

飞机垂直尾翼的非线性结构设计

余春华 尹晓春 田阿利 蒋志伟

(南京理工大学 力学与工程科学系, 南京 210094)

Non-linear design of the vertical-tail of a plane

YU Chun-hua, YIN Xiao-chun, TIAN A-li, JIANG Zhi-wei

(Department of Applied Mechanics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210014, China)

【摘要】基于三维有限元数值分析,对飞机的重要部件垂直尾翼进行结构设计。通过确定主要受力构件,对传力进行分析,对垂直尾翼结构进行了有限元分析,得出了垂直尾翼应力和位移的数值结果。可为我国飞机的自主设计提供一些帮助,也可以为三维非线性有限元数值分析方法在飞机结构设计中的应用提供可借鉴的经验。

关键词: 三维; 非线性有限元; 飞机结构设计

【Abstract】Based on the three-dimensional nonlinear finite element method, the structural design is made on the vertical-tail of a plane in this paper. By analyzing main loaded components and force transferring, the spatial displacements and three-dimensional stresses are calculated. The numerical results of vertical-tail and the present research are important for helping to self-design of the national plane industry and provide some experience to the plane structural design by the three-dimensional finite element numerical method.

Key words: Three-dimensional; Nonlinear finite element method; Structural design

中图分类号: TB115 TB324.01 文献标识码: A

垂直尾翼是飞机用于稳定飞行和转向用的装置,常采用全悬臂式结构。盒段组件中的前、中、后梁组件分别插入机身尾段,与各自对应的机身斜框固定连接,盒段的顶部安装水平安定面。垂尾的安定面由垂尾盒段结构组件:垂尾前缘、前缘翼尖、垂尾整流罩等部分构成。为保障飞机的稳定飞行和安全转向,垂直尾翼的传力分析和强度设计[1]就显得尤为重要。

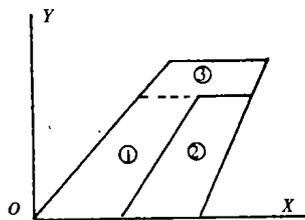


图1 垂尾简化示意图

1为垂直安定面 2为方向舵 3为垂尾翼尖

1 有限元数值分析的数学模型[2]

由于垂直尾翼是空间柔性结构,所受荷载复杂,位移较大,故采用三维非线性有限元进行分析。非线性问题不能一次性施加全部荷载,要逐级施加荷载增量,利用增量形式的虚功方程,得到物体在任一荷载步情况下的非线性有限元方程。

针对垂直尾翼的应力应变特征采用全拉格朗日法,以 $t=0$ 时刻为基准描述物体在 $t+\Delta t$ 时刻的平衡,采用格林-拉格朗日应变分量 $\delta^{\Delta t} \epsilon_{ij}$ 及克希霍夫应力张量 $\delta^{\Delta t} S_{ij}$, 表示平衡条件的虚功方程为:

$$\int_{OV} \delta^{\Delta t} \epsilon_{ij} \tau \{ \delta^{\Delta t} S_{ij} \}^0 dV = \delta^{\Delta t} W \quad (1)$$

根据 t 时刻与 $t+\Delta t$ 时刻格林应变和克希霍夫应力的表达式,式(1)整理为:

$$\int_{OV} \{ \delta_0 \epsilon \} \tau \{ \delta_0 S \} + \{ \delta_0 S \}^0 dV = \delta^{\Delta t} W \quad (2)$$

增量应变可以用线性部分增量应变 $\{ \delta_0 e \}$ 和非线性部分增量应变 $\{ \delta_0 \eta \}$ 之和表示,即:

$$\{ \delta_0 \epsilon \} = \{ \delta_0 e \} + \{ \delta_0 \eta \} \quad (3)$$

式(2)的最终表达式为:

$$\int_{OV} \{ \delta_0 e \} \tau \{ \delta_0 C \} \{ \delta_0 e \}^0 dV + \int_{OV} \{ \delta_0 \eta \} \tau \{ \delta_0 S \}^0 dV = \delta^{\Delta t} W - \int_{OV} \{ \delta_0 e \} \tau \{ \delta_0 S \}^0 dV \quad (4)$$

