

民用飞机概念方案翼盒结构总体有限元快速建模



王建礼,张帅*,石伟峰,张新蕾,周彬

中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102209

摘要:针对民用飞机概念方案结构设计,以自然网格方法为基础提出一种翼盒结构总体有限元快速建模方法。采用CATIA二次开发实现结构布置参数化并获取翼梁、长桁和翼肋的结构交点,根据翼盒结构实际传力路径建立结构交点间的拓扑关系模型,快速完成翼盒结构总体有限元建模。以某民用飞机的机翼建模实例验证了方法的适用性和有效性。

关键词:概念方案;结构设计;翼盒;参数化;有限元

中图分类号:V224

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.10.002

机翼是飞机产生升力的部件,翼盒结构承担主要升力载荷,对飞行性能及安全性有决定性影响。概念设计阶段,机翼参数设计空间大且复杂,需要对大量的结构概念方案进行快速分析评估。随着计算机辅助设计(CAD)/计算机辅助分析(CAE)技术的发展成熟以及计算机性能的不断提高,有限元方法已经广泛应用于飞机结构设计。在飞机概念设计阶段,引入有限元模型对结构概念方案做分析评估已经越来越普遍^[1,2],因而对翼盒结构有限元快速建模方法也提出了更高的要求。

结构有限元建模需要CAD技术支持,目前主要有两种方法实现。一种是直接在CAD软件中完成结构概念模型,并且采用软件自带的有限元模块完成静力分析,进而估算机翼结构重量(质量)^[3]。此方法的结构模型和有限元模型可有效统一,不存在信息丢失问题,但是其分析精度较低,且与设计阶段后期的CAE软件不能很好融合,因此应用也较少。另外一种方法,利用CAD软件的几何处理功能生成面或体,然后将几何模型导入CAE软件中进行网格划分,建立结构有限元模型。这一方法可以保证有限元分析精度,工程设计中应用较多,

Amadori等在概念设计阶段搭建方案优化框架,其中结构分析采用此方法建立参数化有限元模型^[4];南京航空航天大学余雄庆课题组在概念设计阶段搭建了多学科优化设计流程^[5-7],通过二次开发将CAD/CAE技术相结合,可以高效生成有限元模型进行结构分析;谢帅等借助APDL语言建立二次开发流程,完成了几何模型导入和有限元网格划分,从而实现有限元模型自动化处理,完成机翼结构布局优化分析^[8]。此类方法受制于CAD/CAE工具对外形面精度识别的不同,需要在CAE工具中进行几何信息补充处理,给模型参数化带来困难,且影响自动化处理效率。对此,参考文献[9]和参考文献[10]进行了改进,CAD建模时将外形面分割成以相邻翼肋和长桁为单元组成的连续面,从而避免了CAE工具中的几何处理过程,但仍需要分别建立CAD和CAE两套模型;北京航空航天大学罗明强等建立机翼结构有限元模型自动化调整方法以提高总体设计质量和效率^[11,12],此方法需要专用软件支持,难以适应通用CAD/CAE软件间的模型传递。

针对民用飞机概念方案结构设计的有限元快速建模

收稿日期:2019-06-17; 退修日期:2019-06-28; 录用日期:2019-07-25

*通信作者. Tel.: 010-57808171 E-mail: zhangshuai-82@163.com

引用格式: Wang Jianli, Zhang Shuai, Shi Weifeng, et al. Rapid global finite element model of wing box for civil aircraft in conceptual design [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(10): 16-23. 王建礼, 张帅, 石伟峰, 等. 民用飞机概念方案翼盒结构总体有限元快速建模[J]. 航空科学技术, 2019, 30(10): 16-23.

