

基于 Fluent 的飞行器流场建模与红外辐射特性分析

吴沿庆¹, 廖守亿¹, 张作宇¹, 李晨霖¹, 何德胜²

(1. 火箭军工程大学 测控工程系, 陕西 西安 710025;

2. 西安航天动力测控技术研究所, 陕西 西安 710025)

摘要: 以某型战斗机为研究对象, 通过三维建模与网格划分过程建立飞机的流场计算模型, 基于商用 CFD 软件 ANSYS Fluent 16.0 对飞机的外流场特性进行数值模拟。计算中利用太阳射线追踪算法综合考虑了太阳辐射对机身温度场的影响, 采用离散坐标法(DO 辐射模型)对辐射传输方程进行耦合迭代计算, 利用不带化学反应的组分输运模型(Species Transport Model)模拟燃烧后高温尾焰喷射过程, 获得了飞机外流场的温度、浓度及尾流组分分布数据。简要分析了太阳辐射对温度场变化的影响, 飞行马赫数对流场红外辐射的影响以及尾焰流场分布情况。分析表明: 太阳辐射对蒙皮加热较小, 最高升温效果仅为 5 K 左右, 随马赫数的增加飞行器机身背部与腹部红外辐射强度差异明显, 最高时腹部辐射强度为机身最大辐射强度 2 倍左右, 激波作用下尾焰后方会出现最高 450 K 和 580 K 两个间断的核心高温区域, 尾焰红外辐射强度分布符合梨形特征分布趋势。

关键词: 红外辐射; 流场数值模拟; 离散坐标法; 组分输运; 梨形分布

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.0704001

Modeling of flow field and analysis of IR characteristic of aircraft based on Fluent

Wu Yanqing¹, Liao Shouyi¹, Zhang Zuoyu¹, Li Chenlin¹, He Desheng²

(1. Measurement & Control Engineering Department, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Xi'an Aerospace Power Measurement and Control Technology Research Institute, Xi'an 710025, China)

Abstract: Taking a fighter aircraft as the research object, the flow field calculation model of the aircraft was established by the three-dimensional modeling and meshing process, and the numerical simulation of the flow field characteristics of the aircraft was carried out based on the commercial CFD software ANSYS Fluent 16. The effect of solar radiation on the temperature field of the fuselage was considered by using the solar ray tracing algorithm, the discrete ordinates method for DO radiation model was used to calculate the iterative calculation of the radiation transfer equation, simulating the after-combusting tail flame injection process with component transport model without chemical reaction (Species Transport Model), and the temperature, concentration and component distribution data of the outflow field of the aircraft were obtained. The influence of solar radiation on the whole temperature field distribution, the influence of the Mach number on the infrared radiation of the flow field and the distribution of tail flame

收稿日期: 2018-02-10; 修订日期: 2018-03-20

基金项目: 国家自然科学基金(11602296, 61673017); 中国博士后科学基金(2014T70974)

作者简介: 吴沿庆(1993-), 男, 硕士生, 主要从事导航、制导与仿真方面的研究。Email: 1351771462@qq.com

导师简介: 廖守亿(1974-), 男, 教授, 硕士生导师, 主要从事复杂系统建模与仿真、导航、制导与控制方面的研究。Email: 6127725@qq.com

flow field were simulated and analyzed. Analysis shows that the effect of solar radiation on heating of the skin is only about 5 K. With the increase of the number of Mach aircraft fuselage and the difference of infrared radiation intensity is highest in the abdomen, abdominal radiation intensity is about 2 times the maximum radiation intensity. Under the shock wave, there will be the core high temperature region with the highest two 450 K and 580 K discontinuity at the rear of the tail flame. The infrared radiation intensity distribution of the plume conforms to the pear shape distribution trend.

Key words: infrared radiation; numerical simulation of flow field; discrete ordinate method; species transport; pear shape distribution

0 引言

随着红外光电对抗技术的发展,以 F22、F35 等第四代战斗机为代表的隐身战斗机综合采用了多种先进的红外抑制手段,表现出了很强的红外隐身能力,随着红外诱饵、红外导弹等大批新型装备投入使用,红外对抗正逐渐成为现代空战的主要手段。近年来,对飞行器红外探测技术和红外隐身性能的研究成为武器装备研发和使用的首要考虑因素,国内外专家学者对红外目标辐射特性开展了大量的研究试验工作,取得了较多的成果。国外针对飞机等空中目标的红外辐射特性研究中开发出了多款成熟的商用软件并投入了武器使用中,典型的有北约七国联合开发的空中目标红外辐射软件 NIRATAM、瑞典国防研发中心开发的计算喷嘴和尾焰的红外辐射计算软件 SIGGE、法国开发的 SEWORKBENCH、俄罗斯的 IRSAM 计算软件等^[1]。此外在理论研究上国外开发了多款可于红外辐射建模仿真研究的软件平台如三维视景仿真软件 Vega Prime,热辐射计算软件 Sinda/fluint、ThermalDsktop,大气传输红外辐射计算软件 LOWTRAN,MODTRAN,FESCODE 等。尽管国外在飞行器红外仿真方面起步早,研究深入,但公开发表的飞行器红外辐射特性建模相关的文章有限^[1]。国内对飞行器的红外辐射特性建模研究工作在辐射源设定上多采用北约空中目标红外辐射特性计算模型 NIRATAM 中的方法即蒙皮、喷口、尾焰三部分。虽然国内有关飞行器红外辐射的相关研究论文发表较多,但多为探索性的理论仿真研究,没有可投入商用的成熟软件平台。