式(4)即为增量形式的几何非线性全拉格朗日法方程。

2 垂直尾翼的有限元结构建模与传力分析

2.1 有限元结构建模

垂直尾翼结构以 Quad4 板元与 Bar 杆元为主。通过分析其传力路线,保留主要受力构件,舍去或简化不影响传力的次要受力构件,在此基础上进行结构单元的划分。垂尾模型中前、中、后梁不是完全平行,梁与相邻长桁夹以翼肋会产生成对出现的三角形单元。在整个垂尾模型中,一共有 5 对 TRI 三角形元。而对于杆件,使用 CONROD 杆元,对于承弯的杆件,则采用 BEAM 梁元[3]。

对于垂直尾翼来说,主要的荷载是气动荷载和高平尾结构中水平尾翼对垂直尾翼的作用力。如图 2 所示,采用右手直角坐

标系,垂直尾翼前缘与根剖面的焦点作为坐标原点。X轴在飞机对称平面内,平行垂直尾翼弦平面,且指向后缘,Y轴在飞机对称平面内,垂直于X轴向前,Z轴垂直于XOY平面指向上。对于弯矩 M_x ,取矩参考轴为“当地切面”,扭矩 M ,取矩参考轴为Y轴。

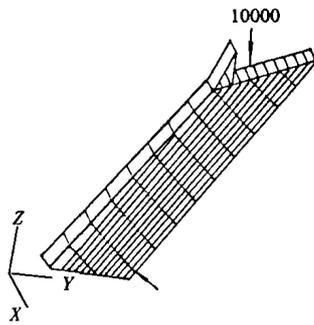


图2 垂直尾翼结构模型

表1 气动载荷

	X向压心(m)	Y向压心(m)	$F_i(N)$
垂直安定面	2.409	1.538	84891.60
方向舵	4.485	1.440	-18047.81
翼尖	2.826	3.153	13554.07
垂直尾翼	2.390	1.832	80397.86

2.2 传力分析

垂直安定面是受力的主体,而其前梁及后梁组成的盒段是垂直安定面上的受力主体,以后梁为主。所有的气动载荷、方向舵转动时产生的铰链力以及平尾传递的载荷都要通过前后梁传递到机身上去。可以认为80% - 90%左右的平尾载荷作用在垂尾后梁的两个叉耳上,10% - 20%平尾载荷作用在垂尾和螺旋驱动器连接的叉耳上。垂尾后梁叉耳上的集中力通过尖部的三角形梁架(后梁、段斜肋和连接方向舵第1铰链支部的加强肋)传至垂直安定面上。垂尾和螺旋驱动器连接叉耳上的力在接头上分成两个方向:一个是沿展向的接头部分,通过三角区蒙皮传至壁板上,产生正应力;另一个沿垂直方向的接头,产生Y向的弯矩。

垂直安定面根部的前、后梁(梁缘条和梁腹板)插入机身斜框,在斜站位上实行固定连接。是单纯的双梁结构,在根部端肋处正应力等于零,此处蒙皮不能传正应力。为提高垂直安定面根部壁板的效率,故增加中梁以及前中梁和后中梁(实质为加强长桁),尽可能将垂直安定面的正定力,分散传到后机身上的斜框上。垂直安定面上闭室的扭矩,通过垂直安定面和机身尾段连接的整流角材传至机身蒙皮上。

表2 部分的载荷数据

序号	Y/L(Y向站位)	X(m)	X/C(弦向相对压心)	$F_z(N)$
11	0.79837	3.398	0.13917	3569.47
12	0.75743	3.181	0.12027	3647.64

在具体的计算中,需要对照垂尾布置图,将上述坐标转换到垂尾坐标系中。具体的计算由于坐标转换的关系在此不再详述,给出示意图3。图3中1号点为表2中给出的数据点,先用杠杆定理将其分到2、3号点上(可按水平线分配),然后用2号点沿后梁方向同样使用杠杆定理分出4、5两点,6、7两点与之类似,都是将载荷分到前后梁与肋的节点上。至此,已经把垂直安定面上的一个点受的载荷等效加载到实际节点上去了。图3是一个点的分配情况,实际情况是,垂尾垂直安定面一共有30个这种点,经过类似的分配之后,应该产生了120个点。这里面很多是重复加载的,将作用在相同节点上的值简单相加即可得到最终结果。

