

文章编号：1673-4599(2012)03-0012-03

有限元技术在飞机结构热传导分析中的应用

郭健, 王健志, 隋福成, 吴德锋

(沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要：以某型飞机机翼结构的热传导分析为例，阐述了有限元技术在飞机结构热传导分析中的应用，试验结果与有限元分析的预期结果吻合，表明了用有限元方法进行飞机结构热传导分析的有效性和准确性。

关键词：有限元；热传导；飞机结构

中图分类号：V215.4 文献标识码：A

The Application of FEM in Aircraft Structure Heat Transfer

GUO Jian, WANG Jian-zhi, SUI Fu-cheng, WU De-feng

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: This paper taking certain aircraft wing structures of the heat transfer for example, expounds the aircraft structures finite element technique in the application of heat transfer analysis. Test results and finite element expected results, With finite element method indicates the aircraft structure the effectiveness and accuracy of the heat transfer analysis.

Key words: finite element; heat transfer; aircraft structure

多数现代军用战斗机飞行马赫数都接近或超过2倍声速，高飞行马赫数下的飞行器表面在气动加热作用下，通过热传导使得机体内部结构温度逐步升高，机体舱内高温除了影响结构强度外，还将对安装在这些结构上的电子设备及其附件（如电缆、连接器等）性能产生影响，热强度是飞机设计阶段必须要考虑的一个问题，对结构进行热传导分析是热强度设计的重要内容。本文主要是采用有限元方法对某型飞机机翼结构进行了热传导分析，有限元分析的预期结果与试验结果的吻合，表明了用有限元方法对飞机结构进行热传导分析的有效性和准确性。

某型飞机机翼结构内部安装有武器系统电缆及其连接器，在设计阶段需要根据飞机总体战术性能指标计算出安装这些电缆的机翼舱内可能达

到的最高温度，为材料部门确定电缆的耐高温指标提供参考。

在飞机设计领域中进行温度计算的方法主要有：有限差分法和有限元法，其中有限差分法又可分为元体平衡法和阻容网络法，在使用有限差分法进行结构温度计算时，通常需要针对特定的结构形式开发相应的标准温度计算程序，计算准备数据复杂，计算效率较低，并且一般只能进行简单规则结构的温度计算，对于复杂结构往往很难适用。有限元法作为目前工程上最常用的计算方法之一，用于飞机结构温度计算，具有很强的实用性和通用性，在飞机设计领域普遍使用的商业有限元软件均具有强大的温度计算功能，本文主要阐述了用有限元法对飞机结构进行热传导分析。

1 基本原理

有限元热分析的一般方程为^[1]：

$$(1)$$

式中： $\{u\}$ 为节点的温度变量； $\{\dot{u}\}$ 为温度矢量梯度； $\{P\}$ 为外加热流矢量； $\{N\}$ 为与温度有关的非线性热流矢量； $\{k\}$ 为热导率； $\{B\}$ 为热容系统矩阵。

对于线性稳态热分析，式(1)退化为：

$$(2)$$

对于非线性稳态温度分析，其计算方程可表示为：

$$(3)$$

对于非线性瞬态热传导分析，式(1)改写为：

$$\frac{du}{dt} + [k(u)]u = T + [R]u + [P(t)] \quad (4)$$

式中： $[k(u)]$ 为随温度变化的热导率系数矩阵； $[R]$ 为辐射矩阵； $\{P(t)\}$ 为随时间变化的热载； $\{N(u)\}$ 为随温度变化的热载； T_a 为绝对温标，K。

2 有限元模型

选取典型机翼剖面在MSC.PATRAN中建立热传导分析细节有限元模型，有限元单元采用2D壳元(SHELL)模拟，机翼结构的材料为铝合金，材料的热力学参数见图1。

| Property Name | Value |
|------------------------|-----------|
| Thermal Conductivity = | 121 |
| Specific Heat = | 9.21E+008 |
| Density = | 2.7E-009 |

图1 铝合金的热力学参数

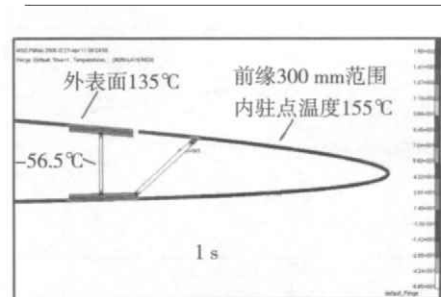
针对某型飞机的飞行条件及机翼结构，根据总体部门提供的经验数据，在有限元分析模型中，边界条件假设如下：机翼前缘300 mm范围内驻点温度155℃，其余前缘及大梁附近的表面温度按驻点后温度计算经验公式设定为135℃，结构初始温度按标准大气下的巡航状态确定为-56.5℃。有限元模型见图2。



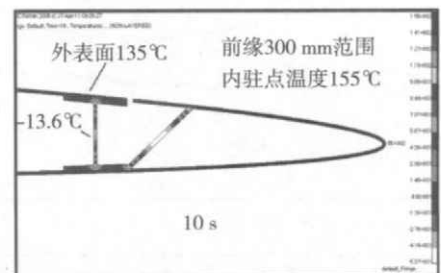
图2 热传导分析有限元模型

3 有限元分析结果

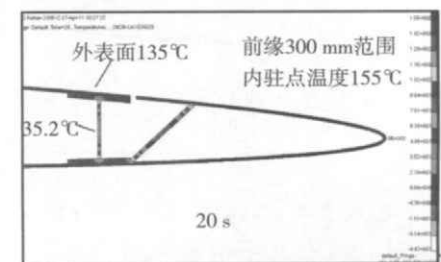
采用MSC.NASTRAN/Thermal进行瞬态热传导分析，分析结果表明：在设定飞行状态下，飞行约64 s后，机翼内部大梁附近舱内的温度达到121℃，最迟在约128 s(约2 min)舱内温度达到130℃，在约288 s(约5 min)时机体内部与机翼外表面达到热平衡，见图3。



