

飞机结构三维温度场分析程序

杨志斌*, 成竹, 任青梅, 李喜明, 蒋军亮

(中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘要:介绍了“飞机结构三维温度场分析”程序。该程序具有完整的自动建模体系和云图曲线显示功能,通过试验测定了“热阻”参数,进而在程序中增加了热阻元以处理不同结构件的接触问题,考虑了空气动力加热载荷情形,经过许多工程算例,结果良好。

关键词:温度场;有限元;接触热阻

中图分类号:V215.4 **文献标识码:**A

1 飞机结构的特点

飞机结构温度场分析既有一般结构温度场分析的共性,又有其特性。其一是大量使用杆、梁、肋、蒙皮等组合结构,各结构件之间多采用铆接、螺接、胶接等连接型式。由于在连接面上存在不完全接触,因此严格来讲接触面上的传热是一个传导、对流、辐射并存的导热方式,接触面两端对应点上的温度可能截然不同,这是由于不同结构件的接触“热阻”造成的,若不考虑这种接触“热阻”的影响,用普通的连续体温度场分析方法进行飞机结构温度场分析,将会造成较大的误差。随之带来的是在进一步进行热应力分析时,将无法计及由于接触面两端的温差而产生的面内应力。

飞机结构温度场分析的另外一个特点是无法准确地将空气动力加热简化成标准的传热学边界条件。因为空气动力加热不仅是附面层本身的函数,还与结构外表面的特性(包括壁温)有关。例如对于高速飞行器,工程上常用热壁热流来描述空气动力加热量,热壁热流是壁焔的函数,壁焔又是壁面温度和压力的函数。热壁热流和温度很难建立起显式的代数关系,因此空气动力加热和结构温度场分析是相互影响的,必需进行耦合计算。

2 程序特点

该程序具有完整的自动建模体系^[1],同时考虑了热阻元和空气动力加热边界在自动建模中的实现。在后置处理方面,具有云图显示、时间历程曲线显示和等温线显示等功能。在材料性质方面,考虑

了稳态、瞬态情况下材料的热物理特性,同时在试验的基础上建立热阻参数库,以方便用户的使用,材料特性有以下几种^[2]:

- 常各向同性传导率和常比热
- 常正交各向异性传导率和常比热
- 与温度相关的各向同性传导率和常比热
- 常各向同性传导率和与温度相关的比热
- 常正交各向异性传导率和与温度相关的比热
- 与温度相关的各向同性传导率和与温度相关的比热
- 常对流系数
- 对流系数随温度变化
- 常放射率
- 放射率随温度变化
- 常热阻系数
- 热阻系数随温度变化

3 飞机结构温度场分析理论

3.1 基本概念^[3]

传导:相互接触而温度不同的物体或物体中温度不同的各部分之间,当不存在宏观的相对位移时,由微观离子的移动、转动和振动等热运动引起的热传递现象。不透明匀质固体的导热遵循傅立叶定律:

$$q = -K \frac{\partial T}{\partial n} \cdot n \quad (1)$$

式中 q 为热流密度; $\frac{\partial T}{\partial n}$ 为温度梯度; K 为导热系数。

对流:流体中温度不同的各部分之间,由于相对的宏观运动而把热量从一处带到另一处的现象

称为对流。工程上常把具有相对位移的流体与所接触的固体壁面之间的热传递过程称为对流换热。对流换热过程的热交换遵循牛顿冷却公式:

$$q = h(T_f - T_s) \cdot n \quad (2)$$

式中 q 为热流密度, q 的方向与固体表面垂直, 以流向固体为正; h 为对流换热系数; T_f 为流体的平均温度; T_s 为固体的平均温度。

辐射: 物体中带电离子振动或激励时辐射出电磁波向空间的传播过程称为热辐射。任意两物体之间辐射热流密度为

$$q = K_r(T_1 - T_2)$$

$$K_r = f\epsilon\sigma_0(T_1 + T_2)(T_1^2 + T_2^2) \quad (3)$$

式中 K_r 为辐射换热系数; T_1, T_2 为两物体表面温度; σ_0 为斯蒂芬-波尔兹曼常数; ϵ 为黑度系数; f 为面积。

接触热阻: 名义上相接的两物体表面不是绝对光滑平整的, 接触面间存在间隙, 通过接触面的实际传热方式为间隙中的传导、对流和辐射三种方式的综合作用。

接触热阻的定义式为

$$q = \frac{T_1 - T_2}{R} \quad (4)$$

式中 q 为通过接触面的热流密度; R 为接触热阻; T_1, T_2 为两接触面的温度。

3.2 离散结构温度场控制方程及边界条件

温度场控制方程的建立是根据傅立叶热传导定律, 并且以如下的能量守恒原理为依据的: 在任意一段时间内, 物体内的任一微元体所积蓄的热量(即微元体温度升高所需的热量), 等于传入该微元体的热量和该微元体内部热源提供的热量之和。

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(K_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(K_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(K_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) = -q_B \quad (5)$$

式中 K_x, K_y, K_z 分别为 X, Y, Z 三个方向的导热系数, 其中包含有接触热阻的影响因素——接触热导系数 $1/R$ 。

稳态时: q_B 表示单位体积热生成

$$q_B = \tilde{q}_B$$

瞬态时: q_B 表示包括比热影响在内的单位体

积热生成。

$$q_B = \tilde{q}_B - c(\partial T / \partial t)$$

对流边界条件

$$K_n \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{s_c} = h(T_f - T_s)$$

辐射边界条件

$$K_n \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{s_r} = K_r(T_r - T_s)$$

热流输入边界条件

$$K_n \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{s_2} = q_{s_2}$$

给定温度边界

$$T = \varphi(x, y, z)$$

初始条件

$$T|_{t=0} = T(x, y, z)$$

3.4 飞机结构温度场有限元方程

用伽辽金法建立的瞬态温度场有限元方程为

$$\sum_{e=1}^n C \dot{T}^e + (K_K + K_C + \bar{K}_R + K_r) T^e = \sum_{e=1}^n [Q_S + Q_B + K_C T_f + K_r T_r] \quad (6)$$