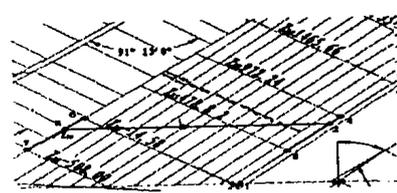


图3 坐标转换关系

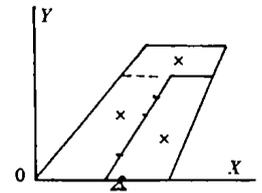


图4 方向舵示意图

方向舵可看成受分布气动载荷及调整片传来的集中载荷的多支点梁。前梁和后墙为主要纵向受力构件,肋为主要横向受力构件。壁板、梁、墙腹板构成的闭室主要承受扭矩产生的剪力,作用在方向舵上分布的气动载荷,最终以集中力的形式传给支持方向舵的垂尾接头。

翼尖主要是起整流作用的,它受的载荷不大,只要将其等效加载到前后梁和段斜肋上。如图5(a)所示,1号点为压心,2、3分别为段斜肋与前后梁的节点,23连线为段斜肋。由于压心在翼尖上,它所受的载荷应当是先传递到与之接触的段斜肋上,再从段斜肋传到前后梁上去,这样就存在力矩的问题。如图5(b)所示,翼尖所受的力可以分解成图中的 P_1 、 P_2 以及力矩 M 。

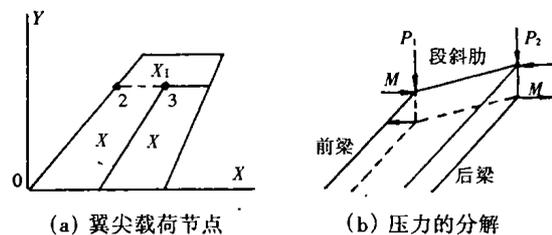


图5 受力分析

2.3 材料数据与载荷步设置

垂尾前梁、中梁、后梁缘条,翼尖前缘和转折前梁材料为型材2014-T6511等,梁腹板、普通肋、腹板、支撑肋、前缘蒙皮为7075-T6。这些材料弹性模量为 $E = 7100\text{kg/mm}^2$,泊松比为 $\mu = 0.33$,剪切模量为 $G = 2700\text{kg/mm}^2$ 。

在计算中,设置载荷步选项,选用20个载荷步。为了使时间步长小到足够保证收敛,应用了自动时间步长。因为大的时间增量会使迭代趋向于不稳定,这里使用线性搜索来使计算稳定化。

3 结果讨论与分析

3.1 典型盒段的位移分析

这里只针对垂尾的5号肋与6号肋之间的一个盒段进行结果分析,其他盒段与之基本类似。各节点空间位移见图6,共包括上长桁,下长桁,上梁和下梁四段结构的X、Y和Z方向的位移。

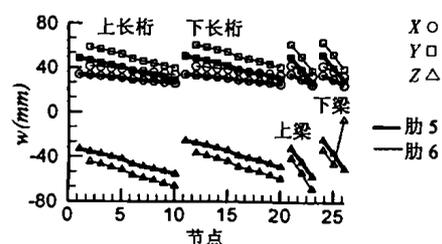


图6 NO.5和No.6号肋节点位移

图6中显示的计算结果表明,两肋的X向和Y向位移与轴同向,Z向位移与轴反向。位移基本均匀,没有明显的过大或过小的区域。梁的位移和长桁的位移接近,说明梁随桁在移动,基本没有弯曲变形,仅肋6的下梁出现两头翘的弯曲变形,说明结

一种新型通用温控油封车的设计

王洲伟 于焕义

(空军第一航空学院军事技术教研室, 信阳 464000)

【摘要】介绍了一种新型通用温控油封车的设计方案,阐述了该油封车的组成、工作原理以及主要部分的设计说明。

关键词:油封车; 发动机; 增压; 温控

中图分类号: TH6 文献标识码: B

1 前言

在航空兵部队机务保障过程中,为防止发动机机件内部锈蚀,维护规程规定:“中断使用三个月以上的发动机返厂大修,或新发动机出厂前,都必须对燃油系统内部进行油封。”因此,油封设备是发动机使用维护中不可缺少的专用设备之一,是保证系统正常工作,确保飞行安全的重要地面设备。