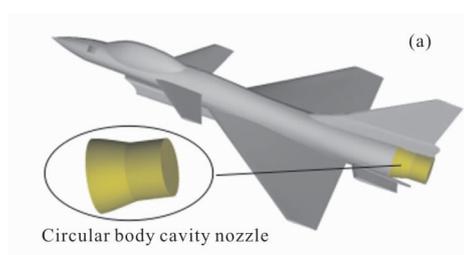
吕建伟利用反向蒙特卡洛法(RMCM)计算复杂飞行器 8~14 μm 波段红外辐射特性^[2],采用概率模

型模拟避免了大量计算的过程;王杏涛利用 Fluent 软件对太阳辐射对飞行器红外辐射特性的影响进行了研究^[3];黄伟、吉洪湖等在蒙皮反射背景辐射对飞行器红外特性影响方面进行了方法和应用上的研究^[4-5];李卉荟对含离散颗粒热喷流的飞机尾焰红外特性进行了研究^[6]。在以往的研究中,对飞行器不同辐射来源进行红外特性建模分析较多,但对飞行器整体建模工作较少。文中基于计算流体力学软件 ANSYS Fluent16.0 对飞行器外流场进行数值模拟,基于组分传输方程获得飞机尾焰喷流组分浓度及温度分布,考虑了太阳辐射对整机温度的影响加载太阳辐射模型,在超音速飞行中对激波辐射现象进行了简要的分析,在获得流场温度分布的前提下将辐射能量方程与辐射传递方程进行解耦计算获得飞机零视距红外辐射亮度图像,对飞行器蒙皮和尾焰分别在 8~14 μm 和 3~5 μm 波段下的红外辐射强度分布进行了计算分析。

1 飞行器流场建模

1.1 三维建模与网格划分

以某型单喷战斗机为研究对象,建立目标的三维几何模型如图 1 所示,机身长度为 17.9 m,最大翼展 11.5 m,飞机尾喷管用圆柱形对称空腔体简化模型,并在 ANSYS ICEM 16.0 中进行非结构化网格划分,其划分结果如图 1 所示。



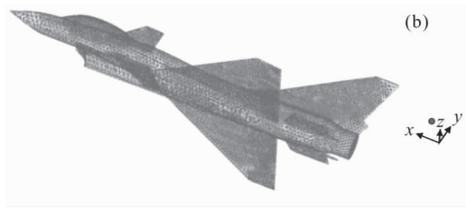


图 1 飞机几何模型与非结构化网格

Fig.1 Geometry model and unstructured grid of aircraft

飞机长方体外流场计算区域划分如图 2 所示,其中机头中心距入口平面为 82 m,尾喷管中心距出口平面为 300 m,流场总长度约为 400 m,整机模型位于流场 1/5 位置处,流场宽高均为飞机在该方向上最大展宽 10 倍左右,可保证流场计算覆盖流场变化区域。流场网格采用非结构网格划分,在贴近机身及压力变化较大的区域进行网格加密处理,计算中采用 850 万、1 109 万、1 800 万三套网格进行了网格无关性检验最终选择了网格规模为 1 109 万,网格质量均在 0.2 以上满足计算精度要求,其对称面网格显示如图 2 所示。

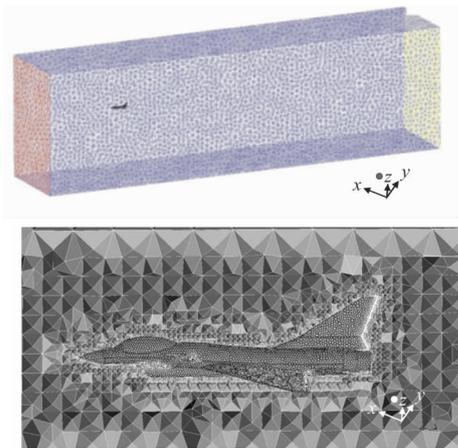


图 2 计算区域网格划分

Fig.2 Division of mesh in computational domain

1.2 飞行器流场数值计算方法

在 ANSYS Fluent 16.0 中设定飞机飞行高度为 11 km,攻角为 0°的平飞状态,飞行速度为 1.6 Ma,外流场入口,出口及四周边界均设为压力远场边界条件,机身设置采用无滑移绝热固壁边界条件,尾喷管壁面设置为绝热定壁温 800 K 初始条件,尾部出口面设置为质量入口边界条件,给定总温为 800 K,总压 0.7 MPa。基于参考文献[7]中对尾焰流场模型的简化假设,喷管出口处为完全燃烧后的气体,主

要成分仅考虑为 N₂、CO₂ 和水蒸气,其质量百分比分别为 0.706,0.209 和 0.085,流场中空气主要成分设定为 N₂ 和 O₂,外流场压力远场边界设置为温度 230 K,压强为 22 700 Pa。

计算中加载组分输运方程,基于气体完全燃烧的假设,文中不考虑组分间的化学反应过程,仅模拟高温尾流喷射过程,因此采用不带化学反应的组分输运(Species Transport)模型;湍流模型采用 $k-\epsilon$ 标准模型,采用二阶迎风格式进行离散,近壁面附近采用标准壁面函数处理;辐射模型采用 DO 辐射模型;加载太阳辐射模型,根据夏季西安太阳平均辐射能量及当地经纬度在 Fluent 中设置太阳辐射热流。为将太阳辐射能量的影响加入能量方程中作为源项进行耦合计算,文中选择太阳射线跟踪算法(Solar Ray Tracing)进行计算。尾焰气体辐射计算常用的做法是利用谱带模型近似法和逐线计算法结合 HITRAN、MODTRAN 等大气辐射特性计算软件计算气体在某波数范围内的气体吸收系数。对于完全燃烧后的产物中只有 CO₂ 和 H₂O 组分的混合物,ANSYS Fluent 提供了一种灰气体加权平均模型(WSGGM),可根据气体组分确定总的吸收系数,其具体计算原理可参考 ANSYS Fluent 16.0 用户手册 Help 中 Modeling Radiation 中有关 The Weighted-Sum-of-Gray-Gases Model 的详细说明,文中不再赘述。

