

有限元技术在飞机结构动力学仿真中的应用

张友坡

(沈阳飞机工业(集团)有限公司 产品研发部, 辽宁 沈阳 110850)

摘要:以通航某轻型飞机 CATIA 三维模型为基础,采用动力学分析理论对其进行了动力学有限元仿真研究,建立了机翼、机身、平尾、垂尾、模型各部分连接等结构的动力学分析模型。文中对飞机结构进行了设计特点和受、传力分析,制订了动力学分析模型的简化原则,对用到的特殊单元进行了简单的介绍。

关键字:轻型飞机;动力学;有限元;模态

中图分类号:V211.4

文献标识码:B

文章编号:1672-545X(2014)05-0109-03

在飞机研制过程中,需要进行结构动力学分析。其中模态分析的结果对各种响应分析将起决定性影响。本文以某轻型飞机的 CATIA 三维模型为基础,通过对结构进行简化和刚度等效,使用有限元技术建立了全机的结构动力学有限元模型,对其进行仿真分析,计算出其结构固有模态,为下一步的飞机结构动力学稳定性、固有特性和颤振特性分析打下基础。

1 飞机结构分析

整个飞机由结构框、型材和薄蒙皮组成。飞机的整体 CATIA 三维模型如图 1 所示。其中,机翼为弱梁、多肋和薄蒙皮组成。展向主要受力构件为前、后梁和上、下蒙皮,弦向受力构件为 1—11 肋和蒙皮。在上翼面根肋和 2 肋之间添加了 4 根短梁,用于承受乘员踩踏载荷。襟翼通过铰链与机翼相连,将载荷传递给机翼。副翼通过铰链和操纵杆与机翼相连,副翼产生的载荷通过琴键铰链传递给机翼。梁、肋和蒙皮共同构成机翼翼盒,气动载荷产生的升力通过蒙皮、翼肋传递到机翼的翼梁腹板上,逐步向根部传递,最终以向上的剪力的形式在翼身接头处达到平衡,传递到机身;气动载荷总体表现出来的弯矩通过机翼的前后梁的上、下缘条向根部传递,通过对接耳片以拉、压力的形式传递到机身;扭矩由翼盒传到根部肋,再通过机翼前、后梁与机身对接的三组耳片转化成为力偶传递到机身。

平尾的结构形式和受、传力形式与机翼类似,由前、后梁、肋和蒙皮构成。平尾通过前、后梁与机身相连,传递升力、弯矩和扭矩。

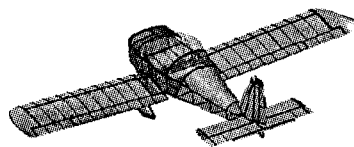


图 1 飞机整体 CATIA 三维模型图

垂尾由三组梁、肋和蒙皮组成,其中前梁由两根型材和中部蒙皮共同组成。垂尾通过前梁和中间梁与机身相连,传递剪力、弯矩和扭矩。

机身由框、纵向型材和蒙皮组成。发动机通过安装支架安装在机身前端防火墙上。机翼传递的载荷通过机身的第四框和第九框传递给机身。平尾、垂尾传递载荷(剪力、弯矩和扭矩)通过机身尾部的框结构传递给机身。

2 动力学分析模型的特点

2.1 动力学分析模型的简化原则

在有限元结构动力学分析中,结构建模是关键,除了非线性动力响应分析以外,通常只考虑结构的总体模态及其特征值,总体响应及其动载荷,所以有限元网格取得比较粗,只要求满足结构刚度和质量的总体布局。动力学模型通常不能直接利用静力分析,若直接取用静力模型,则在模态分析时,不仅浪费计算工作量,还将会引入好多不必要的局部振动模态和频率,给以后的响应分析带来麻烦,甚至会导致一些错误的结果。所以在飞机结构动力分析中,通常简化为梁式结构,采用堆聚质量,满足质量、质心、惯性矩及惯性积的等效要求。