目前,航空兵部队所使用的油封设备都是针对某一型号飞机发动机,通用性不强、使用不方便。尤其是对航空滑油进行脱水的手段落后,不能保证油液的清洁度。为了改善航空兵部队的油封设备,确保油封质量,满足部队现代化建设的需要和多机种保障设备的要求,我们研制出了新型通用温控油封车。

新型通用温控油封车适用于航空兵部队装备的国产歼七系列飞机、强五系列飞机、歼八系列飞机以及轰六、教八飞机在各种环境条件下的发动机燃油系统内部的油封。

* 来稿日期:2004-02-25

构变形设计合理。

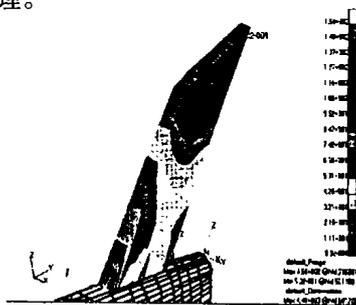


图7 尾翼应力云图

最大位移都出现在6号肋上梁上,单向最大位移值在负Z向,为67.9mm,空间合成最大位移值为84.8mm。垂直尾翼的根弦长达5m,最大的方向外载达90000N,最大位移不超过90mm,结果比较合理,说明建立的模型能够符合垂直尾翼变形的要求,也说明垂直尾翼的变形分析结果比较合理。

3.2 垂直尾翼整体应力

图7为应力计算云图。可以看出,应力梯度比较合理。少量的应力集中区在垂尾安定面外侧根部的表层附近,最大为148MPa。由图中及有限元法输出的数值结果可以很清楚地看到:应力在前梁与后梁处达到最大值,翼尖应力基本为零,这个

2 技术方案

2.1 组成

新型通用温控油封车主要由箱体、油封桶、增压部分、温度控制部分和橡胶软管等组成。

箱体是金属框架结构,内部装有油封桶、增压部分和温度控制部分,其结构示意图如图1所示。箱体下部安装有4个轮子,便于油封车在地面运动。油封车通过1根橡胶软管与发动机连接,其连接示意图如图2所示。

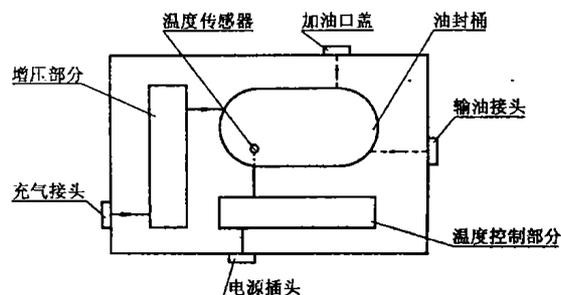


图1 新型通用温控油封车结构示意图

也正好符合实际的设计情况,即前后梁为主要承力构件,翼尖主要起镇流作用,受力很小,载荷从上向下传,最终到达机身。

由有限元计算结果,根据材料许用强度和规范[4]计算出:尾翼的安全裕度1.64,即计算最大工作应力为许用应力的0.61倍,偏于安全,符合实际测试结果。

4 结论

垂直尾翼加载之后没有出现超额的位移及较大区域的应力集中,最大应力位于前梁与后梁,符合设计要求。应力水平满足强度要求。有限元结构模型切实合理,在模拟过程中还充分考虑了影响结构设计的诸多细节因素,较真实的模拟了垂直尾翼的实际情况,有限元结构设计非常成功。

参考文献

- 1 王生楠. 飞行器结构力学[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
- 2 李同勇,尹晓春. 复杂非线性数值分析的研讨[J]. 沈阳:机械设计与制造,2003,NO. 6: 65~66.
- 3 E. F. Bruhn. Analysis and Design of Flight Vehicle Structures[M]. JA COBS Publishing, North Meridian, 1973.
- 4 航空工业部640所. MD-82飞机设计分析[M]. 北京:航空工业出版社,1990.