需求,以自然网格方法为基础,通过CATIA二次开发建立结构布置关键参数CAD模型,获取自然网格节点并建立节点之间的拓扑关系,完成翼盒结构总体有限元快速建模。本方法不受CAE软件前处理限制,可快速建模并直接提交CAE求解器进行计算。通过民用飞机的机翼有限元建模实例,验证本方法的有效性及其适用性。

1 翼盒结构总体有限元建模流程

翼盒结构总体有限元建模方法是基于自然网格模型实现的快速自动化流程。自然网格模型以结构构件交点为节点,可较好地模拟结构刚度、荷载分配和应力/应变响应;便于在强度分析结果上提取单元应力,配合工程方法进行结构强度校核^[13,14]。自然网格模型可以获得较充分的几何模型信息,又具有建模简单、计算便捷的优势,适用于概念设计阶段对不同结构方案快速分析评估。

建立翼盒结构自然网格有限元模型的流程如图1所示,主要步骤如下:(1)获取机翼外形面的CATIA模型输入数据;(2)根据设计的翼梁站位划分翼盒结构的型面,建立翼肋和长桁的布置原则,据此形成参数化结构布置;(3)获取翼梁、长桁与翼肋的结构交点信息,包括交点坐标、相交信息;(4)按照翼盒实际结构的连接关系,建立结构交点间的拓扑关系模型,包括杆类模型和壳类模型;(5)将各类模型组装成完整的翼盒结构自然网格有限元模型,用于结构分析及优化设计的强度计算。

2 翼盒结构参数化布置

针对民用飞机机翼翼盒结构特点,以适用于工程设计的技术路线建立参数化结构布置模型,以Visual Basic实现CATIA二次开发技术,为有限元建模提供输入。

2.1 翼盒结构承力特性分析

民机机翼结构多为薄壁结构形式,由蒙皮、翼梁、长桁、翼肋结构部件组成,前后翼梁间形成的盒式结构为机翼翼盒区,如图2所示,为主要承载结构。

机翼载荷包括弯矩、扭矩、剪力,有限元建模时要保持结构构件的承力特性^[15]。各类构件采用的单元模型如下:(1)蒙皮主要承担弯曲力矩和扭矩,受拉伸或压缩,采用壳单元模型;(2)翼梁主要承担弯矩和剪力,由翼梁缘条以及翼梁腹板、腹板立柱组成,缘条主要承担弯矩,采用杆单元模型,腹板承担剪力,采用壳单元模型,腹板立柱作用为维持腹板稳定性,采用杆单元模型;(3)翼肋主要

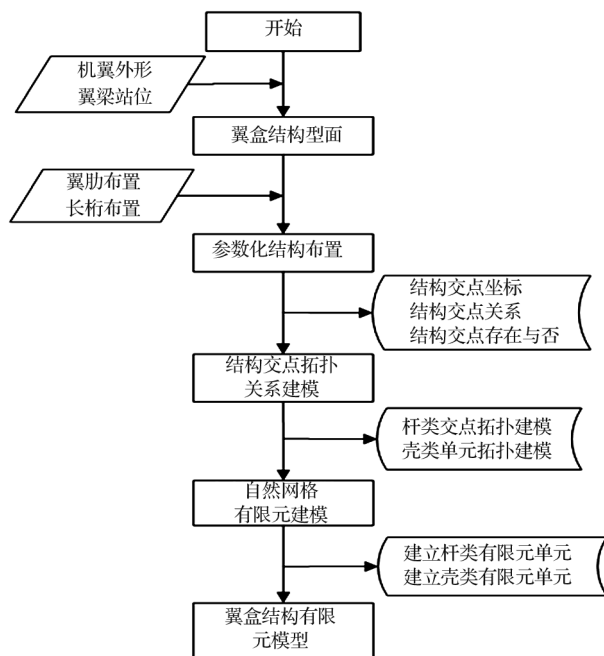


图1 翼盒结构有限元建模流程图

Fig.1 Flow chart for building finite element model of wing box

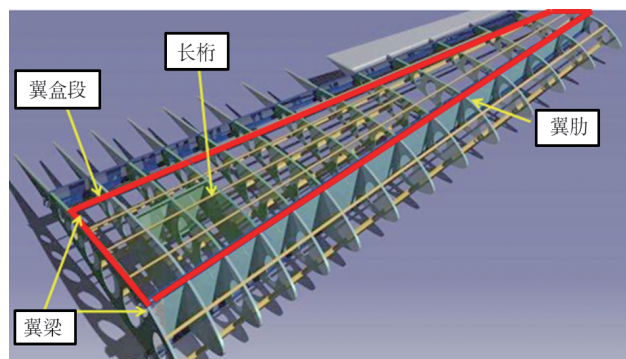


图2 典型机翼翼盒结构

Fig.2 Typical wing box structure

承担剪力,由翼肋缘条和翼肋腹板、腹板立柱组成,缘条作用为维持蒙皮稳定性,采用杆单元模型,腹板承担剪力,采用壳单元模型,腹板立柱作用为维持腹板稳定性,采用杆单元模型;(4)长桁主要承担弯矩,与蒙皮一起压缩或拉伸,采用杆单元模型。

