

文章编号 1009-0193(1999)06-0098-04

# 舱盖结构的 PATRAN/NASTRAN 有限元分析

孙 滢, 张春辉, 秦远珍

(贵航集团飞机设计所, 贵州 安顺, 44 信箱, 561000)

**摘 要:** 运用 PATRAN/NASTRAN 分析软件, 对飞机舱盖结构进行有限元分析, 得到舱盖的应力及其发生部位, 为舱盖的定寿、延寿作了准备。

**关键词:** PATRAN/NASTRAN; 飞机舱盖结构; 有限元分析

**中图分类号:** V 221.92; V 223.6 **文献标识码:** B

## 0 前 言

为确定飞机座舱盖的使用寿命, 需先计算出谱载下座舱盖的应力变化。因为某飞机是双座舱教练机, 前后舱盖为相对独立结构, 因此在本次计算中, 前、后舱盖分别进行有限元分析及计算。

前、后舱盖均为右侧返舱盖, 两侧分别由两把侧位锁与机身连接。舱盖外形基本上是以一个半径为  $R$  的圆弧以及长度为  $L$  的直线段组成的双曲弧状壳体, 前后各有一个铝合金加钢件作加强的弧件, 两侧是镁铝合金的特种型材, 整个骨架是铆接组合骨架, 玻璃与侧型材连接形式为软固定——用涤纶带连接。舱盖结构是厚 10mm 的有机玻璃, 沿机身对称轴线呈左右对称。

实际计算中, 由于舱盖的对称性, 将舱盖简化为半模计算, 给对称面及锁以约束, 舱盖模型在 PATRAN 中生成。根据飞机实际受载情况, 对舱盖结构施加气动载荷与增压载荷的合力以及非线性温度载荷, 侧型材及弧件上还受到气密带载荷。

本文最后给出了舱盖经 NASTRAN 有限元分析后, 由 PATRAN 得到的位移变形图及应力图。

## 1 舱盖的有限元计算模型

### 1.1 坐标的选取

建模时模型取 PATRAN 默认的坐标系, 即沿飞机航向为  $Z$  向, 指向左机翼为  $X$  向, 垂直向上为  $Y$  向, 如图 1。

前、后舱盖的坐标原点分别为 7B 框、11 框  $R$  部分的圆心处。

### 1.2 舱盖模型的建立

整个舱盖的模型是以座舱盖理论图上的数据为基础作的。具体方法如下:

(1) 玻璃沿舱盖曲面简化为板元, 前舱盖均为四边形板元, 后舱盖另有一块三角形板元, 所

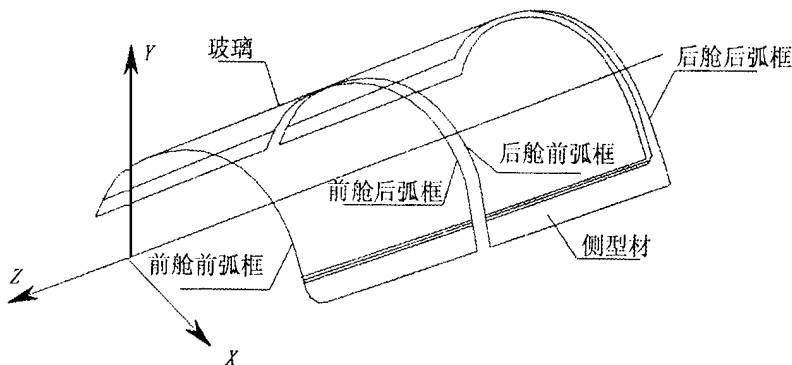


图1 航盖坐标系

有四边形板元经 PATRAN 验证, 细长比不超过 20, 并且所有板元边界都通过所撒的种子点。

(2) 前后弧框、侧型材以及锁简化为梁元。前后弧框由于靠近侧型材处结构较复杂, 因此用 PATRAN 提供的撒种子点的方法, 在前后弧框上, 从侧型材到对称面由密到疏撒种子点。侧型材、锁结构更加复杂, 为了使种子点分布得更加合理, 这里用到了 PATRAN 的硬点的概念, 在受力较大以及结构分界处加上硬点, 然后撒上种子点, 这样种子点就通过硬点, 分布在侧型材、锁的合理部位。种子点的作用是使划分的有限元网格通过这一点, 以便真实、合理地反映应力分布情况。

