

基于建模和多学科分析的 重量预测技术

Weight Prediction Technology Based on Modeling and Multidisciplinary Analysis

中航工业第一飞机设计研究院 马界祥



马界祥

中航工业第一飞机设计研究院总体气动所高级工程师,先后从事飞机翼面结构设计、总体设计工作,现主要从事飞机重量与平衡设计、总体气动平台建设及能力提升工作。

目前,飞机总体重量分析正向着综合化、流程化、系统化的方向发展,以多学科设计分析、优化以及信息技术为基础,探索更加快捷、实用、准确的技术方法是国内外研究机构始终追逐的目标。

从飞机设计诞生起,重量预测技术经历了3个发展阶段,即经验方法、半经验/分析方法和设计分析

当前,CAD、CAE、CAO技术的发展为重量分析预测系统的构建提供了良好的技术支撑,国内对许多关键技术问题(如统一关联模型技术、知识工程、流程自驱动技术、非最优重量因子等方面)也取得了一定的突破。伴随着我国飞机平台建设和数字化设计技术的推进,重量分析系统具有了发展的条件和机遇,并必将为专业发展和型号研究提供有力的技术支撑。

方法。英国的Howe、Macci,美国的Mullen和荷兰的Torenbeek等人为前2种方法的发展作出了杰出贡献。设计分析方法出现于20世纪90年代中期,之后,国外各研究机构竞相对这一领域进行了深入、广泛的探索,如NASA、英国Loughborough大学、空客的戴姆勒-奔驰飞机公司、Santa Clara大学等,相继设计开发了ELAPS、AMBER、FAME、PDCYL等重量分析系统,并已用于未来型号和新颖设计布局的研究之中。

为了适应重量分析技术的发展趋势,提升重量研究水平,推进国内在该领域的技术发展,本文通过对国外典型重量综合分析系统的描述,提出了基于建模和多学科分析的重量预测技术方法,探讨了其流程和各相

关学科的分析途径。

国外典型的重量分析系统

1 ELAPS

ELAPS是由NASA兰利研究中心的Matthew G. Sexstone等人于20世纪90年代研究开发的概念设计阶段飞机结构重量预测软件,其目的在于以概念阶段建模为基础,提供具有较高可信度的重量分析结果,同时,具有较低的计算成本和资源消耗。

ELAPS应用等效层板理论来分析因载荷引起的整个结构的多项式位移函数为基础,来达到结构综合分析和重量预测的目的^[1]。ELAPS使用混合元素(称为“段”)来代表整个升力面(壁板部分)或机身(壳体部分),当合成后,这些“段”能够代表

整个结构布置,内部结构特点如梁和翼肋缘条、腹板、框、长桁可以在所定义的“段”内进行建模,从而得到各向同性材料和复合材料铺层结构的模型。通过对这些结构模型的分析,并补充非结构质量模型(如系统重量、有用载荷、燃油等),然后对非最优重量进行随机分析,从而得到设计分析结果。其结构模型见图1。

2 AMBER

AMBER 是英国 Loughborough 大学 Paul A.Eustace and Lloyd

种方法具有明确的飞机重量分析状态,比现有的统计分析法更准确。

为了便于初步分析应用,AMBER 方法应用了工程结构分析上典型的设计假设。

翼面设计假设:

- 剪力由梁腹板承受;
- 弯矩由梁缘条、蒙皮承受;
- 扭矩由蒙皮和梁腹板承受;
- 分析采用“1”型截面梁和“T”型截面长桁;
- 抗扭盒高度不变,梁等间距。

机身设计假设:

- 机身框按由环形框(缘)和腹板组合而成来建模;
- 剪力和扭矩由蒙皮承受;
- 弯矩由桁梁承受;
- 局部载荷由框承受;
- 梁和框的剖面为矩形;
- 梁间距相等;
- 各站位间的蒙皮厚度相同。

3 FAME

FAME 是空客的戴姆勒-奔驰飞机公司于 20 世纪 90 年代开发的重量预测方法。其目的在于对亚音速或超音速飞机结构重量进行较快速、准确的预测,并可用于参数的敏感性研究。其软件核心流程见图 2。