为模拟机翼刚度,长桁截面主惯性轴离蒙皮中面距离较远,按照刚度等效原则^[15],将长桁杆单元简化到蒙皮中面,如图3所示。如此,翼盒结构全部有限元单元节点信息都简化到上翼面。

2.2 翼盒结构参数化布置

翼盒结构布置是指确定翼梁、长桁、翼肋的位置,主

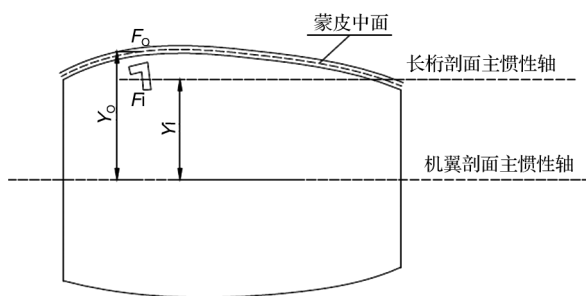


图3 长桁杆单元简化示意图

Fig.3 Simplified sketch for rod element of stringer

要通过几组参数确定。在常规设计中,前后梁转折点在 同一弦线处,长桁平行于后梁末段,翼肋垂直后梁。这种设计方式在现代大型民机机翼结构设计中已经有所改变。概念设计阶段,工程中通常采用如下参数定义:

(1) 翼梁布置参数

民用飞机前梁通常采用一段式或两段式,后梁通常为三段式,分别通过前、后翼梁转折点的展向站位和当地弦长百分比两个参数进行控制。

(2) 长桁布置参数

平行于参考长桁方向,参考长桁贯通整个机翼,通过翼根和翼尖弦长百分比两个参数控制,通常贯通长桁选取刚性轴的位置;其他长桁等间距平行布置,通过间距参数控制。

(3) 翼肋布置参数

翼尖处顺气流布置,其他位置垂直于参考长桁,在翼根处由垂直于参考长桁逐渐过渡为顺气流方向。翼梁转折点处要布置翼肋,以保证结构刚度。

2.3 结构交点数据管理

结构布置形成的线框模型包括横向(翼肋)、纵向(长桁、翼梁)构件,其相交形成结构交点,即自然网格节点,有限元模型中的单元由这些交点连接而组成,因此交点数据管理对有限元建模至关重要。

采用二维矩阵方式进行交点数据存储管理,如图4和图5所示,在程序中即可对应二维数组,简单易行且有效。交点集具有如下特点:(1)翼梁与翼肋必然相交;(2)贯通长桁与翼肋必然相交;(3)其他长桁并未与所有翼肋相交。

为便于识别交点实际连接关系,交点数据信息定义为:

(1) 点坐标信息表示为 $NdU_c[i,j]$ 和 $NdD_c[i,j]$, 分别

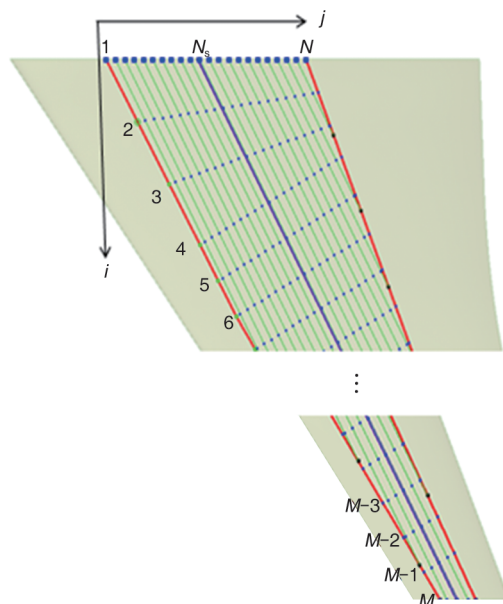


图4 翼盒结构交点示意图

Fig.4 Simplified sketch for wing box structural intersection point

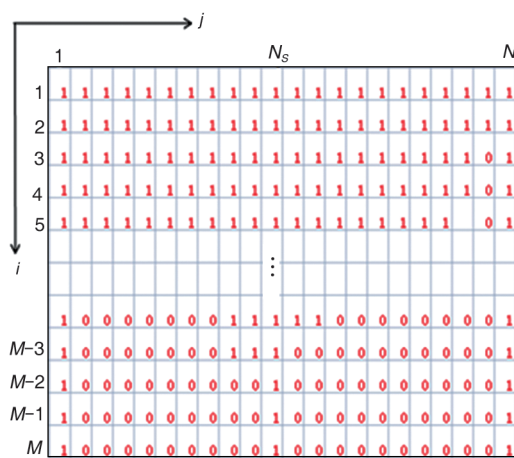


图5 结构交点二维矩阵示意图

Fig.5 Simplified sketch for structural intersection point matrix

对应上下翼面交点信息;

(2) 交点是否存在表示为 $NdU_{YN}[i,j]$ 和 $NdD_{YN}[i,j]$, 分别对应上下翼面交点信息。

3 翼盒结构有限元快速建模

将上述结构布置形成的结构交点按结构实际传力关系进行连接,建立节点拓扑关系模型,形成杆、壳单元,组装成

翼盒结构有限元模型。此过程不依赖于CAE软件的前处理,可直接生成有限元求解器的输入文件,只需按照求解器所需格式,应用拓扑关系模型,即可实现快速建模。

3.1 节点建模

节点建模包括节点编号和坐标位置,坐标位置为结构布置中测量获取的三维坐标值,节点编号规则由设计人员自定义实现,为避免重复和易于读取,节点编号采用5位编号,见表1。上翼面节点编号信息表示为 $NdU_{id}[i,j]$,下翼面节点编号信息表示为 $NdD_{id}[i,j]$ 。

表1 有限元节点编号含义
Table 1 The ID meaning of finite element node

编号	1位	2,3位	4,5位
含义	左机翼为1 右机翼为2	翼肋站位	长桁站位

3.2 杆单元建模

杆单元包括长桁类、翼梁缘条类、翼肋缘条类、翼梁腹板立柱类、翼肋腹板立柱类,其拓扑关系建模按下列算法进行。

长桁类和翼梁缘条类建模由节点纵向排布拓扑关系组成,以上翼面长桁杆单元为例,如式(1)所示:

$$\begin{aligned} \text{Rod}_{\text{stg}} &= (NdU_{id}[i,j], NdU_{id}[i+1,j]), \\ \text{when } \begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j+1] = 1 \end{cases}, j = 1, \dots, N; i = 1, \dots, M \end{aligned} \quad (1)$$

式中: N 为长桁的数量; M 为翼肋的数量。

翼肋缘条类建模由节点横向排布拓扑关系组成,由二维列阵关系可以看出,某些翼肋的缘条是由翼梁交点与长桁交点组成,如图6所示,提出以贯通长桁(编号定义为 N_s)为分界面,分别向前缘和后缘方向建立拓扑关系,以向前缘方向建模为例,如式(2)所示:

$$\begin{aligned} \text{Rod}_{\text{rib}} &= \begin{cases} (NdU_{id}[i,j], NdU_{id}[i,j-1]), \\ \text{when } \begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j-1] = 1 \end{cases}, j = N_s, \dots, 2; i = 1, \dots, M \\ (NdU_{id}[i,j], NdU_{id}[i,1]), \\ \text{when } \begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j-1] = 0 \end{cases}, j = 1; i = 1, \dots, M \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

