

# 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析

夏新林, 艾青, 任德鹏

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:**飞机蒙皮温度场是形成飞机红外图像的基本因素, 掌握其瞬态分布特性与控制机制对于飞机相关的红外技术有重要帮助. 通过分析控制蒙皮温度场的传热过程, 建立了包括飞机内部换热、蒙皮外气动对流与辐射换热的瞬态耦合传热数理模型. 引入壁面热流函数, 将蒙皮外部热环境与飞机内部换热进行解耦计算, 采用热网络法与蒙特卡罗法进行飞机内部传热分析, 利用 FLUENT 软件进行蒙皮外气动对流换热模拟, 建立了飞机蒙皮瞬态温度场的数值方法. 通过模拟计算, 获得了不同飞行状况下飞机蒙皮的瞬态温度场, 分析了相关因素的影响.

**关键词:**飞机蒙皮; 红外辐射; 温度场; 数值模拟

**中图分类号:** O435; TK124 **文献标识码:** A

## ANALYSIS ON THE TRANSIENT TEMPERATURE-FIELDS FOR INFRARED RADIATION OF AIRCRAFT SKIN

XIA Xin-Lin, AI Qing, REN De-Peng

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The aircraft skin temperature is a basic factor determining the infrared image of aircraft, so the knowledge on the transient temperature is important. By analyzing the heat transfer mechanism governing the skin temperature, the physical and mathematical models for the transient coupled heat transfer were put forward, in which the effects of internal heat transfer in an aircraft cabin and the aerodynamic convection and radiative heat transfer outside the skin were included. A wall heat flux function was introduced to separate the numerical prediction of internal heat transfer in aircraft from that of thermal effects outside the skin. The thermal network method combined with the Monte Carlo method was used to analyze the internal heat transfer and the FLUENT code was employed to simulate the aerodynamic convection outside skin. By numerical simulation, the transient temperature fields of an aircraft skin under various flight statuses were obtained and discussed.

**Key words:** aircraft skin; infrared radiation; temperature field; numerical simulation

### 引言

目前, 红外制导弹多采用 8 ~ 14  $\mu\text{m}$  波段的红外成像制导, 飞机飞行时的蒙皮热辐射能量主要集中在这个波段. 随着红外探测器性能的提高, 对温度的分辨率已达到 0.2K, 能够识别机型. 因此, 认识飞机蒙皮的瞬态温度场特性与形成机制, 对飞机红外特性相关技术的发展有重要意义. 近年来, 一些研究者对飞机红外特性从不同方面进行了研究. 北约组织开发了空中目标红外辐射模型 NIRATAM 软件<sup>[1]</sup>; 徐南荣等分析了飞行器 3 种不同的红外辐射源特性<sup>[2]</sup>; 张靖周等对直升机红外抑制器进行了研

究<sup>[3,4]</sup>. 张海兴<sup>[5]</sup>、翟泉慧<sup>[6]</sup>等分别对飞机红外特性进行了计算. 但已往对飞机红外特性的计算, 多将驻点温度或恢复温度作为蒙皮的温度, 对飞机蒙皮内外热环境的耦合作用缺乏深入了解. 这是由于飞机是一个庞大而复杂的系统, 蒙皮外部与内部都存在复杂的多模式传热, 蒙皮热特性受到多物理场的多层次耦合机制控制; 而现阶段的计算手段尚不能实现这种复杂耦合过程的直接耦合求解.

本文在分析形成蒙皮温度场的瞬态耦合传热过程基础上, 通过引入壁面热流函数, 将飞机蒙皮内外热环境的耦合作用进行解耦处理, 建立了蒙皮瞬态温度场的热分析模型. 采用热网络法结合蒙特卡罗

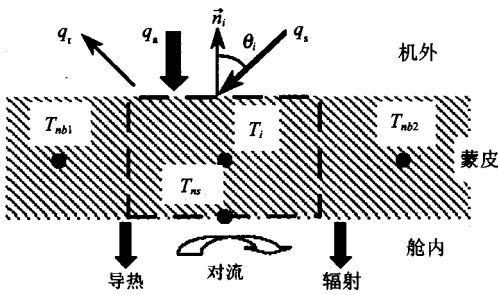


图1 蒙皮节点的耦合换热模型  
Fig.1 Schematic diagram of coupled heat transfer model of a skin node

法计算内部耦合换热,利用 FLUENT 软件模拟蒙皮外气动对流换热,形成了一种分析蒙皮瞬态温度场的数值方法,进行了具体计算分析.