其中

$$\bar{K}_R = \begin{bmatrix} K_R & -K_R \\ -K_R & K_R \end{bmatrix}$$

热容矩阵

$$C = \int_V c N^T N dv$$

传导矩阵

$$K_K = \int_V B^T K B dv$$

对流矩阵

$$K_C = \int_{s_c} h N^T N ds$$

辐射矩阵

$$K_r = \int_{s_r} k N^T N ds$$

热阻矩阵

$$K_R = \iint_F \frac{1}{R} N^T N dF$$

热流输入产生的节点热流矢量

$$Q_s = \int_{s_2} N^T q_{s_2} ds$$

内部热流产生的节点热流矢量

$$Q_B = \int_V N^T \bar{q}_B dv$$

4 算 例

算例 1 计算某机身 X 框结构在气动加热条件下的温度分布。

图 1 给出了飞机的飞行状态,图 2 给出了 X 框结构简图。

模型建立:根据已知条件,X 框结构的计算模型简化为平面单元形式,接触热阻是通过一阶线接触热阻元来简化的。

初始条件:结构初始温度取为 $T_0 = 25^\circ\text{C}$ 。

边界条件:外缘为对流换热及辐射换热;内部为对流换热、发动机辐射换热及内部结构之间的导热换热。

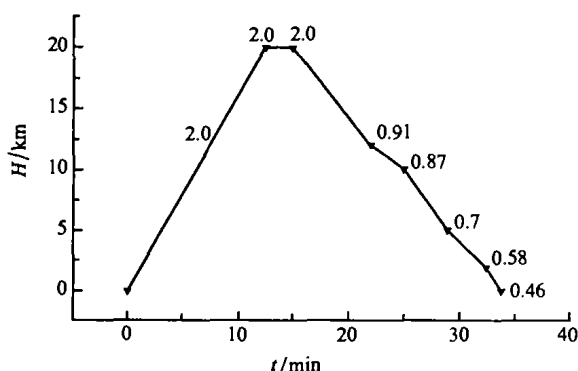


图 1 某飞机飞行状态图

Fig. 1 Certain airplane's flight state

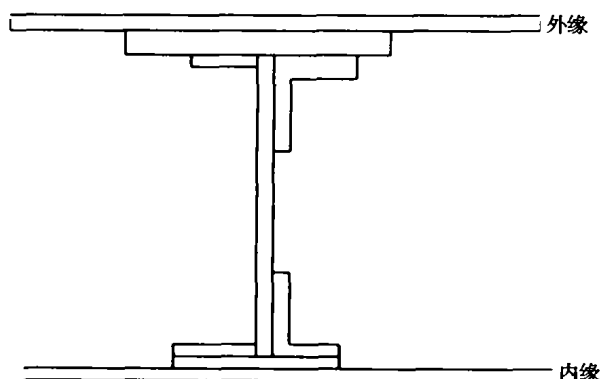


图 2 X 框计算模型

Fig. 2 X frame structure sketch

热载荷情况:飞行过程中对流换热系数 h 随时间变化。

结果分析:把我们的计算结果与前苏联软件包计算结果进行了比较。由图 3 可以看出,计算结果与苏联软件包计算结果非常接近。

算例 2 某空气舵三维瞬态温度场分析

某空气舵由复合材料外壳和钛合金内芯粘接而成,空气舵外表面承受空气动力加热。

模型简化:由于空气舵外表面承受空气动力加热,沿外壳的厚度方向温度梯度很大,为保证计算精度,沿外壳厚度方向取 5 层节点,壳体部分全部简化为三维传导单元;内芯的前缘因承受前面及上、下表面三个方向的加热,也选用了三维传导单元,内芯的其余部分用四点壳元来简化;在外壳和内芯的所有接触面上均选用了面接触热阻单元,热阻系数选自“热阻参数库”^[4]。

初始条件:空气舵初始温度取为 25°C 。

边界条件:空气舵外表面上选取了辐射单元,所有内表面都取做绝热面。

热载荷情况:热载荷为气动加热,在整个求解

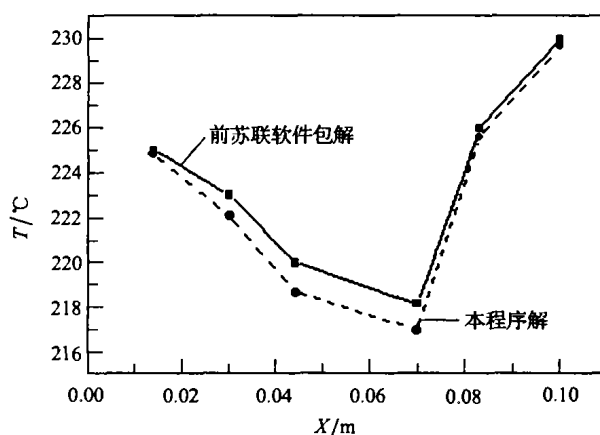


图 3 X 框内缘解与苏联软件包解的比较

Fig. 3 The compare of inner brim solution and soviet package solution about certain airplane's X frame