1.3 飞行器外流场温度分布

采用基于压力的隐式 Couple 算法进行求解,求解过程实施亚松弛,解收敛精度判别标准取残差小于 10⁻⁴,在求解器中经过 400 次以上迭代计算满足收敛精度,获得飞机蒙皮温度分布及尾焰流场温度分布情况如图 3、4 所示。

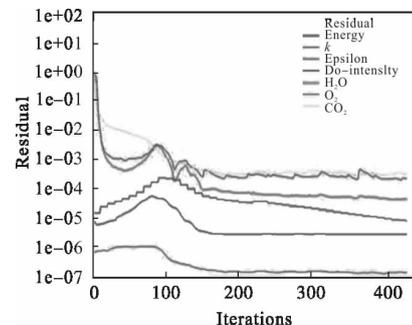


图 3 收敛残差曲线

Fig.3 Convergence residual curve

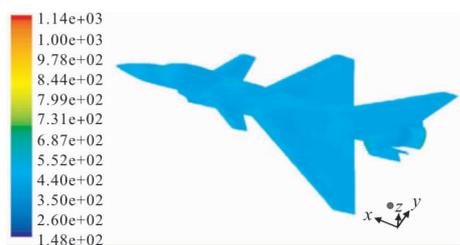


图 4 飞行静态温度分布

Fig.4 Flight static temperature distribution

2 红外辐射仿真结果与分析

2.1 辐射传输方程及其离散求解方法

流场中辐射传热控制方程包括辐射能量方程和辐射传输方程,其方程表达式如公式(1)、(3)所示。式中辐射源函数 $S_\lambda(s, \vec{s}_i) = f[I_{b\lambda}(T), I_\lambda(T)]$ 为温度、位置有关的函数,辐射传输方程中存在两个未知量,即局部光谱辐射强度 I_λ 和温度分布 T ,因此需要将辐射能量方程与辐射传输方程进行联合求解^[8]。文中温度分布已由流场数值模拟获得,因此在计算中可以将两个方程进行耦合求解,只需对辐射传递方程进行离散计算即可。

笛卡尔直角坐标系下,辐射能量方程为^[9]:

$$\int_{\Omega=4\pi} \vec{s} \cdot \nabla I_\lambda d\Omega = \int_{\Omega=4\pi} \left(\xi \frac{\partial I_\lambda(\vec{r}, \vec{s})}{\partial x} + \eta \frac{\partial I_\lambda(\vec{r}, \vec{s})}{\partial y} + \zeta \frac{\partial I_\lambda(\vec{r}, \vec{s})}{\partial z} \right) d\Omega = \frac{q_{(\lambda, x)}(\vec{r})}{\partial x} + \frac{q_{(\lambda, y)}(\vec{r})}{\partial y} + \frac{q_{(\lambda, z)}(\vec{r})}{\partial z} = \text{div} q_\lambda(\vec{r}) \quad (1)$$

定义光谱辐射热流密度与光谱辐射强度的关系为:

$$q_\lambda(\vec{r}) = \int_{\Omega=4\pi} I_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) \cdot \vec{s} d\Omega$$

定义光谱投射辐射为:

$$G_\lambda(\vec{r}) = \int_{\Omega=4\pi} I_\lambda(\vec{r}, \vec{s}) \cdot \vec{s} d\Omega$$

则光谱辐射能量守恒方程表示为:

$$\text{div} q_\lambda(\vec{r}) = 4\pi \kappa_\lambda(\vec{r}) I_{b\lambda}(\vec{r}) - \kappa_\lambda(\vec{r}) G_\lambda(\vec{r}) \quad (2)$$

辐射传输方程:

$$\frac{dI_\lambda(s, \vec{s})}{ds} = \vec{s} \cdot \nabla I_\lambda = -\beta_\lambda(s) I_\lambda(s, \vec{s}) + S_\lambda(s, \vec{s}_i) \quad (3)$$

其中,

$$S_\lambda(s, \vec{s}_i) = \kappa_\lambda(s) I_{b\lambda} + \frac{\sigma_{s\lambda}(s)}{4\pi} \int_{\Omega=4\pi} I_\lambda(s, \vec{s}) + \Phi_\lambda(\vec{s}_i, s) d\Omega_i \quad (4)$$

$$I_{b\lambda} = \sigma T^4$$

式中: β_λ 为衰减系数,为吸收项与散射项的合并项; κ_λ 为光谱吸收系数; $S_\lambda(s, \vec{s}_i)$ 为辐射源函数; $\Phi_\lambda(\vec{s}_i, s)$ 为散射相函数。

文中基于气体完全燃烧假设,纯气相流动下忽略散射作用仅考虑吸收和发射过程,将辐射传输方程改写为:

$$\frac{dI_\lambda(s, \vec{s})}{ds} = \vec{s} \cdot \nabla I_\lambda = -\beta_\lambda(s) I_\lambda(s, \vec{s}) + \kappa_\lambda(s) \sigma T^4 \quad (5)$$

由公式(6)可知,红外辐射亮度场分布仅与温度场的分布和选取的红外波段以及发射率有关。在前面经过流场计算得到的温度场分布的基础上,经过变换计算即可得到红外辐射亮度分布。Fluent 提供了可用于二次开发的 UDF 接口,在自定义函数中定义变量 $M_{b\lambda}$,对计算域中的各面元中心温度在给定波段 λ_1 和 λ_2 进行数值积分计算即可获得零视距的红外辐射量度分布情况:

$$M_{b\lambda_n} = \int_{\lambda_2}^{\lambda_1} \frac{c_1 \lambda^{-5} n^2}{\exp[c_2 / (\lambda T) - 1]} d\lambda$$

$$M_{\text{实际}} = \varepsilon M_{b\lambda_n} \quad (6)$$

$$L = \frac{M_{\text{实际}}}{\pi} = \frac{\varepsilon}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{c_1 \lambda^{-5} n^2}{\exp[c_2 / (\lambda T) - 1]} d\lambda \quad (7)$$