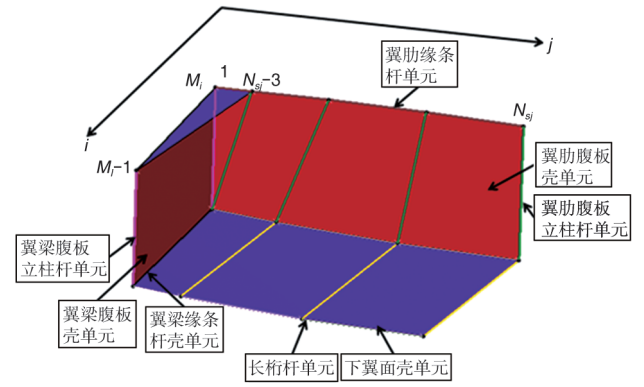


图6 翼盒段有限元节点拓扑关系

Fig.6 Topological relations of finite element nodes of wing box

翼梁腹板立柱杆单元涉及上下翼面节点间的拓扑关系,由列阵的特点分析,分别对应翼肋站位处前后梁在上下翼面的交点间的连接,如式(3)所示:

$$\begin{aligned} \text{Rod}_{\text{stgp}} &= (NdU_{id}[i,j], NdD_{id}[i,j]), \\ \text{when } \begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j] = 1 \end{cases}, j = 1, \dots, N; i = 1, \dots, M \end{aligned} \quad (3)$$

翼肋腹板立柱杆单元同样涉及上下翼面节点间的拓扑关系,以贯通长桁为分界面,分别向前缘和后缘方向建立拓扑关系,通常上翼面受压,所以长桁数量多于下翼面,以向前缘方向拓扑关系为例,如式(4)所示:

$$\begin{aligned} \text{Rod}_{\text{ribp}} &= \begin{cases} (NdU_{id}[i,j], NdD_{id}[i,j]), \\ \text{when } \begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j] = 1 \end{cases}, i = 1, \dots, M; j = N_s, \dots, 2 \\ (NdU_{id}[i,j], NdD_{id}[i,1]), \\ \text{when } \begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j] = 0 \end{cases}, i = 1, \dots, M; j = 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

3.3 壳单元建模

壳单元建模包括翼面类、翼梁腹板类和翼肋腹板类,其拓扑关系建模方式按如下算法进行。

翼面类壳单元建模,由于有部分长桁被截断的情况,所以拓扑关系较为复杂,主要包含四边形和三角形两类型单元情况,如图6所示,同样采用本文提出的以贯通长桁为分界面,分别向前缘和后缘方向建立拓扑关系,以上翼面单元建模为例,如式(5)所示:

Shell_{sur} =

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(NdU_{ID}[i,j], NdU_{ID}[i,j-1] \right) \\ \left(NdU_{ID}[i+1,j], NdU_{ID}[i+1,j-1] \right) \end{array} \right\},$$

when $\begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i+1,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j-1] = 1 \\ NdU_{YN}[i+1,j-1] = 1 \end{cases}, i = 1, \dots, M; j = 1, \dots, N$

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(NdU_{ID}[i,j], NdU_{ID}[i,j-1] \right) \\ \left(NdU_{ID}[i+1,1], NdU_{ID}[i+1,1] \right) \end{array} \right\},$$

when $\begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i+1,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j-1] = 0 \\ NdU_{YN}[i+1,j-1] = 0 \end{cases}, i = 1, \dots, M; j = 1, \dots, N$

(5)

翼梁腹板类壳单元建模相对简单,其拓扑关系由前后相邻翼肋与前梁、后梁的结构交点组成,以前梁腹板单元为例,如式(6)所示:

Shell_{spw} =

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(NdU_{ID}[i,1], NdU_{ID}[i+1,1] \right) \\ \left(NdD_{ID}[i,1], NdU_{ID}[i+1,1] \right) \end{array} \right\},$$

when $\begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i+1,j] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j] = 1, i = 1, \dots, M; j = 1 \\ NdD_{YN}[i+1,j] = 1 \end{cases}$

(6)

翼肋腹板类壳单元建模同样具有四边形单元和三角形单元两种情况,如图6所示,依然采用由贯通长桁为分界面,分别向前缘和后缘进行拓扑建模的方法,以前缘建模为例,如式(7)所示:

Shell_{ribw} =

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(NdU_{ID}[i,j], NdU_{ID}[i,j-1] \right) \\ \left(NdD_{ID}[i,j], NdD_{ID}[i,j-1] \right) \end{array} \right\},$$

when $\begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j-1] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j-1] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j-1] = 1 \end{cases}, i = 1, \dots, M; j = N_s, \dots, 2$