FAME 用完全三维的模型来描述机翼的几何形状(尺寸)。在初步方案阶段,可以从相应的数据库中挑选翼型。用上(下)反角、扭转、安装角以及机翼平面形状等参数来建立机翼外形模型。然后初步给出结构元件的位置/轴线,并进行机翼内部结构的三维建模,见图 3。

在气动载荷计算中,采用的是经变换、推广而包括了压缩效应的升力面理论。这种方法不仅考虑对称载荷情况,而且也可以考虑非对称机动(例如由副翼偏转引起的滚转),以及

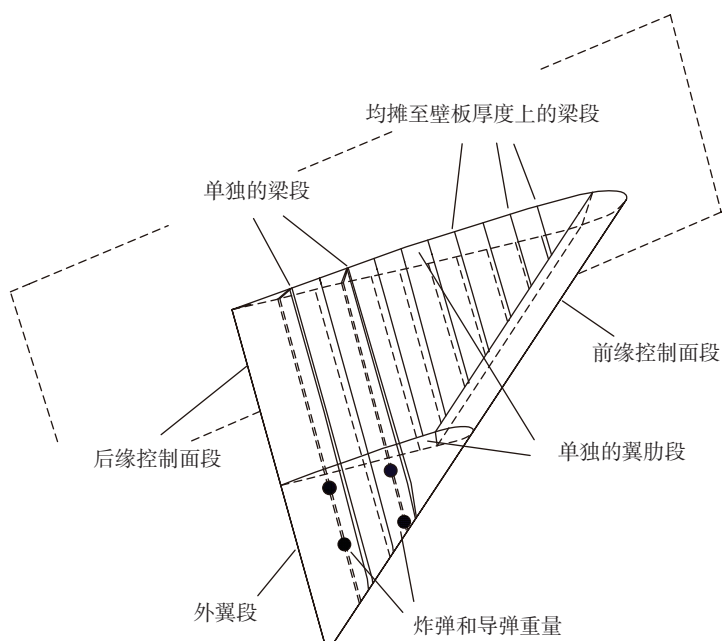


图1 ELAPS结构模型

R.Jenkinson 等人 20 世纪 90 年代后期开发的一种重量预测与分析方法。它应用迭代技术进行空气动力、地面载荷以及结构强度和刚度的综合分析^[2],用理想化的结构分析来确定飞机骨架尺寸。即首先分析各站位的载荷,在确保应力水平低于特定的许用值和临界值的前提下,计算横截面积;然后对结构元件的横截面积沿部件的长度方向积分求出体积,从而计算出结构重量。该分析技术用在飞机的机翼、垂尾、平尾和机身结构上。发动机、起落架、各子系统和设备使用数据库来分析。最终估算出飞机或部件的重量、重心和惯矩。这