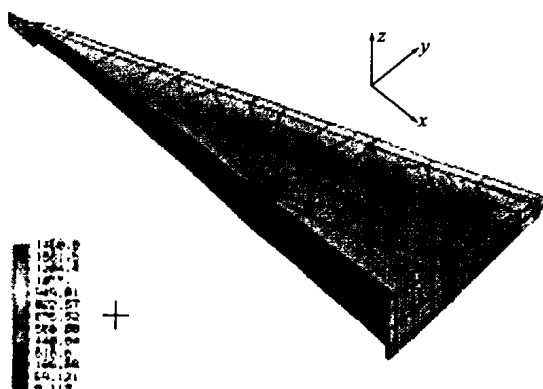


图 4 空气舵某时间步云图

Fig. 4 The nephogram of air helm at certain time step

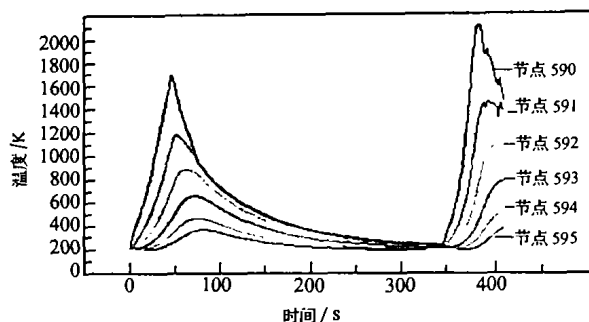


图5 沿空气舵厚度方向的时间历程曲线

Fig. 5 The time course curve along air helm thickness aspect

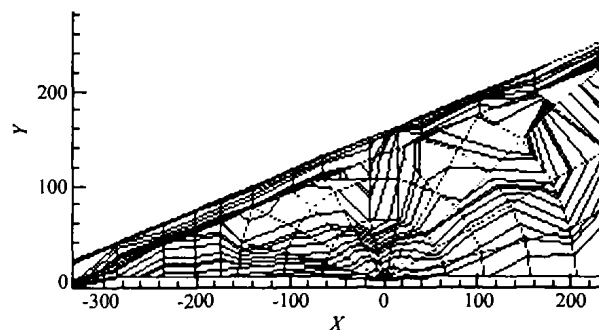


图6 空气舵表面某一时刻的等温线图

Fig. 6 The isotherm of air helm surface at certain time

时间内壳体外表面承受随时间及温度变化的表面热流输入。

计算结果:图4给出了空气舵某时间步云图,图5为沿空气舵厚度方向某时刻温度曲线,图6为空气舵表面某时刻等温线图。

结果分析:沿厚度方向从外表面向芯体温度逐渐降低;外壳温度随时间呈双峰型分布,这种分布与外表面承受的空气动力加热相一致;表面等温线图表明空气舵前沿温度最高,离前沿越远温度越低。

参考文献(References):

[1] 杨志斌,成 竹. 飞机结构三维温度场分析前后置处理系统[J]. 结构强度研究 2002,3:24-30. (Yang Zhibin, Cheng Zhu. Pre/post position system for aircraft structure three-dimensional temperature field analysis[J]. *Structure Strength Research*, 2002, 3: 24-30. (in Chinese))

- [2] 杨志斌,成 竹,任青梅. 飞机结构三维温度场分析使用手册[R]. 中国飞机强度研究所报告, 623S-9804-20. 1998. (Yang Zhibin, Cheng Zhu, Ren Qingmei. Service manual for aircraft structure three-dimensional temperature field analysis[R]. Report of China Aircraft Structure Research Institute, 623S-9804-20, 1998. (in Chinese))
- [3] 成 竹,等. 飞机结构三维温度场分析理论手册[R]. 中国飞机强度研究所报告. 623S-9804-18. 1998. (Cheng Zhu ect. Theoretical handbook of aircraft structure three-dimensional temperature field analysis[R]. Report of China Aircraft Structure Research Institute, 623S-9804-18, 1998. (in Chinese))
- [4] 任青梅. 航空结构热传导特性参数库[R]. 中国飞机强度研究所报告, 623S-9504-13. 1995. (Ren Qingmei. Aerostructure thermal conduction performance parameter database [R]. Report of China Aircraft Structure Research Institute, 623S-9504-13, 1995. (in Chinese))

Three-dimensional temperature field analysis in aircraft structure

Yang Zhibin*, Cheng Zhu, Ren Qingmei, Li Ximing, Jiang Junliang

(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: The program analysing aircraft structure three-dimensional temperature field is introduced in this paper. The program has an integrated automatic system to make patterns. And the displaying function is made by cloud chart. The coefficient of thermal resistance is defined, and the contact question of different structure pieces displaced by thermal resistance element is added in the program. Through studying heated load situation of air power. The calculation results show fine in many engineering calculations.

Key words: temperature field; finite element; thermal contact resistance