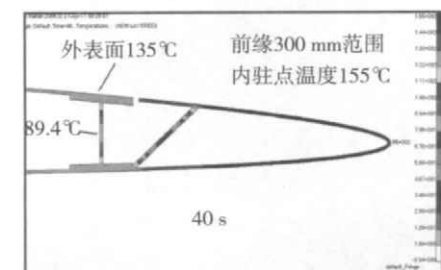
(a) 1 s时刻



(b) 10 s时刻



(c) 20 s时刻



(d) 40 s时刻

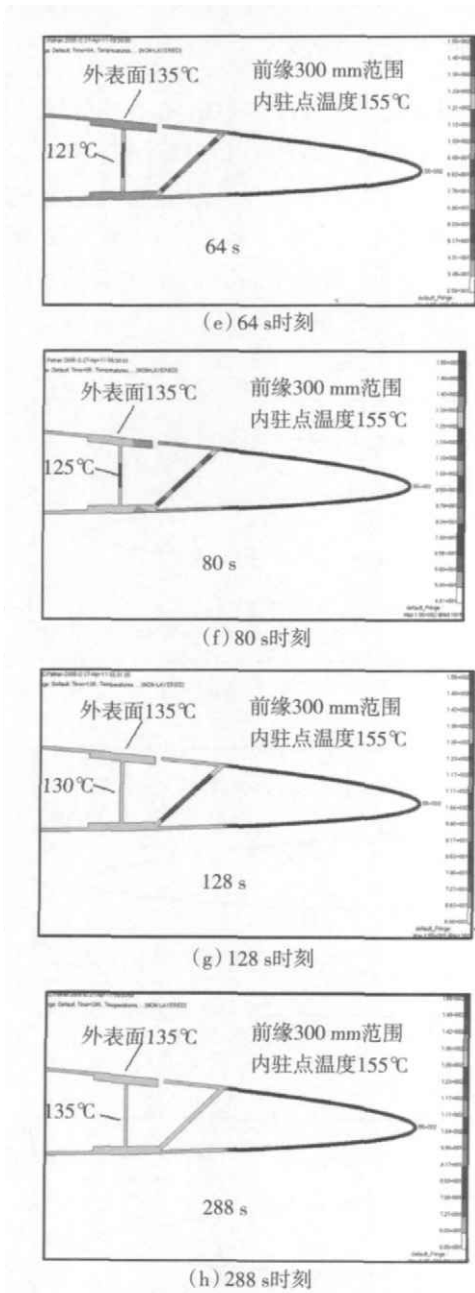


图3 机翼前缘的典型热传导过程

通过有限元热传导分析可以给出结论：按设计状态飞行的5 min内，机翼前梁附近舱内温度能够达到与外表面平衡，即可能达到135℃。热传导时间-温度曲线见图4。

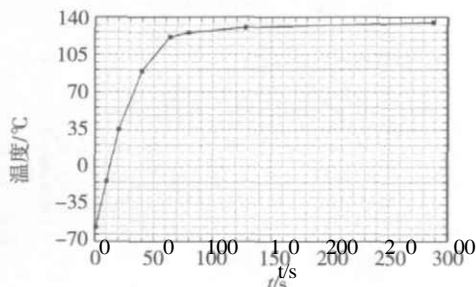


图4 机翼前缘内部升温曲线

4 试验结果

某型飞机试飞得到的外翼翼面实测温度场分布见图5，本文有限元分析的典型区域在图中的标号为24，在按设计状态飞行2 min后该部位的实测温度为132℃。

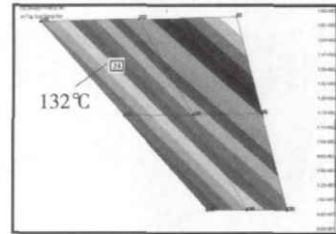


图5 某型飞机机翼实测温度场分布

5 结论

按设计状态飞行2 min后，试飞实测的翼面关键部位的结构温度为132℃，在相应时刻（第128 s）有限元分析预期的舱内结构温度为130℃，见图6。

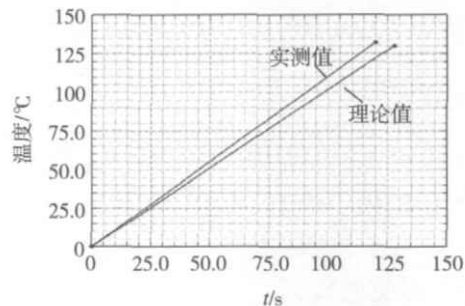


图6 理论与实测结果对比

有限元预期结果与试验结果，无论从热传导时间或是热平衡时的温度值均相当吻合，表明了用有限元法进行飞机结构热传导分析是有效和可行的，得到的结论是准确和可信的，特别对于飞机设计阶段的热强度分析具有重要意义。

参考文献

[1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 第9分册载荷、强度和刚度[M]. 北京：航空工业出版社，2001.

作者简介

- 郭健（1970—），男，高级工程师，主要从事航空装备监造工作。
- 王健志（1983—），男，助理工程师，主要从事飞机结构强度工作。
- 隋福成（1968—），男，博士、研究员，主要研究方向为飞机结构强度。
- 吴德锋（1976—），男，高级工程师，主要研究方向为飞机结构强度。