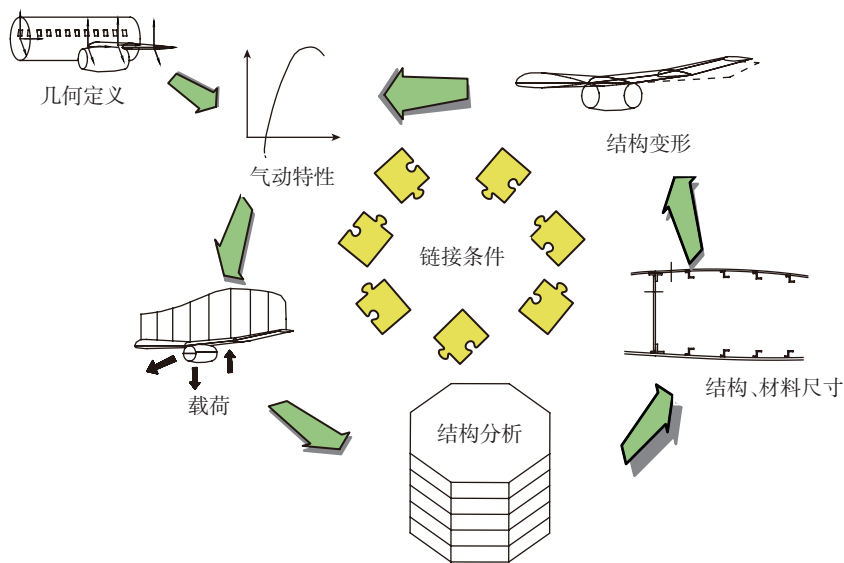


图2 核心流程

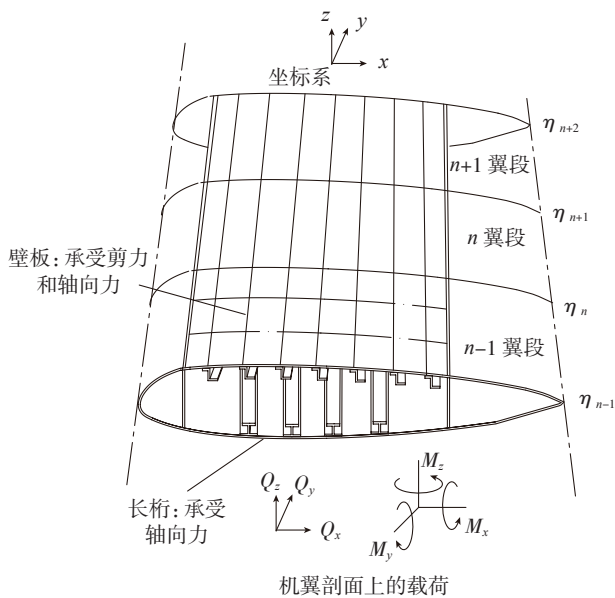


图3 翼盒模型

气动弹性的影响。对具有阵风或机动载荷减缓等主动控制功能的飞机,考虑了机翼弯矩减小的影响。例如,A340飞机通过机动载荷减缓系统使机翼根部的弯矩降低超过10%。

同时计算了惯性载荷(燃油、部件自身、动力装置等)、发动机推力以及地面载荷。

以初等结构强度理论为基础进行截面上的应力分析,结构材料尺寸根据设计准则来确定,并考虑了失稳、翘曲的影响。对每一个截面计算如下参数:

- 截面的几何参数,如面积、惯性矩、扭转刚度等;
- 中性轴(弹性轴);
- 剪力;
- 整个截面上的正应力和应变分布;
- 弯矩而引起的梁轴线的曲率;
- 由剪力和扭转所产生的剪力分布;
- 截面扭转角。

由此计算出翼盒受力结构重量。翼肋重量分加强翼肋和普通翼肋来分析。此外,考虑了起落架连接、中翼/外翼连接、发动机连接、蒙皮壁板分块的连接、开口等重量。

缝翼、襟翼、扰流片、副翼的位置通过它们的“角点”坐标定义。它们的重量由其单位面积重量来计算。

襟翼和缝翼滑轨重量根据其展向位置以及襟翼或缝翼系统的结构形式,通过使用几何尺寸和经验参数来确定。滑轨整流罩应用设计公式来计算。

4 PDCYL

PDCYL是美国加利福尼亚的 Santa

Clara 大学和 NASA 的 Ames 研究中心合作开发的设计方案重量快速评估软件。它运用理想化的设计建模和初步的结构分析方法来估算飞机结构部件重量,既可以单独使用,也可集成进综合设计系统 ACSYNT 之中。

PDCYL 是以梁理论为基础来估算机身和机翼结构重量的分析方法。它能够建立蒙皮-长桁结构和复合夹层机身以及翼盒等结构的模型。通过对机身纵向和机翼展向站位上的载荷、结构强度分析,由材料、结构尺寸来估算主承力结构的重量。

运输机机身载荷按拉升机动、着陆和在跑道上的运动撞击来计算。截面设计考虑了纵向加速、燃油或密封舱内部压力、纵向弯矩、扭转。在每个机身站位的应力确定以后,根据设计准则如拉伸屈服、压损强度、局部失稳和总体失稳来分析所需的结构材料,并满足结构设计的最小尺寸要求。为了考虑蠕变、疲劳、应力腐蚀、热循环和热应力的影响,可以选择材料强度、杨氏模量与常温下材料性能的比例,并能够进行复合材料的建模与分析。

机翼结构按盒式梁来设计分析。

其载荷情况选择准静态拉升机动,其中包括了分布升力和惯性力;也可以选用梯形、Schrenk、椭圆形升力分布;考虑了起落架、动力装置安装位置对载荷的影响。根据静强度、压损、失稳、刚度要求来分析截面尺寸,由承受弯曲、剪切、扭转材料的重量来求出翼盒的承力结构重量。

