



研究生高水平课程体系建设丛书

ZHUANZHU

航空结构有限元分析——基于ABAQUS的有限元分析

殷之平 谢 伟 编著

ZHUANZHU

西北工业大学出版社



研究生高水平课程体系建设丛书

HANGKONG JIEGOU YOUXIANYUAN FENXI

航空结构有限元分析

——基于 ABAQUS 的有限元分析

殷之平 谢 伟 编著

西北工业大学出版社

西 安

【内容简介】 本书阐述了基于 ABAQUS 有限元软件的飞机结构有限元建模方法, 主要内容包括飞机结构有限元分析简介、有限元模型的建立、常用单元特性及对结构模拟能力的介绍、边界条件和载荷的施加、分析求解和计算结果的说明等。本书还提供了大量飞机典型结构有限元建模实例, 以便读者理解和掌握飞机结构有限元建模准则和技巧。

本书主要面向航空航天类院校及相关专业的工程硕士研究生, 也可供结构分析领域工程技术人员和科研开发人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空结构有限元分析: 基于 ABAQUS 的有限元分析/
殷之平, 谢伟编著. —西安: 西北工业大学出版社, 2017. 11
(研究生高水平课程体系建设丛书)
ISBN 978-7-5612-5382-3

I. ①航… II. ①殷… ②谢… III. ①航空工程—
有限元分析—应用软件—研究生—教材 IV. ①V2-39

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 178558 号

策划编辑: 何格夫

责任编辑: 王 静

出版发行: 西北工业大学出版社

通信地址: 西安市友谊西路 127 号 邮编: 710072

电 话: (029)88493844 88491757

网 址: www.nwpup.com

印 刷 者: 兴平市博闻印务有限公司

开 本: 787 mm×1 092 mm 1/16

印 张: 14.5

字 数: 349 千字

版 次: 2017 年 11 月第 1 版 2017 年 11 月第 1 次印刷

定 价: 48.00 元

前 言

有限元法(Finite Element Method, FEM)是通过对连续介质进行离散化,并将各种场问题在连续介质上定义的微分方程求解问题转换为易于求解的线性方程求解问题的一种数值计算方法。自 20 世纪 60 年代 Clough 首次提出有限元法的概念以来,已迅速成为解决航空、汽车、机械、电子等行业及土木工程等领域一系列工程问题的有效手段。特别是随着计算机技术的日益发展和普及,20 世纪 70 年代以来相继出现了一些以有限元法为基础的有限元分析(Finite Element Analysis, FEA)软件,如 SAP, NASTRAN, ANSYS, ABAQUS 等。通过这些软件的应用,有力地推动了 FEM 在工程中的实际应用,同时也促进了有限元法的发展。

应力分析是飞机结构强度设计重要的工作内容之一。外载荷作用下的结构变形会在结构内部引起应变和应力,求出这些应变和应力在各部位的大小和分布是对结构进行静强度设计的基础。另外,在进行动强度分析和疲劳寿命估算时,也必须首先求出相应载荷情况下结构中的应力分布。

随着有限元分析软件的发展及商品化的普及,有限元法已成为复杂飞机结构应力分析最重要的工具,至今几乎没有结构工程师可以摆脱有限元法而从容地完成结构应力分析。正确灵活地使用有限元法,不仅可以准确地得到结构中的应力分布,而且可以得到结构与结构及结构与外界之间的相互作用力,为以后强度校核、静力试验等提供极大的方便。然而,拥有先进的和完全自动化的有限元分析软件平台,并不意味着掌握了有限元分析方法就能够获得正确的分析结果。对于实际的工程结构,特别是航空领域的复杂组合结构,工作环境复杂严峻,技术要求苛刻,要取得合乎工程标准的可信的结构分析结果,需要工程技术人员具有较高的理论素养和实际经验。

本书根据 ABAQUS 有限元软件的特征,在总结飞机结构有限元建模经验的基础上,阐述飞机结构线性和非线性有限元建模的准则和技巧,提出建立适用的有限元模型的基本方法步骤,包括结构简化、网格划分、元素选取、边界条件和外载荷施加,分析求解和计算结果的说明,为结构分析工程师建立有限元模型提供指导和帮助。同时,本书还提供了大量的飞机典型结构有限元建模实例,以便读者理解和掌握飞机结构有限元建模准则和技巧。

在本书的编写过程中,研究生贺旭东、赵慧、刘晓丰、陈建军、齐紫玉等人付出了许多辛勤的劳动,在此表示衷心的感谢!同时感谢本书所参考书目的作者,书中如有漏引之处,还请作者见谅!