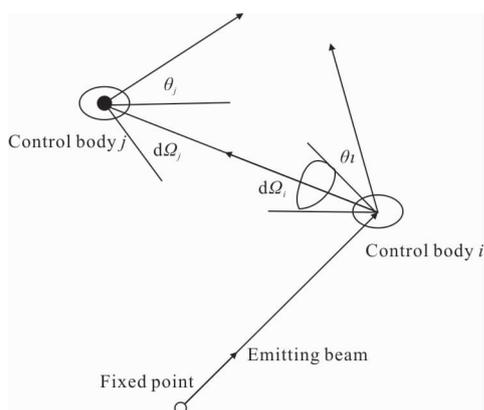
式中: $M_{b\lambda_n}$ 为波段范围内的黑体辐射度; λ_1 、 λ_2 分别为红外波段的上下限; T 为黑体温度; n 为介质折射率,取值为 1; c_1 为第一辐射常数,取值 $3.7415 \times 10^8 \text{ W} \cdot \mu\text{m}^4 \cdot \text{m}^{-2}$; c_2 为第二辐射常数取值为 $1.438 \times 10^4 \mu\text{m} \cdot \text{K}$; ε 为物体发射率; L 为物体的光谱辐射亮度。

对飞行器红外辐射强度的计算,文中采用反向蒙特卡洛法(RMCM)的计算方法^[12,9]。从探测点或观察点发射一定数量的光束,跟踪、统计每个光束被吸收还是从系统中逃逸出去,从而得到该单元的能量分配统计结果。将探测点处发射的光束在一定立体角内进行离散,计算中天顶角和圆周角分别离散为 m 和 n 份,则产生 $m \times n$ 个微元立体角。当光束照射到固体蒙皮壁面时,该壁面进行反射模拟,反射光线若与其他面元存在交点时,该反射面的辐射度

可计算为:

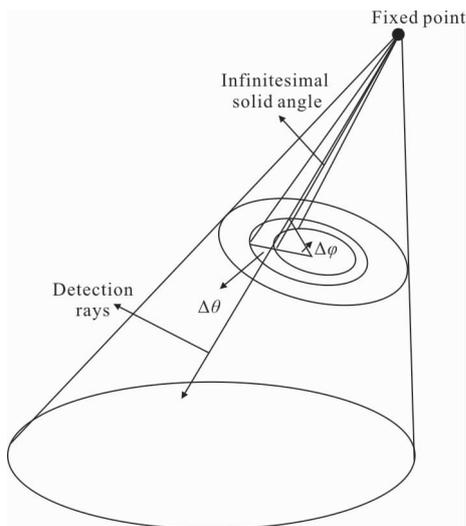
$$E_{\sigma,i} = \sum_{j=1}^m \left(\int_{\Omega_j} L_{\sigma,j} \cos\theta_j d\Omega \right) \quad (8)$$

式中: $L_{\sigma,j}$ 为第 j 个面元的辐射亮度; θ_j 为微元面 i 和 j 面元中心连线与法线间的夹角; Ω_j 是第 j 个面元向面元 i 所张的立体角(如图 5 所示)。



(a) 面源辐射传递示意

(a) Panel radiation transmission schematic



(b) 计算域及空间离散

(b) Computational domain and spatial discretization

图 5 表面元辐射传输过程与计算域离散化

Fig.5 Surface element radiative transfer process and discretization of computational domain

将光线行程分为 n 层, 对传输沿程的能量进行累加计算, 从而得到总的红外辐射亮度为:

$$I_{\lambda} = I_{\lambda}^0 \tau_{1\lambda} \tau_{2\lambda} \cdots \tau_{n\lambda} + I_{b\lambda}^1 (1 - \tau_{1\lambda}) \tau_{2\lambda} \cdots \tau_{n\lambda} + \cdots + I_{b\lambda}^{n-1} (1 - \tau_{(n-1)\lambda}) \tau_{n\lambda} + I_{b\lambda}^n (1 - \tau_{n\lambda}) \quad (9)$$

式中: $\tau_{i\lambda} = \exp(-\Delta l_i \alpha_i \lambda)$ 是第 i 层的光谱透过率。

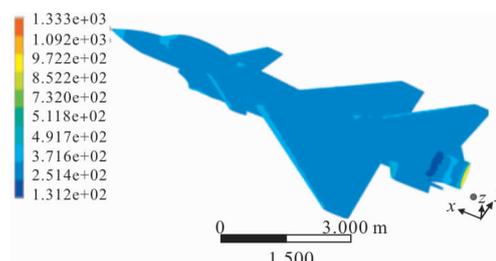
将发射的所有光线跟踪后的能量统计后即可计算出在给定立体角内的飞行器及其尾焰的红外辐射强度为:

$$I = \sum_{i=1}^{NB} \sum_{j=1}^N L_{\lambda}(i, j) \cdot \cos\theta_j \Delta\Omega_j \Delta\lambda_i \cdot R^2 \quad (10)$$

式中: NB 为总的波带数; N 为有效光线数; θ_j 为微元 j 立体角中心和表面发光的夹角; $\Delta\Omega_j$ 为第 j 各微元立体角; $\Delta\lambda_i$ 为第 i 个微元波带的宽度; R 为探测距离。