为了由机翼、机身的主结构重量分析得到各自的结构总重,建立了部件的主结构重量与结构总重间的关系方程,由此得到部件结构总重。

技术思想和流程

根据飞机总体技术方案,建立飞机整机/部件布局的三维模型,并在此基础上利用气动工程数据库或气动分析软件进行空气动力分析,选择相对较优的飞机气动布局。之后,利用参数化建模方式,建立主要结构件或调用系统/设备、发动机的三维模型,构成飞机方案的主传力系统和主要系统/设备的布置模型。应用布置模型计算飞机的质量分布,并根据飞机的飞行或过载状态求解惯性载荷。对结构模型进行有限元网格划分,将惯性载荷与气动载荷一起施加到相应的有限元计算节点上,进行静强度、屈曲、变形分析,由分析结果来研判设计的合理性^[3],并可对布局参数、布置参数、重量进行单/多目标优化,经过迭代寻求相对较优的设计方案,最后,通过进一步设计修正得到对应方案的重量分析结果。其系统流程见图4。

设计分析过程

1 参数化建模

传统的飞机设计模型都是用固定尺寸值定义设计对象,输入的每个几何元素都有确定的位置。几何元素和其属性之间没有建立关联关系。若修改几何元素和其属性,则往往必须重新设计建模,为了对零、部件形状和尺寸进行协调优化,产品设计不

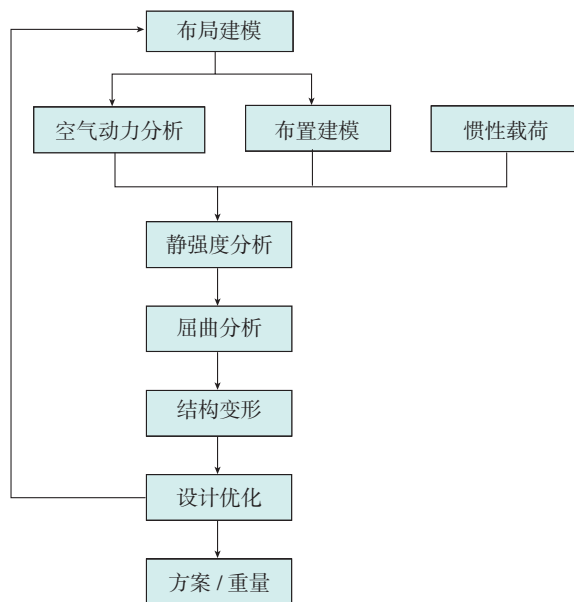


图4 系统流程

可避免地要进行反复修改,常规的方法则必然导致重复工作、效率低下、协调困难,尤其难以生成设计、分析的统一、关联模型。采用参数化建模技术可以较好地解决这一问题。

参数化建模是用一组参数来约束设计对象的结构形状^[4]。这些设计对象的结构形状相对确定,参数与设计对象的控制尺寸有明显的对应,设计修改比较方便。参数化建模解决了几何模型的描述与驱动、参数联动、模型自动更新等一系列问题,为先进的参数化有限元分析与优化设计提供了关键技术基础。

利用三维参数化建模可对机翼、机身、水平尾翼、垂直尾翼等部件进行布局、构型、结构设计。例如:可对机翼的外形、内部的结构布置(翼梁、翼肋、腹板、长桁、蒙皮等)、副翼和各种连接件进行全参数化设计建模,见图5,任意修改飞机结构设计参数,如结构位置、机翼后掠角、翼梁剖面等,结构外形和内部结构布置可自动根据设计参数变化进行自适应修改,不需要设计人员去调整。飞机初步模型创建完成后,就可以对设计模型的气动、结构、强度、重量进行评估,并可以与同类设计模型进行对比。

2 气动特性和载荷分析

随着计算机辅助空气动力学设计分析的发展,在复杂几何外形数据的精确快速采集和处理、计算网格生成技术以及算法的研究方面取得了巨大进展,并得到了有效应用,提升了飞机空气动力学分析的手段和效率。根据设计阶段和分析侧重的需求,常用的气动特性计算方法和适用范围见表1。