由于水平有限,书中难免存在欠妥之处,敬请读者批评指正。

编著者

2017 年 9 月

目 录

第 1 章 绪论	1
第 2 章 飞机结构有限元分析简介	2
2.1 飞机结构简介	2
2.2 航空组合结构有限元分析	3
第 3 章 ABAQUS 简介与基本使用方法	18
3.1 ABAQUS 简介	18
3.2 ABAQUS 单元选择	22
3.3 ABAQUS 结构接触分析	28
3.4 ABAQUS 冲击破坏问题	44
3.5 ABAQUS 稳定性与屈曲问题	51
3.6 ABAQUS 铆钉问题	70
3.7 ABAQUS 裂纹问题	88
3.8 ABAQUS 振动问题	117
3.9 DCB 模型研究	125
第 4 章 静力分析——机翼结构初步分析	138
4.1 问题描述	138
4.2 有限元模型的建立	139
4.3 材料属性设置	140
4.4 边界处理	143
4.5 网格划分	144
4.6 求解及结果显示	144
第 5 章 静力分析——机翼结构精细有限元	146
5.1 精细化问题	146

5.2	航空结构有限元的特点	146
5.3	实例分析	147
第 6 章	复合材料机翼结构静力分析	153
6.1	问题的描述	153
6.2	模型简化	154
6.3	创建材料和截面属性	156
6.4	定义装配件	158
6.5	设置分析步	158
6.6	定义接触	158
6.7	定义边界条件	160
6.8	网格划分	162
6.9	提交作业分析	164
6.10	后处理	164
第 7 章	流固耦合问题	165
7.1	流固耦合分析方法	165
7.2	机身撞水实例分析	166
第 8 章	机翼结构振动分析	179
8.1	结构模态分析详解	179
8.2	动态分析的主要方法	180
8.3	实例分析	183
8.4	模型动态响应分析	189
第 9 章	起落架机构运动分析	193
9.1	问题描述及简化	193
9.2	有限元建模	193
9.3	材料属性设置	195
9.4	创建分析步	196
9.5	相互作用设置	196
9.6	输出变量设置	199
9.7	载荷及边界条件设置	200

9.8	网格划分	200
9.9	求解及后处理	200
第 10 章	机身开口结构的裂纹分析	203
10.1	问题描述	203
10.2	建模分析	205
10.3	开裂模式分析	207
10.4	裂纹扩展分析	210
第 11 章	机翼上壁板对接结构压缩载荷下的屈曲分析	214
11.1	问题描述	214
11.2	二次开发批量建立铆钉约束	215
11.3	分析过程	216
参考文献	224

第 1 章 绪 论

有限元法的基本思想是将复杂的结构看成由有限个单元仅在节点处连接的整体,即将要研究的弹性连续结构离散成有限个单元体,这些单元体在有限个节点上相互连接。首先,对每一个单元分析其特性,在一定的精度要求下,对每个单元用有限个参数来描述它的力学特征,建立起相关物理量之间的相互联系;然后,再依据各单元之间的联系将各个单元组装成整体,从而建立起连续体的平衡方程,应用方程的相应解法,即可完成整个问题的分析。有限元方法的基本思想可追溯到 Courant 在 1943 年的工作,他最先将一系列三角形区域上定义的分片连续函数和最小势能原理相结合来求解圣维南扭转问题。然而有限元的实际应用是随着电子计算机的出现而开始的。首先是 Turner, Clough 等人于 1956 年将刚架分析中的位移法推广到弹性力学平面问题,并应用于飞机结构的分析。

有限元法经过半个多世纪的发展,已成为当今航空结构问题中应用最为广泛的数值计算方法。特别是商业有限元软件的出现,现已集多学科理论知识于一身,它不仅可以进行结构的静力学和动力学分析,而且可以计算结构在热载荷及声载荷等作用下的应力应变分布情况。其中,ABAQUS 软件是一套先进的通用有限元程序软件,被广泛地认为是功能强大的有限元软件,可以分析复杂的固体力学和结构力学系统,特别是能够驾驭非常庞大的问题和模拟非线性问题,在航空结构分析中起到巨大的作用。

ABAQUS 包含 2 个主要的分析模块:

(1) ABAQUS/Standard。该模块能够求解广泛的线性和非线性问题,包括结构的静态、动态、热和电响应等。通常对于同时发生作用的几何、材料和接触非线性采用自动控制技术处理。

(2) ABAQUS/Explicit。该模块适合于分析如冲击和爆炸这样短暂、瞬时的动态事件,对高度非线性问题也非常有效,包括模拟加工成形过程中改变接触条件的问题。

ABAQUS 软件还包括 ABAQUS 的前后处理器 ABAQUS/CAE,与 ABAQUS/Standard 组合的 2 个特殊用途的分析模块 ABAQUS/Aqua 和 ABAQUS/Design 等几个部分。