### 1 物理模型与控制方程

飞行状态下,飞机蒙皮温度场同时受到蒙皮外部热环境与舱内传热的耦合作用.如图1所示,蒙皮外部环境热作用包括气动对流换热、太阳辐照、地面辐射及蒙皮自身辐射;飞机舱内气流与物体通过对流、导热与辐射对蒙皮产生耦合热影响.蒙皮内部的导热微分方程为:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \lambda \nabla^2 T \quad (1)$$

式中, $\rho$ 、 $c$ 、 $\lambda$  分别是材料的密度、比热与导热系数.该方程在蒙皮内、外表面的边界条件分别为:

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{wi} = h(T_f - T_{ns}) + q_{wi}^c + q_{wi}^r \quad (2)$$

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{wo} = q_a + q_{wo}^r \quad (3)$$

式中, $h$ 、 $T_f$  分别是对流换热系数与舱内气流温度; $T_{ns}$ 是蒙皮内表面温度; $q_{wi}^c$ 、 $q_{wi}^r$ 分别是舱内物体对蒙皮的导热与辐射热流密度; $q_a$ 、 $q_{wo}^r$ 分别是蒙皮外表面的气动对流与辐射加热热流密度.

蒙皮外表面的气动对流加热热流密为:

$$q_a = \lambda_a \frac{\partial T_a}{\partial n} \Big|_{wo} \quad (4)$$

式中, $\lambda_a$ 是蒙皮外表面的导热系数; $T_a$ 是蒙皮外高速流动的可压缩、粘性气流的非稳态湍流对流换热温度场.该气动对流换热的守恒方程通用形式为:

$$\frac{\partial(\rho_a \phi)}{\partial \tau} + \text{div}(\rho_a v \phi) = \text{div}(\Gamma \text{grad} \phi) + s \quad (5)$$

式中, $\rho_a$ 、 $v$  分别是气流密度与速度, $\phi$  是通用变量, $\Gamma$ 、 $s$  分别是广义扩散系数与广义源项.

蒙皮外表面的辐射加热热流密度为:

$$q_{wo}^r = \alpha_s(\delta q_s \cos \theta_i + q_s^r) + \varepsilon(X_{i,e} E_e + q_{in} - \sigma T_{wo}^4) \quad (6)$$

式中, $\alpha_s$ 、 $\varepsilon$  分别是蒙皮外表面的太阳吸收率与红外发射率; $q_s$ 是太阳辐照能流密度; $\theta_i$ 是外表面法向与太阳光线夹角; $\delta$ 是表面当地的朝向标识,可见太阳时, $\delta = 1$ ,否则 $\delta = 0$ ; $q_s^r$ 是经蒙皮其它部位反射到该处的太阳光能流密度; $X_{i,e}$ 是表面对地球的角度系数; $E_e$ 是地球红外辐射力; $q_{in}$ 是蒙皮其它部位红外辐射传递到该处的能流密度; $\sigma$ 是 Stefan-Boltzmann 常数; $T_{wo}$ 是蒙皮表面当地温度.

### 2 数值求解

采用图1所示的离散方式,将蒙皮沿厚度方向划分为体单元  $V_i$  与面单元  $A_{ns}$ ,则式(1)~(3)可转化为如下关于  $T_i$ 、 $T_{ns}$  的热网络方程:

$$\rho c V_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_k D_{i,k}(T_k - T_i) + A_i(q_a + q_{wo}^r) \quad (7)$$

$$D_{ns,i}(T_i - T_{ns}) + \sum_l D_{ns,l}(T_l - T_{ns}) + hA_{ns}(T_f - T_{ns}) + \sum_j RD_{ns,j}\varepsilon_{ns}A_{ns}(T_j^4 - T_{ns}^4) = 0 \quad (8)$$

式中, $T_i$ 、 $T_{ns}$  分别是蒙皮体单元  $V_i$  与面单元  $A_{ns}$  的温度; $A_i$ 是  $V_i$  的外表面面积; $T_k$ 是与  $V_i$  相邻的蒙皮单元温度; $T_l$ 是与  $A_{ns}$  接触的舱内物体单元温度; $T_j$ 是与  $A_{ns}$  发生辐射换热的舱内表面单元  $A_j$  的温度; $D_{i,k}$ 、 $D_{ns,i}$ 、 $D_{ns,l}$  分别是相应单元间的导热网络系数; $RD_{ns,j}$ 是  $A_{ns}$  对  $A_j$  的辐射传递系数; $\varepsilon_{ns}$ 是  $A_{ns}$  的表面发射率.