在概念或方案阶段,以飞机布局的三维几何模型为基础,利用

表面网格或空间网格生成技术,形成气动计算网格和计算模型,见图6(a),应用气动工程数据库、面元法、Euler方程等分析软件,对布局方案的气动特性和载荷(压力分布)进行分析,见图6(b)。为布局方案的改进和优选提供帮助,并为后续结构强度分析提供载荷输入。

3 重量特性与惯性载荷分析

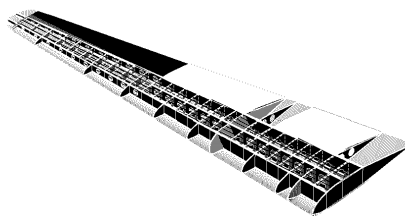


图5 机翼模型

在前面建立的总体布置模型基础上,根据布局模型、结构件参数、系统/设备特性、材料等,进行部件的重量、重心、质量分布、转动惯量等计算,由于部件内只建立了主传力结构和主要系统/设备的模型,因此,从现有部件模型得到的结构、系统重量并非是该部件结构、系统的总重,其中并未包含次要结构、系统附件与管路等,同时主传力结构也仅表征了主要的结构设计特征,未包括结构的设计细节,因此,上述模型重量与部件重量尚存在一定差距。

以机翼结构为例,除上述主传力结构重量外,对功能、结构、型式比较明确的结构组件,如前缘襟翼/缝翼、后缘襟翼、副翼、固定前后缘等结构,可运用类比分析、重量构建、参数分析等方法来计算。为了分析其余次要结构或非最优结构重量,可通过比例关系分析、回归分析、枚举分析、随机分析等方法在上述结果的基础上修正而得到。

在质量分布计算中,可根据计算节点要求,在前述设计模型上建立质量分布计算网格,利用网格将模型分块,计算出各块的总重量以及重心、惯矩,并将其等效分配到其周边的计算节点上,再将模型中未包含的结构、系统/设备的重量特性修正至其中,从而得到部件的质量分布。结合飞机的飞行状态,利用质量分布数据可以计算出惯性载荷。

表1 气动特性分析方法

空气动力学理论	计算方法	应用
经典理论	简化解析公式 半经验公式 细长体理论、面积律	概念设计
无粘线性位流理论	面元法 升力面理论	总体设计和气动分析 机翼弯扭设计
无粘非线性位流理论	小扰动位流方程或 全位流方程的数值方法	中等强度激波的跨音速流
粘流理论	附面层方程解 无粘/有粘交互计算	阻力计算,附面层修正,修正无粘计算结果
无粘有旋流理论	欧拉方程	包括脱体涡的亚、跨、超音速流场分析
粘性有旋流理论	N-S方程	包括分离流的复杂流场