由于航空结构大多数为复杂的组合结构,例如机身、机翼和起落架等大都由成百上千,甚至上万个零件组成,力学特性非常复杂,而技术要求又非常苛刻,所以为了更好地求解航空结构,除了拥有性能优越的计算机和先进的计算分析软件外,还有十分重要的一条是要建立一个好的有限元分析模型。未经系统训练或只听过有限元引论讲座的人使用功能强大的有限元软件分析问题是不太适宜的,他们不能对计算机所提供的结果进行正确的判断,从而无法对计算模型做必要的修正,盲目地相信计算机提供的结果是相当危险的。只有当模型能如实地反映结构的几何形状、材料特性、传力路线、承载方式以及边界条件等因素时才有可能取得一个接近真实的分析结果。要建立一个好的模型,必须有丰富的经验和良好的工程直感。因此,本书不仅介绍航空结构有限元分析过程和 ABAQUS 软件在航空结构分析中的应用,更重要的是介绍航空结构建模技术,为工程硕士研究生今后从事航空结构分析提供更实际和更有效的帮助。

第 2 章 飞机结构有限元分析简介

2.1 飞机结构简介

飞机的主要组成部件包括机翼、机身、尾翼、起落架、动力装置等,如图 2-1 所示。

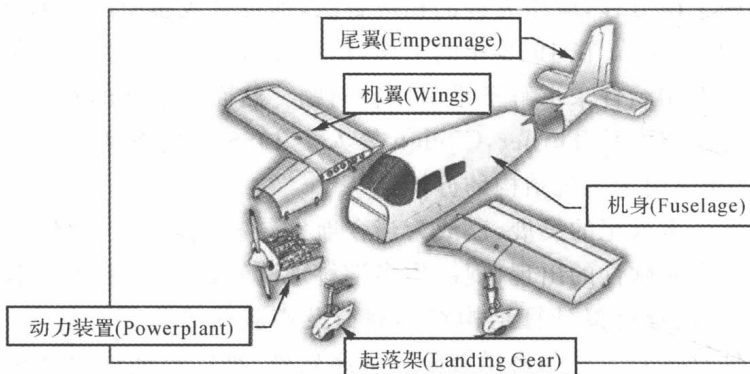


图 2-1 飞机的主要部件

机翼是飞机产生升力的部件,机翼后缘有可操纵的活动面,外侧的活动面叫作副翼(见图 2-2),用于控制飞机的滚转运动;靠近机身的活动面称为襟翼(见图 2-2),用于增加起飞或着陆时的升力。飞机的机翼内部通常装有油箱,机翼下面可外挂副油箱或各种武器,部分飞机的起落架和发动机也安装在机翼下面。

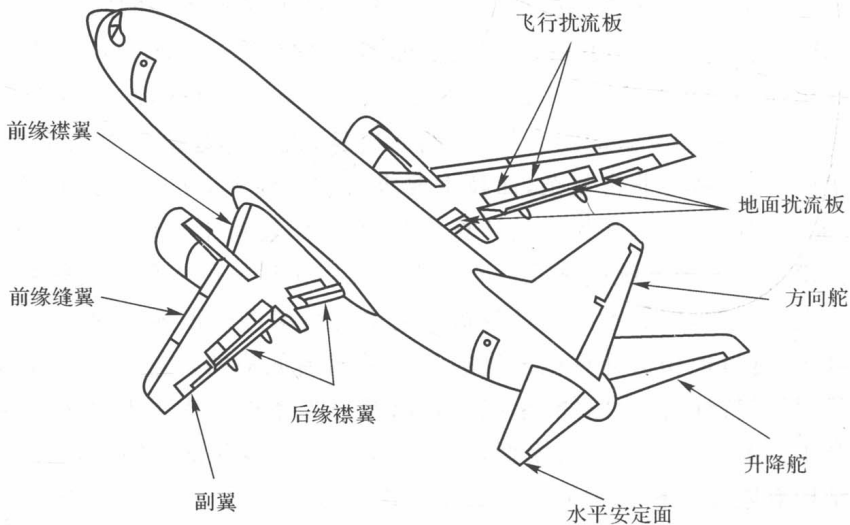


图 2-2 飞机的舵面

机身是飞机其他结构部件的安装基础。飞机的机身用来装载人员、货物、设备、燃料和武器等。对于采用翼身融合体设计的飞机,往往很难严格地区分机翼和机身,如图2-3所示。

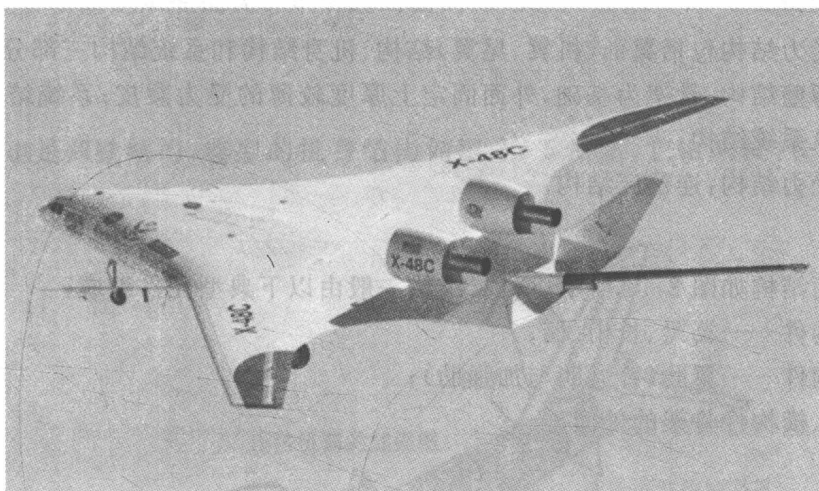


图2-3 采用翼身融合技术的X-48C缩比验证机(美国)