2.2 特殊单元简介

在建模过程中大部分单元类型都是常用的,如

收稿日期:2014-02-06

作者简介:张友坡(1978—),男,高级工程师,主要研究方向:飞机结构强度。

ROD 杆元、SHELL 板元、SHEAR PANEL 剪切板元, CTRIA3 三角形板元和 BEAM 梁元等。但是也存在一些特殊结构、特殊的受力形式和特殊的研究目的, 必须使用 MPC(Multi-point constraints)多点约束。MPC 多点约束在有限元计算中应用很广泛, 它允许在计算模型不同的自由度之间强加约束。简单来说, MPC 定义的是一种节点自由度的耦合关系, 即以一个节点的某几个自由度为标准值, 然后令其它指定的节点的某几个自由度与这个标准值建立某种关系。多点约束常用于表征一些特定的物理现象, 比如刚性连接、铰接、滑动等, 多点约束也可用于不相容单元间的载荷传递, 是一项重要的有限元建模技术。

3 全机结构动力学有限元模型的建立

该飞机的全机动力学有限元建模采用 MSC.PATRAN/NASTRAN 有限元建模、分析程序, 单位采用公制单位。坐标系采用机头为坐标原点, X 轴沿飞机航向水平向后, Y 轴垂直于航向水平向右, 并按右手定则确定 Z 轴。整个模型根据飞机结构 CATIA 三维模型, 先分别建立机身、机翼、平尾和垂尾的动力学有限元模型, 然后连接各个部分, 做好连接单元, 再进行全机结构动力学模型模态调整, 最终生成全机结构动力学有限元模型。

3.1 机翼结构动力学有限元建模

根据机翼的结构特点及其传力方式, 从机翼 CATIA 模型提取出结构外形曲面, 在结构外形曲面上按照翼肋和翼梁的站位、襟翼和副翼的结构布置, 切出相应的几何线, 建立机翼的几何模型。

用 PATRAN 对几何模型进行网格划分, 生成结构单元。该模型主要是简化为板杆结构。蒙皮简化为板单元, 翼肋和前梁的腹板简化为剪切板元, 肋缘条简化为杆单元, 翼梁缘条简化为梁单元。为了保持上、下翼面的变形协调, 在其对应的两翼面节点之间(翼肋上)设置了杆元, 从而保证了上、下翼面的变形协调而又不影响其固有特性。最后, 根据机翼结构所用材料, 给所有单元赋相应属性。

按堆聚质量处理方法, 根据飞机机翼离散质量点数据确定机翼重量重心 M , 将所有的机翼集中质量点, 添加到机翼有限元模型的上翼面前缘、中部和后缘的节点上。对于翼尖的 5 个质量点, 由于翼尖蒙皮较薄只起到锥形作用, 并且翼尖没有加强的纵向和横向构件, 因而采用 MPC 将这 5 个质量点连接在第 11 号翼肋节点上, 建立机翼结构动力学有限元模型。

3.2 机身结构动力学有限元建模

机身结构动力学有限元建模过程与机翼动力学有限元建模方法类似。由飞机机身 CATIA 模型提取出结构外形曲面, 按照各框架站位在结构外形上切出相应的几何线, 构成机身的 PATRAN 几何模型。再用 PATRAN 进行几何模型的网格划分, 生成结构单元。对于机身蒙皮、框腹板均简化为板单元, 框缘条和纵向型材均简化为梁单元。为使机身的每个框截面不产生垂直于框平面的变形, 对机身框截面内的节点施加 MPC 多点约束, 使截面内节点 6 个自由度方向具有相同位移。按照机身的材料创建材料和单元属性。根据飞机机身的离散质量点数据, 为机身有限元模型添加惯性质量, 生成机身结构动力学有限元模型。

3.3 平尾、垂尾结构动力学有限元建模

由 CATIA 平尾模型按照类似机翼和机身建模的方法生成平尾 PATRAN 几何模型, 再用 PATRAN 对几何模型进行网格划分, 生成结构单元。对于平尾蒙皮采用板单元模拟, 肋和前梁腹板采用剪切板元或板单元模拟, 肋缘条采用梁元模拟。创建材料并给所有单元赋相应属性。根据飞机平尾离散质量点数据确定平尾重量分布和重心位置。把离散质量施加到平尾有限元模型节点上, 建立平尾结构动力学有限元模型。