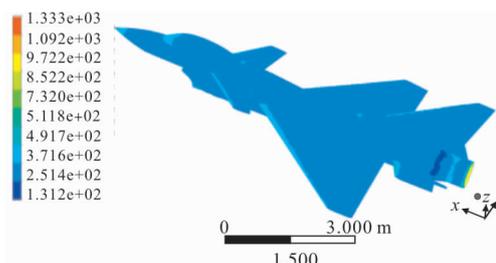
2.2 太阳辐射对机身温度分布的影响

文中设定太阳辐射热流为 $1\,200\text{ W/m}^2$, 参考文献[3]中有关参数设置, 以正上方 90° 照射为典型代表加载太阳辐射模型, 得到图 6 的仿真结果。



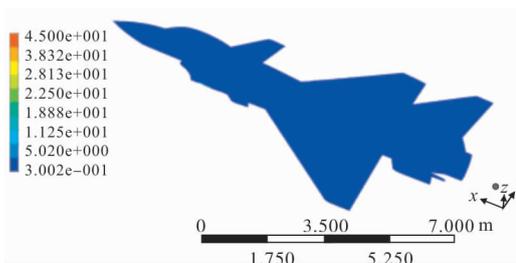
(a) 未加载太阳辐射模型温度分布

(a) Temperature distribution of unloaded solar radiation model



(b) 加载太阳辐射模型温度分布

(b) Temperature distribution of loaded solar radiation model



(c) 蒙皮温度差异量对比

(c) Comparison of skin temperature difference

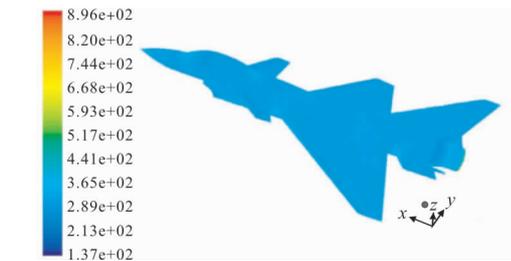
图 6 加载太阳辐射模型前后的蒙皮温度场分布

Fig.6 Temperature distribution of skin before and after solar radiation model loaded

在 CFD-Post 16.0 中将加载太阳辐射前的蒙皮温度场分布结果文件和加载太阳辐射后的蒙皮温度场分布结果文件同时导入,软件将自动计算两个文件不同结果间的差异,并将温度间的差异量作为变量显示成如图 11 所示的计算结果,图中温度升高最大仅为 5 K 左右。从差异量云图中可以直观看出,经过太阳辐射后的飞机蒙皮温度变化较小,从升温区域看主要表现在机身和机翼等辐射面积较大的部位,其他部位的温度变化几乎可以忽略。这与参考文献[3]中的研究结果显示的高达 22 K 的结论存在较大的分歧,但参考文献[10]指出在北约七国合作建立的 NIRATAM 模型以及国内大部分计算中都认为太阳辐照对飞机蒙皮辐照面的影响只有 5 K 左右,因此文中的计算结果更加倾向于文献 NIRATAM 模型的计算结果。

2.3 飞行马赫数对飞机红外辐射的影响

在 Fluent 中设置飞行器飞行马赫数分别为 0.8、1.2、2.5 *Ma*,观察飞行器蒙皮表面及外流场温度分布情况如图 7~9 所示,对比可以看出在超音速飞行时,飞行器头部及翼梢处有较为明显的激波现象,在高超音速飞行时,激波在飞行器外流场附近

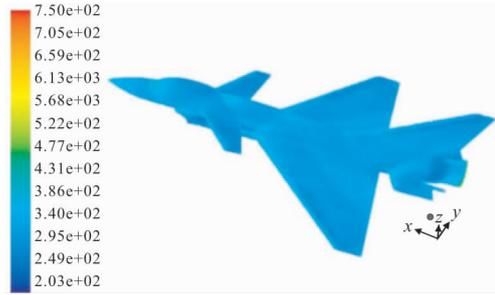


(a) 机身蒙皮温度分布
(a) Temperature distribution of fuselage skin

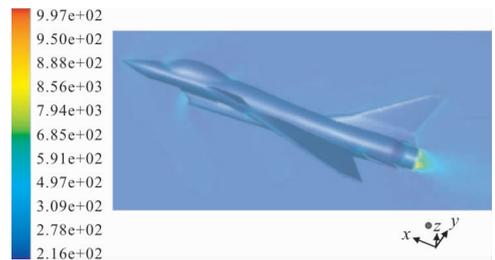


(b) 剖面内流场的温度分布
(b) Temperature distribution of flow field in cutplane

图 7 马赫数 0.8 *Ma* 时蒙皮和流场的温度分布
Fig.7 Temperature distribution of skin and flow field at Mach number 0.8

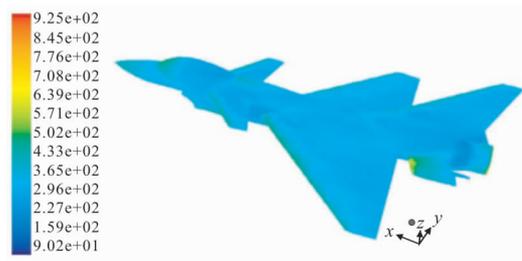


(a) 机身蒙皮温度分布
(a) Temperature distribution of fuselage skin

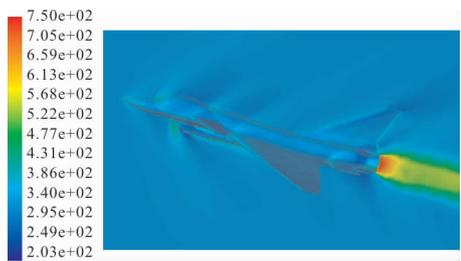


(b) 剖面内流场的温度分布
(b) Temperature distribution of flow field in cutplane

图 8 马赫数 1.2 *Ma* 时蒙皮和流场的温度分布
Fig.8 Temperature distribution of skin and flow field at Mach number 1.2



