

某承力密封框的 CAD/CAE 集成设计

伍厚军¹, 罗乖林¹, 柳泽¹, 郑国磊²

(1. 空军第一研究所, 北京 710076; 2. 北京航空航天大学, 北京 710083)

摘要:运用 CAD/CAE 集成设计技术对某飞机承力密封框进行了设计:建立了 CAD 模型和 CAE 模型;根据承力密封框的使用环境和设计要求,确定了对其进行刚度和强度分析时所需的各种主要参数;应用 CAE 系统软件计算承力密封框的刚度和强度,并分析了计算结果。

关键词:机身承力框;计算机辅助设计;有限元分析

中图分类号:V221;TP391.72 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)05-0004-03

1 数字化建模

1.1 CAD 模型

利用通用 CAD/CAM 系统(UG II)对试验机机头部分的结构进行三维数字化设计,其结果见图 1。在模型中,包括机头天线罩、气密安装板、1 框、连接 1 框与 2 框的 4 根大梁、飞机蒙皮及纵墙等。承力密封框为重点分析对象,气密安装板及 1 框构成的承力密封框采用了三维实体造型,天线罩及承力框后的过渡结构采用了简单的壳结构。

1.2 CAE 模型

将整个机头结构的 CAD 模型转换成 Parasolid 模型数据,并通过有限元前、后处理软件 PATRAN 对该模型进行有限元建模。采用二步模拟的方案,即:首先,建立天线罩的有限元模型,施加气动载荷、罩内气密载荷及相关的边界条件,计算出天线罩与承力框连接处的 8 个螺栓的约束反力;然后,将计算出的约束反力施加到承力框上。

天线罩的有限元模型将用于分析天线罩上所受载荷如何传递到承力框上,因此,划分单元时,采用了较稀疏的 Quad4 壳单元,其中单元个数为 792,节点个数为 818,与承力框连接的 8 个节点进行简支处理。天线罩承受的载荷包括气密载荷、气动载荷、天线罩惯性载荷和空速管载荷,其中气密载荷是面载荷,气动载荷经过等效计算直接加到节点上。天线罩的惯性载荷及空速管的载荷可用多点约束 MPC(Multi-point Constraint)的形式加到天线罩上各个相应位置。MPC 通常用来对一些难以用单元来模拟的物理现象进行建模,如刚性连接、铰接和滑动,也可用来在不同的单元节点间传递力的作用。在上述模型中,选用多点约束将各个惯性载荷分配到各受载节点上。由于已知各惯性载荷的作用位置,将处于作用位置的节点作为独立节点,对应受载节点为非独立节点。天线罩有限元模型见图 2。

承力框的局部细节强度及刚度是模拟分析的重点。对于该承力框,选用 TET4 实体四面体单元,这种类型的单元是一种线应变单元,作为线性静力的强度及刚度计算是合理的。气密安装板与 1 框的 8 个螺栓连接,采用 8 个 MPC 来模拟。

为了模拟承力框的弹性支持,引入了一段“过渡结构”^[1]——1 框至 2 框的支持结构,将人为的边界约束所带来的影响限制在“过渡结构”中(见图 1)。“过渡结构”包括连接 1 框与 2 框间的 4 根大梁、飞机蒙皮和纵墙。整个过渡结构的形式主要是薄壁加筋结构,采用 Quad4 壳单元进行划分,其中有些次要筋、桁条、口

收稿日期:2003-03-07

基金项目:军队科研基金资助项目(W010176)

作者简介:伍厚军(1971-),男,江西赣州人,工程师,主要从事飞机总体结构设计及 CAD 技术研究。

盖等进行等效的处理,也用 Quad4 壳单元。这种划分的弹性支持模拟比较真实。整个有限元模型的单元个数为 97 315,节点个数为 34 568,其中与 2 框连接的过渡节点进行了固支处理,而这些节点的支反力结果不作为分析对象。由于体单元与壳单元的节点数及自由度均不相同,为了保证实体单元与壳单元的连接和节点位移之间的协调,采用了 MPC。承力框计算模型见图 3。

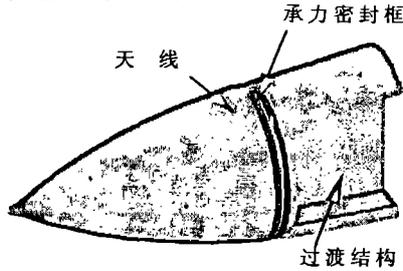


图 1. 某试验飞机头部的 CAD 模型

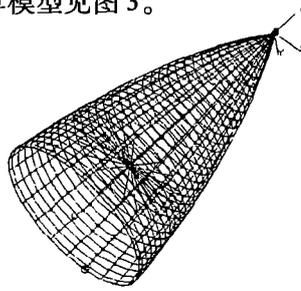


图 2. 天线罩的有限元模型

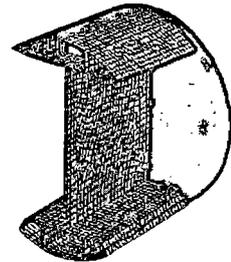


图 3. 承力密封框有限元模型

1.3 材料

天线罩有限元模型采用了等效材料,强度极限不予考虑。承力框及过渡结构都以铸铝为计算材料。

2 载荷工况选择与受力分析

2.1 气动载荷

雷达天线罩的气动载荷,在飞机各种飞行姿态下按照吹风压力测点分布逐点给出。气动载荷根据飞机飞行高度、马赫数、迎角和侧滑角不同而分为 11 种状态,经分析选取了 3 种对试验机试飞时载荷较大的工况进行计算。在承力框之后,由于雷达设备舱不是气密舱,在某些飞行状态下应有附加的负压载荷情况,负压约为 0.024 MPa。气动载荷的安全系数取 1.5。