在蒙皮外表面温度足够大的值域内,数值求解气动对流换热守恒方程(5),并由式(4)得到相应的气动对流热流的大量数值结果,分析构造  $q_a$  的热流函数形式.蒙皮某处的  $q_a$  是气流物性、飞机外形、飞行速度、蒙皮当地坐标与温度的函数.对于给定的机型,在确定的飞行高度与飞行速度下,有:

$$q_a = f(x, T_{wo}) \quad (9)$$

采用幂函数多项式,利用最小二乘法整理给出该壁面热流函数的系数与指数,详见文[7].

通过引入上述壁面热流函数,实现了蒙皮外气动对流换热模拟与蒙皮温度计算的解耦.根据离散方式,令壁面热流函数式(6)、(9)两式中的  $T_{wo}$  与蒙皮体元温度  $T_i$  相等,将外部气动对流与辐射换热作用转化为蒙皮体元节点热网络方程中的源项.

舱内物体、气流与蒙皮的传热作用直接与蒙皮内导热耦合,构成蒙皮内表面单元的热网络方程(8),(7)、(8)两式耦合迭代求解.

采用蒙特卡罗法计算式(8)中的辐射传递系数  $RD_{ns,j}$ 及式(6)中的  $q_s^r$ 、 $q_{in}$  与  $X_{i,e}$ .采用 FLUENT 软件

模拟蒙皮外气动对流换热;对亚音速流、超音速流,分别采用 RNG  $k-\epsilon$  与 S-A 湍流模型.

### 3 计算结果及讨论

计算中,外流场模拟采用简化的二维几何模型,蒙皮的温度场采用三维模型.其中,机身轴向布置 420 个节点,周向布置 80 个节点;主翼节点纵向布置了 150 个节点,横向布置了 5 个节点.

研究中,首先分析了初始温度的影响.以  $H = 11.0\text{km}$ 、 $Ma = 1.6$  的稳态飞行工况为例,模拟了  $T_0 = 260\text{K}$ 、 $290\text{K}$ 、 $310\text{K}$  三种初始温度下的蒙皮温度瞬态变化.结果表明,初始温度对舱内气流及物体温度的影响持续时间较长,但由于蒙皮与外环境直接作用、热容量小,初始温度的影响衰减很快,如图 2 所示,对一般飞行过程而言,可不考虑.

太阳辐照是飞机外部热环境的一个重要因素.与无太阳辐照情况相比,在  $H = 11.0\text{km}$ 、 $Ma = 1.6$  的稳态飞行中, $900\text{W}/\text{m}^2$  的太阳辐照可引起上蒙皮温度升高  $4\text{K}$ ,而对下部蒙皮温度影响小于  $0.5\text{K}$ (不计地球反照),如图 2 所示.

对表 1 所示的一个完整飞行过程,数值模拟获得了某飞机蒙皮的瞬态温度分布.图 3(a)~图 3(b)是飞机 3 个不同部位的蒙皮节点的瞬态温度分布.图 4 给出了高空超音速巡航阶段( $\tau = 450\text{s}$ )与超音速爬升阶段( $\tau = 950\text{s}$ )飞机的蒙皮温度图像.