(a) 机身蒙皮温度分布
(a) Temperature distribution of fuselage skin



(b) 剖面内流场的温度分布
(b) Temperature distribution of flow field in cutplane

图 9 马赫数 2.5 *Ma* 时蒙皮和流场的温度分布
Fig.9 Temperature distribution of skin and flow field at Mach number 2.5

的升温效应不容忽视。飞行器蒙皮温度分布上在迎风面如机头和驾驶舱及进气道附近气动加热作用较为明显,在背风面空气对流产生的散热作用导致蒙皮温度普遍降低,这种现象在亚音速飞行状态下表现更为突出,这一现象与参考文献[11-13]研究结论相一致。在经验公式(11)中气动加热的作用与马赫数的二次方成比例关系^[15],文中流场数值计算结果显示除迎风点的温度变化与经验值相近外背风区蒙皮温度变化均低于经验值,但变化趋势相近,经验值获取温度场的求解方法存在较大的误差。

$$T_s = T_0 \left[1 + \lambda \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right] \quad (11)$$

式中: T_s 为恢复温度; T_0 为周围环境温度; λ 为温度恢复系数(一般取值为 0.86); γ 为空气定压定容热容量之比(一般取值为 1.4); Ma 为马赫数。

如图 10 所示,随着飞行马赫数的增加,超音速飞行状态下飞行器头部及翼稍等尖锐部位的温度变化明显增强,一方面由于气动加热作用加强温度升高,另一方面与超声速飞行导致的飞行器流场附近高温激波现象密切相关。因激波现象涉及复杂的电离和化学反应过程^[16],文中对激波辐射不做进一步分析,飞行马赫数为 1.3 Ma 时其零视距辐射亮度分布图像如图 11 所示。

在机身纵对称面内对飞行器蒙皮探测距离 3 km,每 10°间隔探测角度进行 8~14 μm 波段的全向红外辐射特性计算,得到如图 12 所示结果,与参考文献[10,12,14]结论基本相符。从计算结果可以看出随马赫数增加飞行器蒙皮总体红外辐射强度变化较大,马赫数越大红外辐射强度越大。同时可以看出在 0.8 Ma 亚音速飞行状态下飞行器上下面的红外

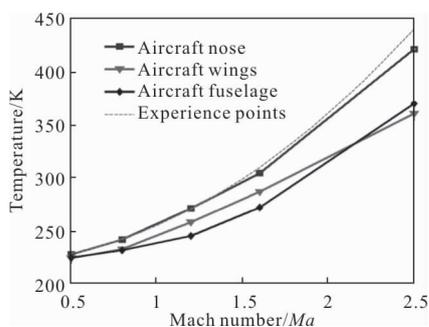


图 10 温度随马赫数变化

Fig.10 Temperature varies with the Mach number

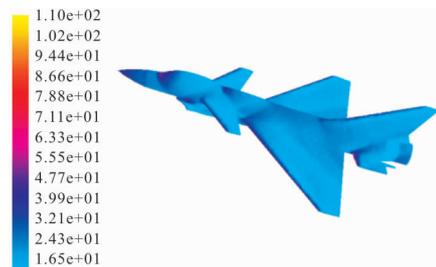


图 11 8~14 μm 波段蒙皮零视距红外辐射强度分布(1.3 Ma)

Fig.11 8~14 μm band skin zero sight infrared radiation intensity distribution (1.3 Ma)

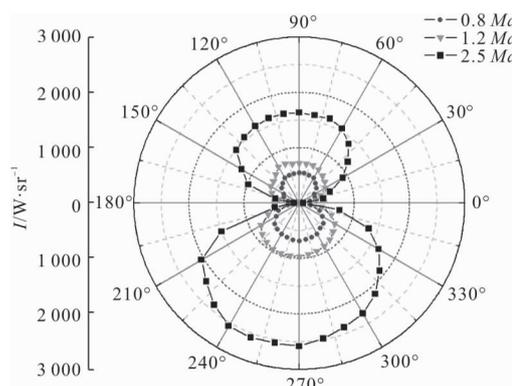


图 12 不同马赫数下 8~14 μm 波段蒙皮红外辐射强度分布

Fig.12 Infrared radiation intensity distribution of skin in 8~14 μm band under different Mach number

辐射强度分布基本对称,差异值较小,这是由于亚音速飞行状态下气动加热作用较小,蒙皮上下面的温度分布差异较小,1.2 Ma 以上飞行速度下飞行器的腹部红外辐射强度明显高于背部,这是由于超音速飞行状态下腹部受到的气动加热效果比背部显著,在 2.5 Ma 时腹部最大红外辐射强度达到背部最大红外辐射强度的 2 倍左右。同时可以观察到腹部最大辐射强度在 240°观测角度下达到,机身背部最大辐射强度值在 140°观测角度下达到,从图 9(b)温度分布云图中可以看出此角度下机腹进气道附近温度升温剧烈,机身驾驶舱及机头附近温度变化剧烈。

2.4 尾焰红外辐射特性分析

尾焰流场成分较为复杂,对尾焰流场的计算过程必须采用必要的简化工作,假设^[7]:

(1) 发动机完全燃烧,燃气膨胀过程中的组分质量浓度不再变化并认为燃气的定压比是常量;

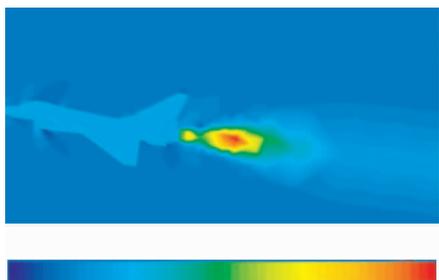
(2) 喷管中燃气膨胀流动过程中式理想等熵流

动过程,忽略燃气对喷管壁的传热作用;