(3) 由于玻璃和侧型材之间有涤纶带连接, 是一个软连接, 为了真实体现这种连接关系, 因此在玻璃板元与侧型材梁元之间加了一层宽 15mm 的涤纶带板元。另外, 又因为涤纶带分别与玻璃的内外表面重叠了 40mm 的宽度, 如图 2, 所以沿着玻璃表面又加了两层宽 40mm 的涤纶带板元, 与玻璃板元完全重合。

舱盖模型的划分由 PATRAN 自动完成。舱盖模型如图 3。

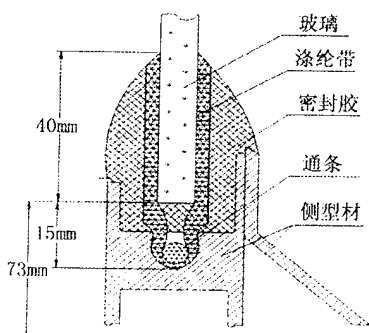


图2 侧型材截面示意图

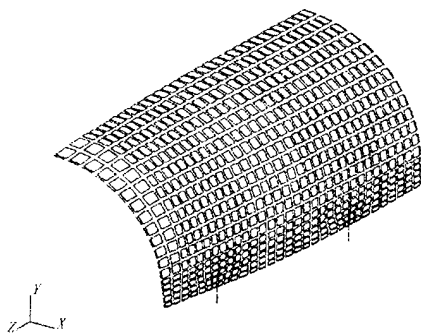


图3 舱盖有限元网格图

### 1.3 模型的约束

舱盖与机身以锁相连, 锁只能绕  $X$  轴转动, 因此对于锁, 给了  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  方向位移  $u$ 、 $v$ 、 $w$  以约束, 绕  $Y$ 、 $Z$  轴转角  $\theta_y$ 、 $\theta_z$  有约束, 在模型上具体体现为 1、2、3、5、6 约束。

由于舱盖对半模计算, 因此在对称面上应给予  $X$  方向位移  $u$ , 绕  $Y$ 、 $Z$  轴转角  $\theta_y$ 、 $\theta_z$  以约束, 在模型上表现为给予 1、5、6 约束, 见图 4。

## 1.4 元素载荷情况

**1.4.1** 所有玻璃板元均加以气动载荷与增压载荷的合力(以下简称合力)以及温度载荷,因为有一部分玻璃与涤纶带板元重合,在模型上此处有三层板元共用节点,为了加载的方便,这部分每层板元上加的合力均取为一层玻璃板元处所受合力的三分之一,温度载荷不变。温度载荷由温度场计算而得,沿玻璃厚度方向分为 10 层,每一层有不同的温度载荷,呈非线性分布。由于 PATRAN 无法形成非线性温度载荷文件,因此采取了在 PATRAN 形成的 \*.bdf 文件中手工加载。本次应力计算共选取了七种代表科目,每个代表科目取了 4~7 个天空点。

**1.4.2** 前后弧框、侧型材梁元均施加气密带载荷,平均温度载荷 = (最高温度 + 最低温度) / 2,同时,侧型材还沿长度方向施加折算后的气动载荷与增压载荷的合力,折算合力等于侧型材长度 × 合力值,侧型材长度为 73mm,见图 2,梁元所受载荷示意图见图 5,其中 ① 为气密带载荷,② 为折算后的气动载荷与增压载荷的合力。