2.2 气密载荷

气密载荷是改进设计需要满足的重要指标,其天线罩与承力密封框形成的气密舱在试验飞行时保持余压为 0.026 MPa,这就保证了气密舱内的压力在飞行时始终大于或等于 0.05 MPa。该气密载荷可迭加在各种状态的计算中,安全系数取 1.5。

2.3 天线罩及罩内设备的惯性载荷

天线罩及罩内设备的惯性载荷均施加在各自的重心上,天线罩及内部设备取法向过载为 7 计算。此载荷迭加在各种状态的计算中,安全系数取 1.5。

2.4 空速管载荷

空速管安装在天线罩的端部,其所承受的气动载荷及惯性载荷可简化为静力集中载荷,作用点在天线罩理论尖点,包括向下的剪力、低头弯矩、轴向压力,迭加在各种状态的计算中。由于在简化过程中过载值取得较大,不必再乘安全系数。

3 计算结果分析

3.1 天线罩的计算结果分析

天线罩有限元分析目的是为了求解天线罩与承力框连接处 8 个螺栓的约束反力。表 1 给出了工况 1 螺栓处约束反力的计算结果。其余工况与此相似。

表 1 工况 1 螺栓节点处的约束反力

节点号	X	Y	Z
3120	-0.019 658	155.025 8	-740.712 3
3123	-209.287 4	401.452 0	-715.300 3
3126	1.783 1	469.615 2	-83.636 2
3129	112.541 9	222.741 6	333.798 5
3132	-112.537 5	222.738 3	333.802 8
3138	-1.771 4	469.583 5	-83.589 9
3141	209.283 7	401.469 7	-715.376 4

3.2 承力框的计算结果分析

承力框强度及刚度的计算较为复杂。图 4 给出了工况 1 的 Von - Mises 应力分布及大小。图 5 是工况 1 的位移云图。工况 2 及工况 3 的应力和位移云图与工况 1 相似。表 2 列出了 3 种工况下的最大应力、最大

位移和分布位置。

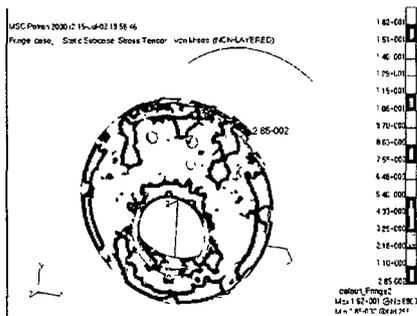


图4 工况1的 Von - Mises 应力云图

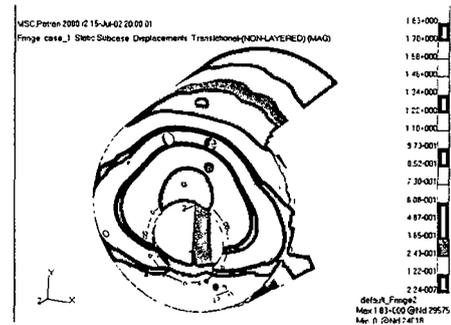


图5 工况1的位移云图

从表2列出的3种工况应力计算结果可见,3种工况的最大应力都在承力框与上、下大梁连接处,与理论定性分析相符,且最大应力值远小于强度极限值 294 N/mm^2 。3种工况的最大位移都小于 2.5 mm ,满足设备安装的变形要求。因此,改进设计后的试验飞机1框与气密安装板所形成的承力密封框满足强度及刚度设计要求。

表2 三种工况承力框最大应力、位移值及分布位置

项目	工况1	工况2	工况3
最大应力值/(N/mm^2)	157.76	100.94	148.96
最大应力位置	承力框与下大梁接合部	承力框与上大梁接合部	承力框与下大梁接合部
最大位移值/mm	1.83	1.76	2.19
最大位移位置	气密安装板的中心	气密安装板的中心	气密安装板的右边缘

4 结束语

通过某试验机承力密封框的设计、分析,阐述先进 CAD/CAE 集成设计在飞机结构设计中的应用,包括结构的三维设计和有限元模型的建立、计算和分析等。直接进行飞机结构的三维设计,不仅可以及时发现和避免设计上存在的一些问题,如结构和尺寸间的干涉和不协调等,而且还可以为有限元分析提供更精确的数据模型,保证在此基础上的分析结果更加准确和可靠。因此,在飞机结构设计中推广应用 CAD/CAE 集成设计,不仅可以缩短改型研制周期,降低研制费用,而且能够明显提高研制质量。

参考文献:

[1] 叶天麒,周天孝. 航空结构有限元分析指南[M]. 北京:航空工业出版社,1996.

(编辑:姚树峰)

A CAD / CAE Integrated Design to Fuselage Main Frame

WU Hou - jun¹, LUO Guai - lin¹, LIU Ze¹, ZHENG Guo - lei²

(1. The First Research Institute of Air Force, Beijing 100076, China; 2. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper discusses the application of CAD / CAE integrated design to the fuselage airproof main frame, builds up a CAD structure model and a FEA model. Simultaneously all the main parameters are determined according to the environment of fuselage airproof main frame and the design requirements in analyzing the rigidity and strength. The structural strength and flexural rigidity of the fuselage main frame are computed and verified by CAE system software and the results are analyzed.

Key words: fuselage main frame; computer aided design; finite element analysis