用类似平尾建模方法建立垂尾动力学有限元模型。将垂尾的蒙皮简化为板单元, 梁腹板简化为剪切板元和板单元, 梁和肋缘条简化为梁单元。方向舵与垂尾的连接简化为两组三角形板元连接, 给每个单元添加相应的材料属性和单元属性。最后将离散质量分布在垂尾有限元模型节点上, 建立垂尾结构动力学有限元模型。

3.4 模型各部分连接

机翼和机身的三个连接点通过一对三角形板元, 两对梁元连接。机翼后梁与机身的连接用两个三角板元模拟机翼后梁与机身三角板铰接的连接方式。两个三角板在相同位置节点处用 5 个 MPC 多点约束, 使两个三角板元在 X 、 Y 、 Z 方向位移, 以及绕 Y 、 Z 轴的旋转相同。用梁单元模拟机翼前梁上、下缘条, 机身一侧的每个耳片分别用两个梁单元模拟, 每组连接点处的三个梁单元节点用 3 个 MPC 元约束, 使三个梁单元在 X 、 Y 、 Z 方向的位移相同。平尾、垂尾与机身的连接直接通过梁单元与机身尾部框单元相连, 此处不再赘述。

3.5 各部件模型装配

按照飞机实际结构装配的关系, 通过上述的连接方式把前面建立的各部件动力学有限元模型装配

在一起,完成了连接后的全机结构动力学有限元模型,见图2。整个模型共有3916个节点,6791个单元,其中包括3826个板单元,451个三角形板单元,2161个一维单元,353个集中质量单元和157个MPC单元。

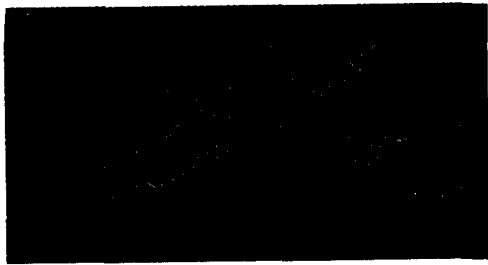


图2 全机动力学有限元模型

表1 全机模态值

	模态值(Hz)	振型
第一阶	4.325	机翼水平旋转
第二阶	4.783 6	机翼对称一阶弯曲
第三阶	7.835 1	机身水平弯曲
第四阶	19.089	机翼反对称二弯
第五阶	27.965	机身扭转
第六阶	29.223	机身垂直一弯
第七阶	38.114	机翼反对称一阶扭转
第八阶	38.498	机翼对称一阶扭转
第九阶	43.268	平尾对称一阶弯曲
第十阶	44.68	垂尾一阶弯曲

4 全机结构动力学模型固有模态分析

在全机动力学有限元模型完成以后,经过检查,设定好相关计算控制参数,提交 NASTRAN 对全机结构动力学模型进行计算。得出全机的前十阶模态频率和振型如表1所示。

5 结束语

本文旨在研究轻型飞机动力学有限元仿真技术。基于飞机结构的三维 CATIA 模型和理论质量数据,对其结构进行分析、简化和刚度统计,建立了全机的动力学有限元模型,计算出了该型号飞机的各阶模态频率值及其相应的模态振型,结果合理,符合经验。本研究是应用有限元技术进行飞机动力学分析的一次有益尝试,为同类飞机的动力学分析提供了借鉴。

参考文献:

- [1]《飞机设计手册》总编委.飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M].北京:航空工业出版社,2002.
- [2]叶天麟,周天孝.航空结构有限元分析指南[M].北京:北京航空工业出版社,1996.

Application of Finite Element Method in the Aircraft Structural Dynamics Simulation

ZHANG You-po

(Product R&D Department, Shenyang Aircraft Corporation, Shenyang 110850, China)

Abstract: A study was developed on the dynamics Finite Element Simulation of some light aircraft using dynamics analysis theory, based on its CATIA 3-D model, built the dynamics analysis models of wing, fuselage, horizontal tail, vertical tail, joints that connects the parts of the 3-D model and other structures. This paper summarized the design features, force transfer and load carrying mechanism of the aircraft, formulated principles of the simplify of the dynamics analysis model, briefly introduced the special element used in the mode.

Key words: light aircraft; dynamics; finite rlement; mode