尾翼是平衡、安定和操纵飞机飞行姿态的部件,通常包括垂直尾翼和水平尾翼两部分。方向舵(见图2-2)位于垂直尾翼后部,用于控制飞机的航向;升降舵(见图2-2)位于水平尾翼后部,用于控制飞机的俯仰。对于采用飞翼布局的飞机,则没有水平尾翼(见图2-3),甚至没有垂直尾翼。

起落架用于飞机停放、滑行、起飞、着陆和滑跑。飞机的起落架通常由支柱、缓冲器、刹车机轮和收放机构等组成。

动力装置为飞机提供动力,保证它们能够前飞和爬升等。根据产生动力的方式不同,飞机的动力装置有多种类型,有的直接喷气产生推力,有的驱动螺旋桨旋转产生推力/拉力。

操纵系统主要用于驱动舵面等部件偏转,以对飞机进行操纵。操纵系统通常布置在飞机内部,一般通过液压系统、电缆或钢索等将驾驶员的操纵指令传递给舵面使其偏转。

2.2 航空组合结构有限元分析

在航空组合结构有限元分析中,结构有限元分析模型的建立,是进行结构有限元分析的最重要的一步,因为有限元程序工作的对象并不是真实的航空结构,而是理想化了的有限元模型。如果所建立的有限元模型方法合理地反映航空组合结构的实际情况,则无论所采用的有限元理论如何完备,所应用的有限元程序如何正确,都不能很好地解决工程实际问题。因此,建立结构有限元分析模型的总则就是要使建立的有限元模型能在力学上合理地模拟实际的工程结构。这里的合理是指:

(1)必须满足工程精度要求,模型应能如实反映结构的几何形状、材料特性、传力路线、承载方式及边界约束条件;

(2)作为工程计算模型,还应满足经济性的要求,即计算量要尽可能小。并且,航空结构有限元模型的建立往往不是一次可以完成的,还应该同实际观察结果(试验、试飞测试结果)进行

仔细的对比、比较,不断地修正模型,航空组合结构的有限元模型才能日臻完善。

2.2.1 航空结构受力特征分析

飞机总体受力结构包括翼面(机翼、尾翼)结构、机身结构和系统结构三部分。翼面结构与机身结构属于薄壁结构:骨架为基础,外面固定上厚度较薄的受力蒙皮;系统结构主要包括起落架结构与操纵系统结构。

飞机局部受力结构:连接区结构。

1. 机翼

典型的翼面结构如图 2-4 所示。机翼结构一般由以下典型元件组成:

纵向受力构件——翼梁、长桁、墙;

横向受力构件——翼肋(普通肋与加强肋);

蒙皮:在纵、横构件骨架的外面。

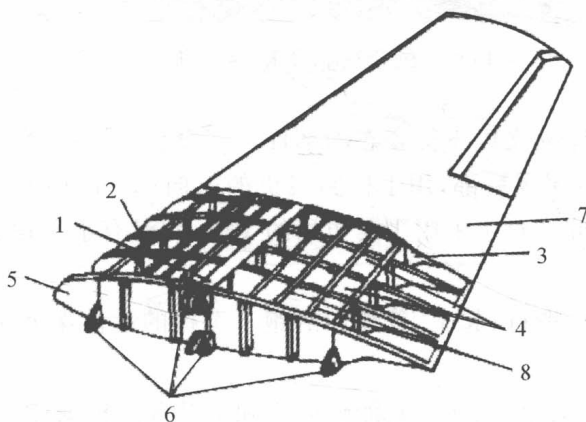


图 2-4 典型的翼面结构

1—翼梁; 2—前纵墙; 3—后纵墙; 4—普通翼肋; 5—加强翼肋; 6—对接接头; 7—蒙皮; 8—桁条

各典型元件的受力特性如下:

(1)蒙皮主要作用是传递气动力和维持外形。薄蒙皮用于低速飞机机翼,主要承受扭矩引起的剪流;随着飞机速度的增加,由于刚度需要,蒙皮增厚,此时蒙皮还要以本身承受正应力的形式参与承受机翼的主要弯矩——纵向弯矩。此时蒙皮在其自身平面内受有较大的正应力和剪应力;对于翼型很薄而蒙皮很厚的机翼,则要计及蒙皮的承弯能力。

