的专用软件系统,是飞机结构设计技术的一次飞跃。飞机结构方案快速设计优化系统的软件技术已经在国内外的相关研究中得到验证,并在型号研制中得到应用,这些应用又将反过来促进软件的完善。一方面,在适用构型上将不断拓展,另一方面,将不断融入更加细致、精确的分析方法,提高软件应用的深度和广度。

参考文献

- [1] 王宝忠. 飞机设计手册(第10册). 北京:航空工业出版社,2000-10:216-491.
- [2] 解思适. 飞机设计手册(第9册). 北京:航空工业出版社,2000:325-605.
- [3] 崔德刚. 结构稳定性设计手册. 北京:航空工业出版社,1996:56-110.
- [4] 孙侠生,陈文浦,陈焕星. 面向设计的航空结构有限元建模技术研究. 航空学报,1998(4):126-129.
- [5] 中航工业中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术. 北京:航空工业出版社,2013:49-140.

(责编 亿霖)