(3) 喷管内流动为纯气相流动,燃气为理想气体,服从理想气体状态方程。

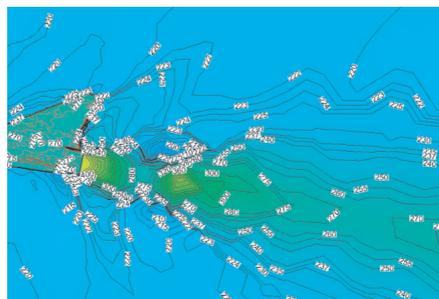
计算中不考虑发动机的化学反应过程,认为完全燃烧后的产物为 CO_2 和 H_2O , 仅模拟燃烧产物在尾喷管中的组分传输过程。设定喷管出口处为质量入口边界条件,质量流量为 129 kg/s , 主要成分为 N_2 质量百分比 0.706 , CO_2 质量百分比 0.209 , H_2O 质量百分比 0.085 , 外场边界成分为空气中的 N_2 和 O_2 。

尾焰流场中的气体成分是典型的选择性吸收体和发射体,其发射率和吸收系数随组分变化而改变,对气体的红外辐射建模通常采用 C-G 谱带近似法或逐线计算法进行。文中基于组分运输模型和 WSGG 模型原理对尾焰流场的组分浓度和变化吸收系数进行模拟仿真获得的温度场分布如图 13 所示。从温度分布图 13(a)、(b)中可以直观看出尾焰气体由喷管射出后在后方将出现两个温度高峰,第一个高峰的核心区域最高温度为 450 K 左右,第二个高峰核心区域最高温度为 580 K 左右。从等值线图 13(b)中可以看出:尾焰从喷管射出后在出口处



(a) 静态温度分布示意图

(a) Sketch map of static temperature distribution



(b) 静态温度等压线

(b) Isobar of static temperature



(c) 压力分布等压线

(c) Isobar of pressure distribution

图 13 尾焰流场的静态温度和压力分布

Fig.13 Static temperature and pressure distribution for tail flame flow field

产生了“花瓣”形的流场温度分布,尾焰后方的温度不连续区存在低温区,结合图 13(c)中的压力分布等值线图可以:看出尾焰在出口处由于受到大气背压的影响,在出口处压强迅速下降,高温射流在超声速喷出时产生的激波在射流与大气边界层附近产生反射激波,导致流场后方形成了尾流喷射速度变化不同步现象,反射激波交叉形成了温度不连续区。

对尾焰流场垂直探测面后方 180° 空间范围内 $3\sim 5 \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度进行计算得到其红外辐射强度分布如图 14 所示。从图中可以看出随观测

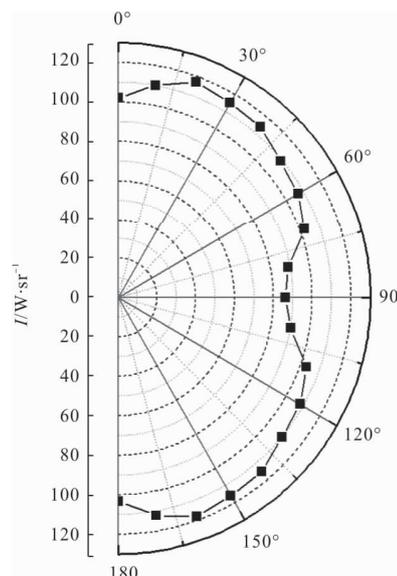


图 14 尾焰在 $3\sim 5 \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度分布

Fig.14 Infrared radiation intensity distribution of $3\sim 5 \mu\text{m}$ band in tail flame

角度增大,尾焰辐射强度减小,整体辐射强度分布符合“梨形”分布的特征趋势^[15-16],分别在 20°和 160°左右达到观测峰值。飞行器尾焰长度较机身规模大很多,因此在倾斜观测角度下尾焰红外辐射强度会比水平观测状态下的强度大,且高温尾焰气体组分在空间的不均匀分布使得辐射强度在水平面内并不是严格的对称关系。

3 结 论

文中基于 ANSYS Fluent 16.0 软件平台对飞行器外流场包括尾焰流场进行了数值模拟,获得了飞行器流场数据;利用反向蒙特卡洛法对红外辐射传输方程求解进而获得飞行器红外辐射特性数据,通过分析可以获得以下结论:

(1) 太阳辐射对蒙皮升温作用较小,文中结果显示最高升温效果仅为 5 K 左右。因此在进行飞行器蒙皮红外辐射特性的析中忽略太阳辐射作用的建模分析过程是合理可行的。

(2) 马赫数引起的气动热效应直接影响飞行器表面温度场分布,马赫数越大气动加热效果越明显,但在背风区由于对流换热过程的可能存在散热降温过程。随马赫数增加飞行器机身与机腹上下两部分的红外辐射强度分布不均,2.5 Ma 时飞行器机腹红外辐射强度可达到机身最大辐射强度的 2 倍左右。

(3) 基于气体完全燃烧的假设,利用不带化学反应的组分输运方程对尾焰的喷射过程进行了模拟。利用 Fluent 的 WSGG 模型对尾焰气体(CO₂和 H₂O)的吸收系数进行计算是一种可行有效的方法,避免了以往单独利用 C-G 谱带模型法和逐线计算方法进行复杂计算的过程。尾焰红外辐射特性在空间分布近似梨形分布。