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(NdU_{ID}[i,j], NdU_{ID}[i,j-1] \right) \\ \left(NdU_{ID}[i,1], NdU_{ID}[i,1] \right) \end{array} \right\},$$

when $\begin{cases} NdU_{YN}[i,j] = 1 \\ NdU_{YN}[i,j-1] = 1 \\ NdD_{YN}[i,j-1] = 0 \\ NdD_{YN}[i,j-1] = 0 \end{cases}, i = 1 \dots M; j = 1$

(7)

4 快速建模实例

根据上述建模流程,以某民用飞机机翼为对象进行实例建模,翼盒结构采用双梁形式,前梁分为两段,后梁分为三段,上翼面长桁间距小于等于下翼面长桁间距,取两组不同参数进行建模,具体参数见表2。

表2 示例机翼结构布置参数
Table 2 Structure layout parameters of the example wing

部件	翼梁布置						长桁布置		翼肋布置
	前梁转折点 展向站位(展长 百分比)/%	前梁位置 (当地弦长 百分比)/%	后梁转折点1 展向站位(展长 百分比)/%	后梁转折点1 位置(当地弦长 百分比)/%	后梁转折点2 展向站位(展长 百分比)/%	后梁转折点2 位置(当地弦 长百分比)/%	上长桁 间距/mm	下长桁 间距/mm	
参数A	30	18	35	65	60	66	250	250	860
参数B	40	20	35	70	65	70	240	250	750

示例机翼A的结构布置、有限元建模及强度分析结果如图7所示。其翼盒宽度和翼肋间距都较大,上下翼面长桁间距相同,结构交点约798个,有限元模型自由度约为4788;以翼面壳单元为例,大部分为四边形单元,在长桁截断处根据传力路径形成三角形单元。示例机翼B的结构布

置、有限元建模及强度分析结果如图8所示,其结构交点约为982个,有限元模型自由度约为5892,交点数量及位置均有所变化。

两组不同参数的机翼实例表明,总体有限元快速建模方法可以快速有效地完成重新建模。示例机翼B还表明,

对于翼肋腹板壳单元,在翼梁附近无法生成四边形单元的情况下,可以自动生成三角形单元,以适应上下翼面长桁间距不同的情况,很好地符合有限元建模规则。

在相同气动载荷工况下,对两套有限元模型进行强度分析,Von Mises 应力分布分别如图 7(c)和图 8(c)所示。结果表明,应用总体有限元快速建模方法自动生成的模

型可以有效地完成强度分析计算,适用于结构分析自动化流程。

示例机翼建模过程分别在笔记本计算机、普通 PC 计算机、高性能工作站进行测试,单次运行所用机时对比见表 3。结果表明,总体有限元快速建模方法占用机时少,可以快速完成自动建模流程。