(2)翼肋普通肋传递局部气动载荷及维持剖面形状,同时还作为长桁的支点,受长桁传来的气动力,还为长桁受压失稳提供侧向支持。

加强肋除具有普通的承力能力外,还具有以下作用:

- 1)传递其他部件传来的集中载荷,将它扩散成梁腹板蒙皮组成的闭式的分布剪流;
- 2)将某种形式的分布剪流转换为另一种形式的分布剪流。

这些能力引起肋在自身平面内横向弯曲,故加强肋一般具有腹板和缘条两部分以受剪力和弯矩。

(3)翼梁和墙翼梁的外载荷是由各肋传来的剪力及由机身提供的支反力组成的。翼梁的

主要功能是承受机翼的弯矩和剪力,其缘条承受弯矩引起的轴向力,腹板承受机翼的剪力和扭矩引起的剪流。纵墙和翼梁腹板类似,主要承受剪力。

(4)长桁主要功能是承受机翼弯矩引起的轴向力,此外,还起传递气动载荷和支持蒙皮的作用。

2. 机身

机身结构也是薄壁结构,典型的机身结构如图 2-5 所示,它由蒙皮、长桁、梁及隔板框组成。

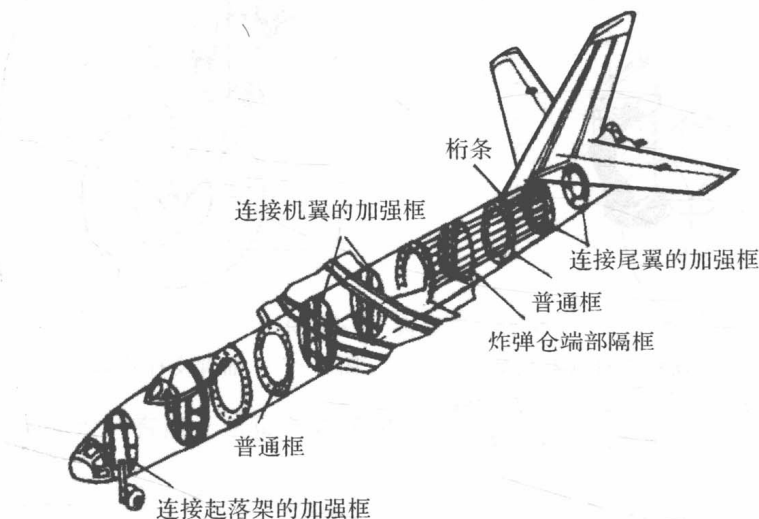


图 2-5 典型的机身结构

(1)长桁及梁纵向构件承受弯曲引起的正应力,并支持蒙皮以增加其受压、受剪的临界应力。

(2)隔板框分普通框与加强框两种。普通框与普通肋一样,主要用来维持机身截面形状,同时也是桁条、蒙皮的支承点。加强框除具有上述功能外,还将局部集中力及力矩传递给蒙皮。

(3)蒙皮的作用是使机身外形保持光滑,承受剪力和部分弯曲正应力。

3. 起落架

常见的起落架由支柱、油气式减震器、扭力臂、轮轴和机轮等主要构件组成,常见的起落架结构型式和受力分析如下:

(1)简单支柱式起落架的结构型式如图 2-6 所示,其基本受力构件就是一根简单的减震支柱(减震器就在支柱里面),它下连机轮,上连机体,本身就像是梁、柱一样的受力。

为了改善支柱受力,在靠近支柱中部加必要的撑杆,成为双支点梁式受力,以减小固定端处的弯矩。

(2)摇臂支柱式起落架的结构型式如图 2-7 所示,其基本受力构件除了支柱以上,还增添了一个摇臂。摇臂上连支柱、中连减震器,下连轴承;载荷均可通过摇臂的摆动,将来自机轮的力传给支柱和减震器,当减震器与支柱分开时,它只承轴向力。