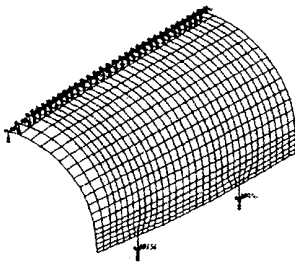


图 4 舱盖约束示意图

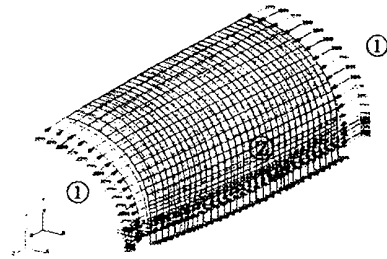


图 5 舱盖载荷示意图

## 2 有限元计算结果及分析

本次应力计算由 NASTRAN 完成,仅输出玻璃板元的位移及应力大小,所有的位移变形云图以及应力云图等后置处理由 PATRAN 完成。

### 2.1 玻璃板元受温度载荷的位移变化

由图 6 可知,在对称面附近位移达到了最大值,这是由于实际后舱盖结构仅在侧型材锁处有约束,在舱盖圆弧顶部处,即对称面附近位移离约束点最远。在此处达到位移最大值符合结构实际情况。而在锁附近区域 ABCD 处也达到了极大值,这是由于不仅玻璃板元加了温度载荷,而且侧型材、弧框等梁元也加了平均温度载荷,因此结构的最大位移在 A'B'C'D' 出现,可见温度载荷对结构的位移变形有一定的影响。

### 2.2 玻璃板元的应力结果及分析

从应力结果可知,内表面应力小于外表面应力,因此仅给出外表面的应力变化见图 7。最大应力发生在前舱玻璃中间部分。

有多种情况的应力都如图 7 所示,在玻璃的侧型材与前后弧框交界处出现了应力最大值,这是由于前后弧框与玻璃实际为涤纶带软连接,但涤纶带长度很小,实际建模时有一定的困难,因此此处没有模拟涤纶带软连接,在两个角落里出现了奇异点,即应力最大。在结构实际受力分析时去掉了这些点,以保证取点的真实性。

分析飞机多年以来的外场使用情况,座舱盖常出现故障的地方就是计算而得的应力最大

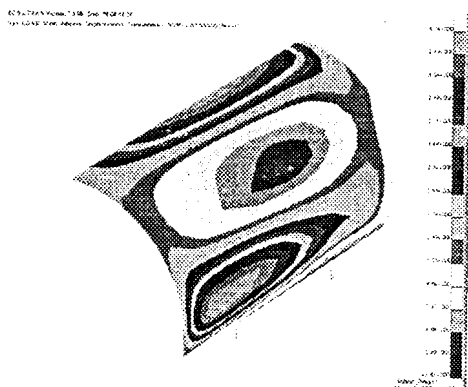


图 6 舱盖典型位移图

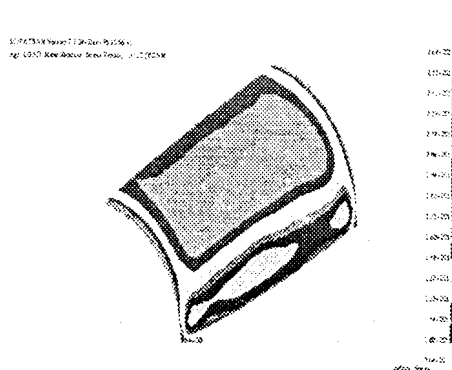


图7 舱盖最大应力云图

区域,这属于应力对疲劳寿命的影响。因此综上所述,可见用 PATRAN 建模,NASTRAN 进行有限元计算,是比较方便,节省时间,而且结果真实可信。

## 参考文献

- [1] 贵航集团飞机设计所. 座舱盖温度场计算[R]. 贵航集团飞机设计所. 1998
- [2] 贵航集团飞机设计所. 座舱盖载荷计算[R]. 贵航集团飞机设计所. 1997.
- [3] 贵航集团飞机设计所. 座舱盖强度分析计算[R]. 贵航集团飞机设计所. 1992

## Finite Element Analysis of Hatch in PATRAN/NASTRAN

SUN Ying, ZHANG Chun-hui, QIN Yuan-zhen

(Aircraft Design Institute, Guizhou Aviation Group, Anshun,  
Guizhou, China, 561000)

**Abstract:** This paper uses the analysis software (PATRAN/NASTRAN) to make finite element analysis of the hatch of airplane. The hatch stress is obtained and its position is located, so the hatch life can be determined and prolonged.

**Key words:** PA TRAN / NA STRAN; hatch of airplane; FEM

(本文责编: 王先桃)