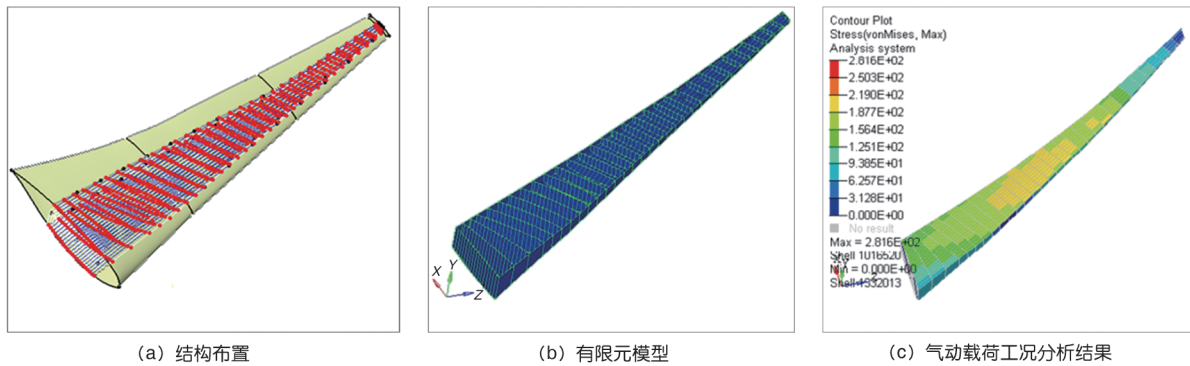


图7 示例机翼参数A建模及分析结果

Fig.7 Finite element modeling and analysis of the example wing for A parameter

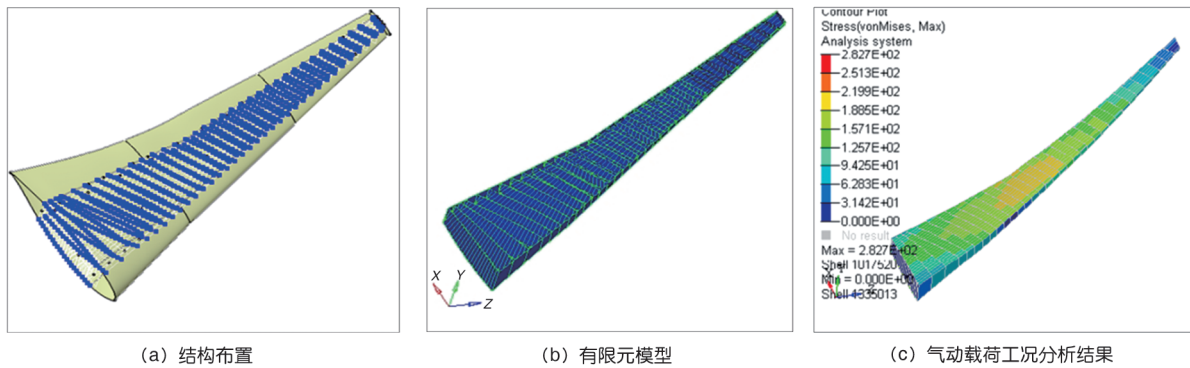


图8 示例机翼参数B建模及分析结果

Fig.8 Finite element modeling and analysis of the example wing for B parameter

表3 示例机翼有限元建模时间对比

Table 3 The comparison of time for building finite element model of the example wing

电脑类型	笔记本电脑			普通 PC 计算机			高性能工作站		
配置	CPU I5 2.6GHz	内存 8GB	显存 1696MB	CPU I5 3.2GHz	内存 4GB	显存 2437MB	CPU E5 2.4GHz	内存 32GB	显存 7885MB
参数 A 运行时间/min	3.2			2.8			1.8		
参数 B 运行时间/min	3.8			3.1			2.1		

5 结论

本文面向民用飞机概念方案结构设计,提出一种工程实用的机翼翼盒结构总体有限元快速建模方法,即以自然网格方法为基础,根据机翼结构受载特点筛选主要结构参数,并以此形成参数化结构布置模型,获取结构交点信息,