(3)小车式起落架的结构型式如图 2-8 所示,主要用于重型飞机,以减少地面压力。轮架

和支柱采用铰接,并装有稳定缓冲器,以减缓由于跑道不平所引起的俯仰震动,并调节前后轮载荷分配。

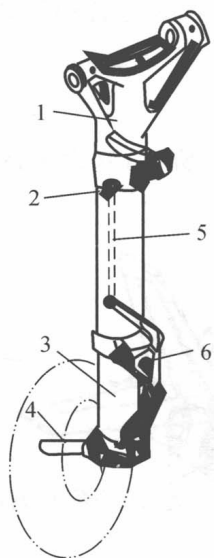


图 2-6 简单支柱式起落架

1—上接头; 2—充填嘴; 3—活塞杆;
4—轮轴; 5—外筒; 6—扭力臂

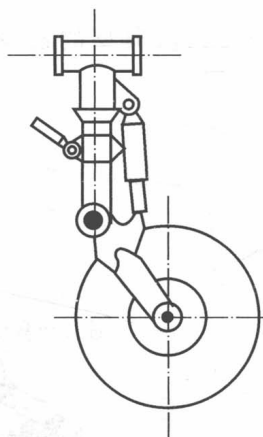


图 2-7 摇臂支柱式起落架

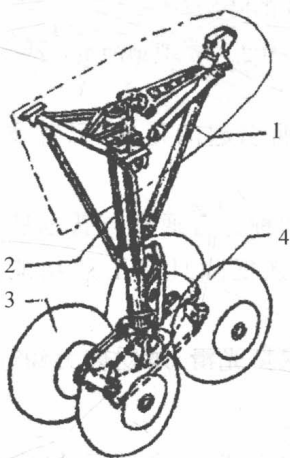


图 2-8 小车式起落架

1—收放作动筒; 2—缓冲支柱; 3—机轮; 4—小车架

4. 操纵系统

操纵系统机构通常由支座,摇臂和拉杆(或钢索)组成。受力基本是一个杆系结构。

5. 飞机局部受力结构

局部受力结构主要是连接件,如飞机接头耳片、钉群(铆钉、螺钉)连接区等。这些结构通常处于二维或三维复杂应力状态中。典型连接结构如图 2-9 所示。

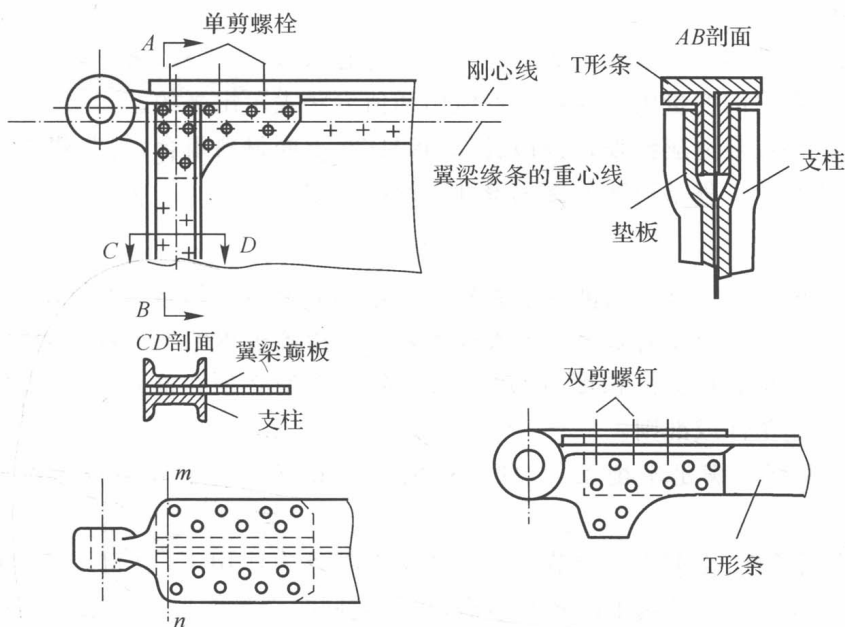


图 2-9 典型连接结构

2.2.2 力学模型的有限元近似与建模准则

1. 力学模型的有限元建模

如上所述,飞机组合结构主要是薄壁结构、杆系结构、板壳结构、钉连接结构及二维、三维连续体结构。早在有限元产生与应用之前,人们已建立了杆系结构力学、薄壁结构力学、板壳理论及连续介质力学等一系列力学模型,工程界应用这些力学模型去模拟航空结构的各个部分,进行着航空结构的力学分析与设计。

从真实结构到上述力学模型已使工程问题在力学上理想化了,但对于复杂的航空组合结构来说,这些力学模型的建立并不意味着它们就能直接应用于航空组合结构的分析与设计,人们还必须在求解中引入某些近似作进一步的简化。以复杂接头等连续介质力学模型为例,求解这类问题的传统方法是解析法,它以通过微元体的平衡、连续及材料物理性态等关系的研究,建立基本微分方程,并结合边界条件求解。这样求解的结果尽管因模型中所引入假设而不可避免地存在误差,但人们通常仍称这些解为精确解或解析解。显然,这种解析解实际上是在承认所取力学模型是正确的这一前提下的精确解。解析解要求在整个问题讨论的范围内和全部边界上满足全部给定的条件,这对即使不很复杂的问题,有时也是困难的;对于复杂的航空组合结构,则是非常困难甚至是不可能的,这时必须引入某种近似。

传统的做法是直接对解析法建立的微分方程,利用有限差分法去求数值解。这种方法在承认所引入力学模型的前提下,在力学意义上是严格的,但在数学处理上是近似的。这种方法的一大缺点是很难吻合不规则的边界。

而对力学模型的有限元近似则与此不同,它是将要求解的连续体,离散为有限个元素,并用有限个参数表示的系统来代替无限个自由度的连续体。因此,从力学意义上来看,它就是近似的,求解时首先找出用节点值表示的元素的解,并使它满足假设的(元素间)或给定的(边界