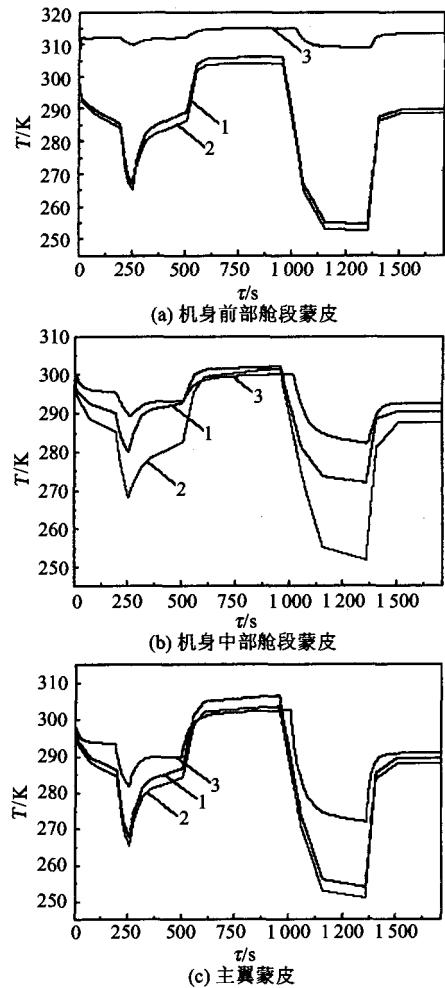


图 3 飞机典型部位蒙皮节点的瞬态温度分布  
曲线:a-上部蒙皮节点;b-下部蒙皮节点;c-舱内气流  
Fig.3 Transient temperatures of typical part skins of an aircraft.  
Curves: a- upside skin;b- downside skin;c- air in carbin

对比图 3(a)~3(b)中的温度变化曲线,容易看出,在飞行过程中,飞机各部位蒙皮的温度随飞行高度和速度的变化都发生比较剧烈的非单调变化,最大变化幅度可达  $50\text{K}$ ,这说明外部热环境是控制蒙皮温度的主要因素.各部位蒙皮温度都在高空超音速巡航与爬升阶段的后期最高,而在高空低速下滑一段时间后温度最低,说明蒙皮及舱内环境热惯性对蒙皮温度的变化也有重要影响.

图 3(a)所示的飞机前部某舱段有发热功率较大的设备,并通入了环控气流.因此,在整个飞行过程中,舱内气流温度都高于蒙皮温度;舱内换热使上下蒙皮的温差很小,但对蒙皮温度随飞行状态的变化影响较小.图 3(b)所示的飞机中部舱段,其内部气流换热作用较小,特别是上部蒙皮与舱内热容量很大的物体接触,使上部蒙皮受外部热环境的影响

表 1 飞行中各阶段的主要参数

Table 1 The main parameters of every stage in a flight

飞行阶段	飞行状态	马赫数	飞行高度
0~191s	爬升	0.8	0~9.0km
191~257s	爬升	0.98	9.0~11.0km
257~502s	巡航	1.3	11.0km
502~1012s	爬升	1.5	11.0~14.1km
1012~1712s	下滑	0.5	14.1~0km

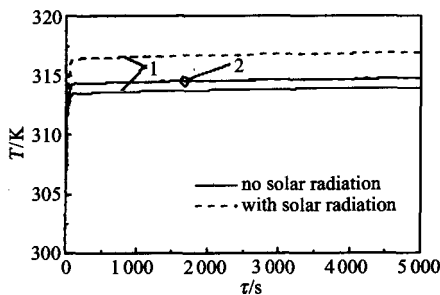


图 2 太阳辐照对飞机蒙皮温度的影响  
曲线 1:上部蒙皮节点;2:下部蒙皮节点  
Fig.2 Effects of solar irradiation on skin temperature  
Curves: 1- upside skin; 2- downside skin

作用减小,导致其温度随飞行状态改变的变化幅度大大降低,最大不超过30K;相应地,上、下蒙皮的温差增大,最大达20K。在亚音速飞行时,蒙皮温度都低于舱内气流温度;在高空超音速巡航与爬升阶段,气动加热使蒙皮温度升高而超过舱内气流温度,太阳辐照加热加剧了其温升效应。图3(c)所示的飞机主翼部分蒙皮的温度变化特性大致介于前两个部位蒙皮的温度特性之间。

由于不同飞行状态下,飞机各部位的外部热环境与舱内换热变化的不一致性,特别是内部各舱段换热不同,造成飞机各部位蒙皮的温度差别也随飞行状态发生变化。在亚音速爬升阶段,3个部位的上蒙皮温度最大相差12K;在高空超音速飞行阶段的最大温差小于5K;而在高空低速下滑阶段,最大温差接近20K。从图4(a)、图4(b)可直观看出,不同时刻的飞机蒙皮的温度图像存在较大差别。

#### 4 结论

本文在建立控制蒙皮温度场的瞬态耦合传热模型基础上,引入壁面热流函数将飞机蒙皮内外热环境进行解耦求解,采用热网络法、蒙特卡罗法结合FLUENT软件对某飞机蒙皮瞬态温度场进行了数值

模拟。由结果分析,初步得出以下结论:

(1) 飞机蒙皮温度场受外部气动和辐射热环境与舱内多模式传热的耦合作用控制;其中,外部气动换热起主要作用,但舱内换热、热容量及太阳辐照的影响也很重要。

(2) 飞机各部位蒙皮的温度随飞行高度和速度的变化都发生剧烈变化,最大幅度达50K;同时,各部位蒙皮的温度差别也随飞行状态发生变化,在高空超音速飞行后的低速下滑阶段,各舱段上蒙皮的温度差别最大,可达到20K。

(3) 不同舱段上下蒙皮的温差也有很大不同,太阳辐照引起的差别一般在4K左右,而舱内热环境的不均匀性可导致上下蒙皮温度相差十几度。

(4) 尚须进一步研究发动机尾喷管及喷焰对蒙皮温度的影响。

#### REFERENCES

- [1] CHANG Xin-Jie, ZHANG Ke, LI Yan-Jun, *et al.* Aircraft infrared signature computing software [J]. *Infrared Technology* (常新杰, 张科, 李言俊, 等. 飞机红外辐射特性计算软件开发. 红外技术), 1998, 20(5): 20—22.
- [2] XU Nan-Rong, QU Rong-Zhen. Infrared signature of flight vehicles [J]. *Infrared and Laser Engineering* (徐南荣, 瞿荣贞. 飞行器的红外特性. 红外与激光工程), 1999, 28(1): 8—14.
- [3] SHAN Yong, ZHANG Jing-Zhou, LI Li-Guo. Numerical calculation and experimental verification for the infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor [J]. *J. Infrared Millim. Waves* (单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证. 红外与毫米波学报), 2006, 25(2): 95—100.
- [4] ZHANG Jing-Zhou, LI Li-Guo, GAO Chao. Model experiments of infrared suppressor for helicopter exhaust system [J]. *J. Infrared Millim. Waves* (张靖周, 李立国, 高潮. 直升机排气系统红外抑制器的模型实验研究. 红外与毫米波学报), 2005, 24(2): 125—129.
- [5] ZHANG Hai-Xing, ZHANG Jian-Qi, YANG Wei, *et al.* Theoretical calculation of the IR radiation of an aeroplane [J]. *Journal of xidian university* (张海兴, 张建奇, 杨威, 等. 飞机红外辐射的理论计算. 西安电子科技大学学报), 1997, 24(1): 78—81.
- [6] ZHAI Quan-Hui, WANG Qiang, Eriqitai. Numerical simulation of IR image of high-speed aircraft [J]. *Journal of laser and infrared* (翟泉慧, 王强, 额日其太. 高速飞机红外成像特性数值模拟研究. 激光与红外), 2002, 32(3): 146—148.
- [7] AI Qing, XIA Xin-Lin, TANG Yao. The wall heat flux function for solving coupled heat transfer of aircraft skin [J]. *J. Engineering Thermophysics* (艾青, 夏新林, 唐尧. 一种求解飞机蒙皮内外耦合热效应的壁面热流函数法. 工程热物理学报), 2006, 27(4): 636—638.

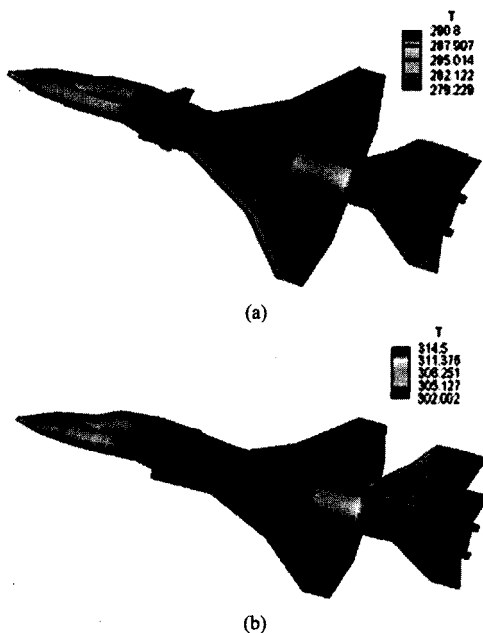


图4 两个不同飞行阶段的飞机蒙皮温度图像(a)巡航阶段  $\tau = 450\text{s}$ ; (b)爬升阶段  $\tau = 950\text{s}$

Fig. 4 Temperature images of the aircraft skin at two different stages of the flight. (a) cruising stage at  $\tau = 450\text{s}$ ; (b) climbing stage at  $\tau = 950\text{s}$