文中利用 ANSYS Fluent 16.0 进行流场仿真的计算分析过程是一种可行的红外辐射特性分析方法,但通过对软件计算过程分析发现在软件求解中,内存使用高峰值达 2.5 G 以上,各模型在离散和迭代解算中耗时较长(见表 1),因此这种基于软件的在线分析方法实时性较差,适合作为理论研究工具。

表 1 模型求解耗时分配

Tab.1 Model solution time-consuming allocation

Model times	Time/s
Flow model time	6 489.954
k-epsilon turbulence model time	2 562.706
Species combustion model time	502.276
Temperature model time	8 168.883
Discrete ordinates radiation model time	623.411
Other models time	0.140
Total time	18 347.371

参考文献:

- [1] Kang Lizhu, Zhao Jinsong, Li Zhenhua, et al. The overview of the research work developments on infrared signature of aircrafts [J]. *Infrared Technology*, 2017, 39(2): 105-115. (in Chinese)
康丽珠, 赵劲松, 李振华, 等. 飞机目标红外辐射特性研究现状概述[J]. 红外技术, 2017, 39(2): 105-115.
- [2] Lv Jianwei, Wang Qiang. Numerical calculation and analysis of infrared radiation characteristics from aircraft skin by using RMC method [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(2): 232-237. (in Chinese)
吕建伟, 王强. 飞行器蒙皮红外辐射特征的反向蒙特卡罗计算与分析方法[J]. 红外与激光工程, 2009, 38(2): 232-237.
- [3] Wang Xingtao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Numerical investigation of solar radiation effects on aircraft skin infrared characteristics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(2): 235-241. (in Chinese)
王杏涛, 张靖周, 单勇. 太阳辐射对飞行器蒙皮红外辐射特征影响的数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(2): 235-241.
- [4] Huang Wei, Ji Honghu. Effect of reflected background radiation by skin on infrared signature of subsonic aircraft (I): methodology [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1699-1703. (in Chinese)
黄伟, 吉洪湖. 蒙皮反射的背景辐射对亚声速飞机红外特征的影响研究(一): 方法 [J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1699-1703.
- [5] Huang Wei, Ji Honghu. Effect of reflected background radiation by skin on infrared signature of subsonic aircraft (II): application [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(7): 2039-2043. (in Chinese)

- 黄伟, 吉洪湖. 蒙皮反射的背景辐射对亚声速飞机红外特征的影响研究(二): 应用[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(7): 2039-2043.
- [6] Li Huihui. Research on IR suppressant of hot exhaust with the discrete particles in flight [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
李卉荟. 飞行状态下含离散颗粒热喷流的红外特征研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [7] Feng Yunsong, Li Xiaoxia, Lu Yuan, et al. Numerical calculation of infrared radiation characteristics of the exhaust plume outside a rectangular nozzle [J]. *Acta Armamentarii*, 2013, 34(4): 437-442. (in Chinese)
冯云松, 李晓霞, 路远, 等. 矩形喷管外尾焰红外辐射特性的数值计算[J]. 兵工学报, 2013, 34(4): 437-442.
- [8] Tang Heping, Xia Xingling, Liu Hualing, et al. Numerical Calculation of Infrared Radiation and Transmission - Calculation of Thermal Radiation [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006: 107-118. (in Chinese)
谈和平, 夏新林, 刘华林, 等. 红外辐射与传输的数值计算-计算热辐射学 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006: 107-118.
- [9] Qi Xueqin, Wang Pingyang, Zhang Jingzhou, et al. Reverse Monte Carlo simulation on infrared radiation of lobed nozzle/mixer plume [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2005, 39(8): 1229-1232. (in Chinese)
齐雪芹, 王平阳, 张靖周, 等. 反向蒙特卡罗法模拟波瓣喷管的红外辐射特性[J]. 上海交通大学学报, 2005, 39(8): 1229-1232.
- [10] Wang Xingtao, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Numerical investigation of aircraft infrared characteristics in 8-14 μm band [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(1): 6-12. (in Chinese)
王杏涛, 张靖周, 单勇. 飞行器 8~14 μm 波段红外特征的数值研究[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(1): 6-12.
- [11] Wang Xingtao. Research on infrared radiation performance of air vehicle and temperature reduction disciplinarian of engine nacelle skin [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
王杏涛. 飞行器红外辐射特征及发动机舱蒙皮降温规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [12] Lin Jie, Jiang Yong, Fang Haobai, et al. Modeling and analysis on self-infrared radiation characteristics of whole aircraft skin [J]. *Infrared Technology*, 2012, 34(5): 286-291. (in Chinese)
林杰, 江勇, 方浩百, 等. 飞机整机蒙皮自身红外辐射特性建模与分析[J]. 红外技术, 2012, 34(5): 286-291.
- [13] Zhang Shengtao. The research on numerical simulation of infrared radiant properties of flow field around near space hypersonic vehicle [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2009. (in Chinese)
张胜涛. 临近空间高超声速飞行器绕流红外辐射特性数值模拟研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2009.
- [14] Lv Jianwei, Wang Qiang. Coupled analysis on flow field temperature distribution of aircraft skin [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(8): 938-941. (in Chinese)
吕建伟, 王强. 飞行器表面三维流场与固壁温度场的耦合分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(8): 938-941.
- [15] Zheng Jiansheng, Zhang Jingzhou, Shan Yong, et al. Investigation on aerodynamic and infrared performance of a spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle: simulating high altitude status [J]. *Journal of Aerospace*, 2017, 32(2): 390-397. (in Chinese)
征建生, 张靖周, 单勇, 等. 球面收敛二元矢量喷管气动及红外特性研究: 模拟高空状态[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 390-397.
- [16] Ding Liang. Research on stealth aircraft exhaust plume infrared detection simulation technique [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2016. (in Chinese)
丁亮. 隐身飞机尾焰红外探测仿真技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2016.