上的)全部条件。

然后将整个连续体中所有元素的这些关系集合起来,联立方程,求解联立方程组即可确定这些节点值。元素内的变量则是通过节点值用插值方法表示出来的。

这种方法的特点是适应性强,它对几何形状复杂,不同材料组合,复杂载荷情况均能处理,因而已在航空及其他工程结构的分析中得到广泛的应用。

2. 建模准则

建模准则是根据工程分析精度要求去建立合适的能模拟实际结构的有限元模型。有限元模型在将连续体离散化及用有限个参数表征无限个自由度过程中不可避免地引入了近似。为使结构的有限元分析有足够的精度,所建立的有限元模型必须在能量上与原连续系统等价。具体地应满足下述条件或准则。

(1)有限元模型应满足平衡条件,即结构的整体和任一元素在节点上都必须保持静力平衡。

(2)变形协调条件:交汇于一个节点上的各元素在外力作用下,引起元素变形后必须仍保持交汇于一个节点。整个结构上的各个节点,也都应同时满足变形协调条件。若用协调元,元素边界上亦应满足相应的位移协调条件。

(3)满足边界条件和材料的本构关系。

(4)刚度等价原则,即有限元模型的抗弯、抗扭、抗拉及抗剪刚度应尽可能等价。

(5)认真选取元素,使之能较好地反映结构件的传力特点,尤其对主要受力构件,应能做到尽可能不失真。在元素内部所采用的应力和位移分布函数必须是当元素大小递减时,有限元解趋于连续系统的精确解。对于非收敛元,应避免使用;对于波动收敛元,应慎用。

(6)应根据结构的特点、应力分布情况、元素性质、精度要求及计算量大小等仔细划分计算网格。

(7)在几何上要尽可能地逼近真实的结构体,其中特别要注意曲线和曲面的逼近问题。

(8)仔细地处理载荷模型,正确地生成节点力,同时载荷的简化不应跨越主要受力构件。

(9)当量阻尼折算应符合能量等价要求。

(10)质量的堆聚应满足质量质心、质心矩及惯性矩等效要求。

(11)超单元的划分尽可能单级化,并使剩余结构最小。

2.2.3 航空结构有限元模型的重要特点

1. 复杂性

航空组合结构具有明显的复杂性,它既包括自然离散化类型的结构,如机身、翼面的杆板组合薄壁结构,起落架与操纵系统的杆梁系结构,又包括人工离散化复杂接头分析用的二维、三维连续体有限元模型,在细微部分分析时,还需要钉元、含裂纹元等特殊元素。