进而按各构件传力路径建立拓扑关系模型,最终实现总体有限元快速建模。

通过示例机翼在两组参数下的建模流程,验证了翼盒结构总体有限元快速建模方法的适用性及有效性。实例测试表明,总体有限元方法的建模流程简单易实现,不

需要CAE软件网格前处理过程,可以使CAD几何模型与CAE分析过程无缝对接,有利于建模流程的自动化实现。方法既可以用于常规强度分析,也可以应用于多学科集成优化。

AST

参考文献

- [1] Weck O D, Agte J, Sobieszczanski-Sobieski J, et al. State-of-the-art and future trends in multidisciplinary design optimization [R]. AIAA-2007-1905. Reston: AIAA,2007.
- [2] John T Hwang, Gaetan K W Kendway, Joaquim R R Martins. Geometry and structural modeling for high-fidelity aircraft conceptual design optimization[R]. AIAA-2014-2041. Atlanta: AIAA,2014.
- [3] Christopher J, Sergio E. R Silva, Peeter K. Use of CAD tools for weight estimation in aircraft conceptual design [C]// 24th Internatioanl Congress of the Aeronautical Sciences,2004.
- [4] Kristian A, Tomas M, Ingo S, et al. Multidisciplinary optimization of wing structure using parametric models[R]. AIAA-2013-0140.Texas: AIAA,2013.
- [5] 余雄庆,欧阳星,刑宇,等. 机翼结构重量预测的多学科分析优化方法[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 235-243.
Yu Xiongqing, Ou Yangxing, Xing Yu, et al. Weight prediction method of wing-structure using multidisciplinary analysis and optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1):235-243.(in Chinese)
- [6] 欧阳星,余雄庆,王宇. 采用等效刚度有限元模型的复合材料机翼颤振分析[J]. 振动工程学报, 2015, 28(3):404-410.
Ou Yangxing, Yu Xiongqing, Wang Yu. Flutter prediction of composite wing using finite element method with equivalent stiffness[J]. Journal of Vibration Engineering, 2015, 28(3): 404-410.(in Chinese)
- [7] 王宇,欧阳星,余雄庆. 采用等效有限元模型的复合材料机翼结构优化[J]. 复合材料学报,2015,32(5), 1487-1495.
Wang Yu, Ou Yangxing, Yu Xiongqing. Structural optimization of composite wing using equivalent finite element model[J]. Acta Materiae Composite Sinica, 2015, 32(5): 1487-1495. (in Chinese)
- [8] 谢帅,李飞,吴波. 基于APDL语言的机翼结构优化设计与分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(08): 16-20.
Xie Shuai, Li Fei, Wu Bo. Wing structure optimization design and analysis based on APDL language[J]. Aeronautical Science & Technology,2017,28(8):16-20.(in Chinese)
- [9] 唐家鹏,席平,胡毕富,等. 知识驱动飞机翼面结构快速设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(6): 808-812.
Tang Jiapeng, Xi Ping, Hu Bifu, et al. Knowledge-driven rapid design on aircraft wing structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(6): 808-812.(in Chinese)
- [10] Gianfranco La Rocca, Michel J L van Tooren. A Knowledge based engineering approach to support automatic generation of fe models in aircraft design[R]. AIAA-2007-967, Reston: AIAA,2007.
- [11] 罗明强,冯昊成,刘虎,等. 民用飞机机翼结构快速设计及自动化调整[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(4): 468-471.
Luo Mingqiang, Feng Haocheng, Liu Hu, et al. Rapid wing structural finite element modeling and automated adjustment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(4):468-471.(in Chinese)
- [12] 闫伟天,罗明强,刘虎,等. 基于自动有限元建模的民机机翼结构布局优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2013,39(4):463-468.
Yan Weitian, Luo Mingqiang, Liu Hu, et al. Layout optimization of civil airplane wing structure based on automated finite element modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013,39(4):463-468.(in Chinese)
- [13] 彭兴林,徐元铭. 基于总体和细节有限元模型的复合材料结构设计[C]// 第17届全国复合材料学术会议,2012.
Peng Xinglin, Xu Yuanming. Design of composite structures based on global finite element model and detailed finite element model[C]// 17th National Conference on Composite Material,2012.(in Chinese)
- [14] 万春华,段世慧,聂小华,等 大型航空结构有限元数值模拟方法研究[J]. 机械科学与技术, 2018, 37(5):816-820.
Wan Chunhua, Duan Shihui, Nie Xiaohua, et al. Study on finite element modeling for large aircraft structures[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2018, 37 (5):816-820.(in Chinese)
- [15] 杨卫平. 飞机结构有限元建模指南[M]. 北京:航空工业出版社, 2013.
Yang Weiping. Guidelines for finite element modeling of aircraft strctures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013.

(in Chinese)

(责任编辑 王为)

Tel: 010-57808156

E-mail: wangjianli@comac.cc

作者简介

王建礼(1980—)男,博士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计及结构优化设计。

张帅(1982—)男,博士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计及多学科优化设计。

Tel: 010-57808171

E-mail: zhangshuai-82@163.com

Rapid Global Finite Element Model of Wing Box for Civil Aircraft in Conceptual Design

Wang Jianli, Zhang Shuai*, Shi Weifeng, Zhang Xintan, Zhou Bin

COMAC Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Beijing 102209, China

Abstract: A global finite element modeling method of wing box is proposed for civil aircraft in conceptual design based on natural mesh method. Parametric method based on secondary development in CATIA was the primary approach to design the structure layout, and create intersection nodes of ribs, stringers and spars. The loading path of wing box structure guided the process for modeling the topological relations of nodes and the global finite element of wing box. Finite element modeling examples of wing for civil aircraft show the effectiveness and adaptability of this rapid global finite element model method.

Key Words: conceptual design; structural design; wing box; parametric; finite element

Received: 2019-06-17; Revised: 2019-06-28; Accepted: 2019-07-25

*Corresponding author. Tel.: 010-57808171 E-mail: zhangshuai-82@163.com