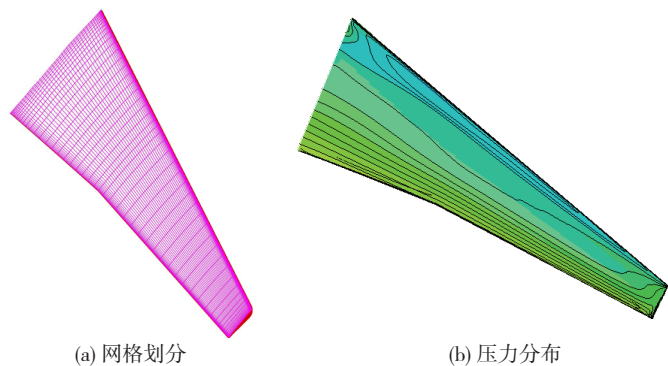


图6 气动分析

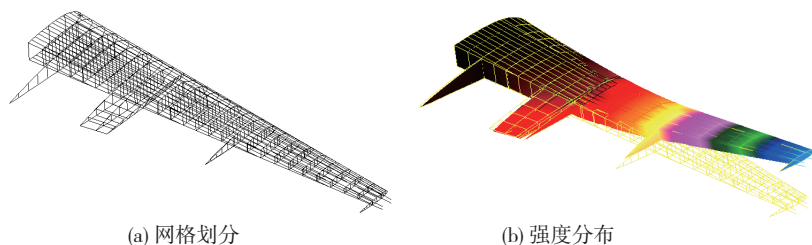


图7 结构有限元网格及强度分析结果

4 结构强度分析

调用前面分析得到的气动载荷和惯性载荷,可选择其中的一种或多种载荷情况,利用插值和等效方法,将其施加到有限元计算节点上,并根据设计分析需求设定边界条件;利用参数化结构模型和有限元模型的映射关系,自动捕获飞机设计知识,系统可有效识别蒙皮、翼肋、腹板、翼梁、长桁、各种连接方式等,并将几何、材料等信息传输给 patran,对结构模型进行有限元网格划分。根据设置的边界条件和载荷生成 Nastran 计算的输入文件,然后自动调用 Nastran 进行分析,求出位移、应变和应力结果,见图 7。根据分析结果,设计人员可以进行布置设计参数的调整,实现部件的刚度分布、传力路线、结构参量、分析结果的更改。

5 设计优化

在气动、结构强度分析的基础上,为综合考虑静强度、静气弹、失稳、载荷、刚度等影响,必须进行多学科设计优化。针对不同的工程优化问题需求,可选择多种优化算法,如实验设计法、枚举法、多目标遗传算

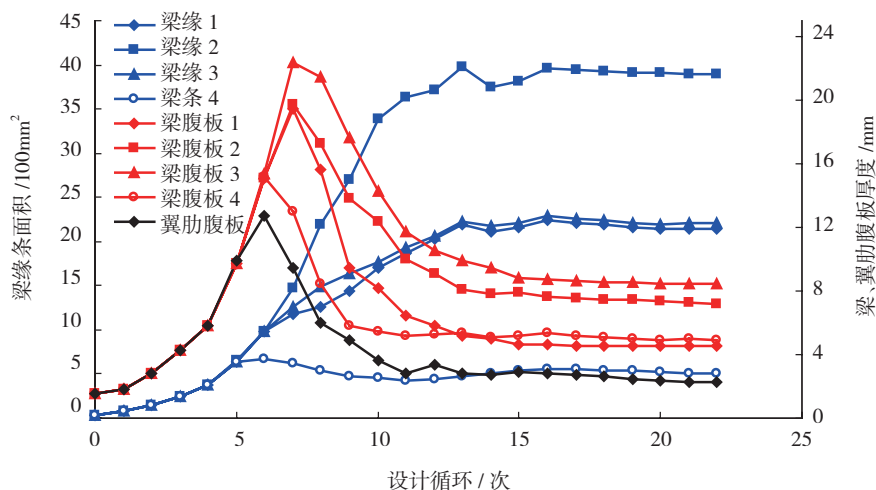


图8 某飞机机翼设计变量优化

法、蒙特卡洛法、响应面法等^[5],对建模中的所有设计参数可进行优化设计,如机翼的优化中,设定位移和应力作为约束条件,机翼翼肋和翼梁的参数作为设计变量,机翼的重量、所装载的燃油量作为优化目标,进行循环迭代,可在整个设计空间内得到较优的设计方案。某飞机梁缘条面积以及梁、翼肋腹板厚度的优化结果见图 8。

6 流程自动驱动和设计结果

参考多学科分析和优化结果,结

合设计经验和工程需求,对设计方案进行对比、权衡和折中,从而提出综合较优的设计方案,在原有参数化模型基础上直接进行设计方案的调整,由于采用了统一关联模型技术,因此,前述的整个分析过程将能够自动驱动、计算和刷新,得到一组新的设计数据与结果,为新一轮的方案分析提供了依据,直至得到满意的结果。在多轮次的方案改进与迭代中,其元件、组件、部件重量特性将按重量特性与惯性载荷分析的方法自动重新计算,并进行质量分布分析和设计修正,从而求出最终重量特性结果。

结束语

当前, CAD、CAE、CAO 技术的发展为重量分析预测系统的构建提供了良好的技术支撑,国内对许多关

键技术问题(如统一关联模型技术、知识工程、流程自驱动技术、非最优重量因子等方面)也取得了一定的突破。伴随着我国飞机平台建设和数字化设计技术的推进,重量分析系统具有了发展的条件和机遇,必将为专业发展和型号研究提供有力的技术支撑。

本刊共有参考文献 5 篇,因篇幅所限未能一一列出,如有需要请向本刊编辑部索取。(责编 小城)