因此,航空组合结构有限元模型几乎涉及现今发展的各类元素及其组合问题,建立一个好的有限元模型是一个较复杂的问题。

2. 对精度的高要求

由于飞机使用的特殊条件,飞机结构分析的精度关系到飞机的安全、寿命和结构重量,而后者对飞机各种性能都有重要的影响,因此,对航空结构有限元模型来说,它对精度的要求要

比一般有限元模型高得多,需要我们更为慎重地考虑建模中的各种问题。

2.2.4 航空结构模型中元素的选取

元素的选用要立足于所模拟构件的受力特点。针对航空组合结构的受力情况,现在介绍一些在航空组合结构分析中行之有效的一些元素及其适用范围。

1. 等轴力杆

这种元素如图 2-10 所示。在飞机结构上,这种元素常用于模拟可略去弯曲刚度的杆件,如机身及翼面结构中的长桁,梁、肋突缘,以及支柱等构件。

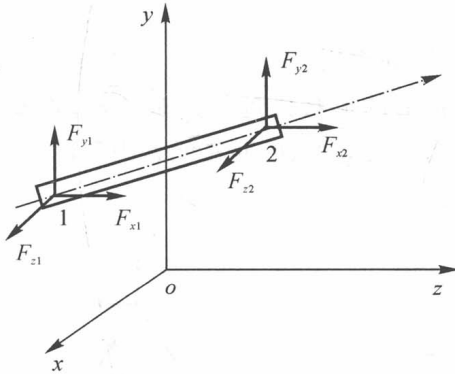


图 2-10 等轴力杆

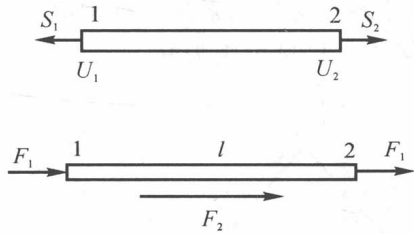


图 2-11 匀变轴力杆元素

2. 匀变轴力杆

这种元素如图 2-11 所示。在飞机结构上,这种元素常用于在轴力杆受剪板模型中取代等轴力杆元素。

3. 空间梁元

这种元素如图 2-12 所示。在飞机结构上,这种元素常用于必须考虑弯曲刚度同时偏心度又较小的杆件,如机身梁、环形框缘条、座舱骨架、气密端框上的加筋件等。

4. 偏心梁元

这种元素如图 2-13 所示。在飞机结构上,这种元素常用于梁元素节点与形心有较大偏离的梁缘条上,此时若不考虑偏心影响,计算结果误差将较大。

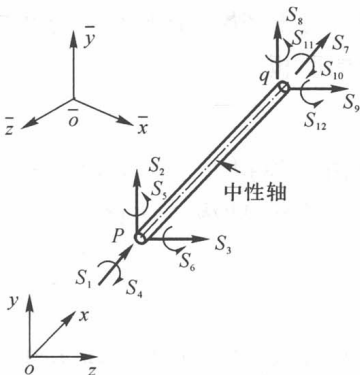


图 2-12 空间梁元

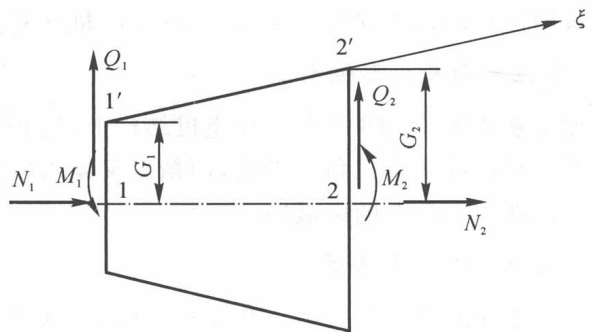


图 2-13 偏心梁元

5. 梯形受剪板元

这种元素如图 2-14 所示。在飞机结构上,这种元素常用于厚度较薄的蒙皮及梁、肋腹板,其承受正应力能力折算到相邻的杆元素上。

这种元素与轴力杆元素一起,构成轴力杆-受剪板模型。由于这种模型简单易行,所以在飞机薄壁结构中应用广泛。但需注意:①等效面积与板中应力密切相关,在未求得应力分布情况下,是很难准确确定的,应采用迭代法确定这种等效面积。②这种模型略去了平面受力状态两个方向受力的相关性,有时会引起严重误差,特别是当纵向应力处于高水平时,对这种模型算得的横向构件内力需加以修正。

6. 三角形板元素

这种元素如图 2-15 所示。在飞机结构上,这种元素可用于模拟处于平面应力状态且形状难以用矩形或梯形逼近的蒙皮。这种元素在三角形的形状接近等边时较好,越偏离正三角形,精度就越差。这种元素是一种常应力元素,不能反映应力、应变在元素内部的变化情况,所以在结构简化时尽量少用为好。

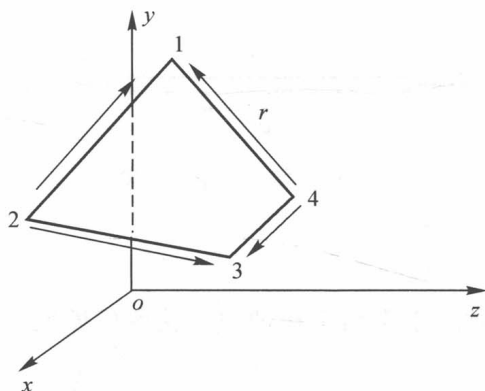


图 2-14 梯形受剪板元

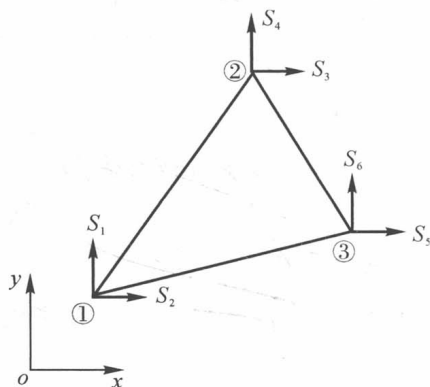


图 2-15 三角形板元素

7. 矩形板元素

这种元素如图 2-16 所示。在飞机结构上,这种元素可用于模拟处于平面应力状态,且几何形状可用矩形逼近的蒙皮、加强框的框板和加强肋的肋板。

8. 任意四边形板元

这种元素如图 2-17 所示。在飞机结构上,这种元素可用于模拟处于平面应力状态且几何形状可用任意四边形逼近的蒙皮、加强框的框板和加强肋的肋板。

9. 6 节点平面三角形板元

这种元素如图 2-18 所示。在飞机结构上,这种元素可用于模拟处于平面应力状态且几何形状需用直边或曲边三角形逼近,而精度又要求较高的蒙皮及框、肋板。注意棱边中点要落在该棱边长度中央 1/3 的区域内。

10. 8 节点四边形等参元

这种元素如图 2-19 所示。在飞机结构上,这种元素可用于模拟处于平面应力状态且边界为曲线的孔边蒙皮或框、肋板。注意棱边中点最好要落在该棱边长度中央 1/3 的区域。