

# 临近空间高超声速飞行器红外特性建模仿真

周方方, 张二磊, 陈宜峰

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

**摘要:** 本文针对临近空间高超声速飞行器的红外特性进行建模仿真与分析。以美国 X-51A 的飞行器模型为例, 综合考虑目标的运动状态、大气环境等的影响作用, 使用 FLUENT 软件和 SE-WORKBENCH-EO 软件建立目标三维温度场模型和红外特性模型, 并分析其红外特性。

**关键词:** 临近空间; 高超声速飞行器; 红外仿真; 红外特性

中图分类号: TN216 文献标识码: A 文章编号: 1001-8891(2017)08-0746-05

## Infrared Simulation of Near Space Hypersonic Vehicle

ZHOU Fangfang, ZHANG Erlei, CHEN Yifeng

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

**Abstract:** In this paper, research on infrared simulation of a near space hypersonic vehicle is presented. Considering X-51A as an example, the model for calculation of the 3D temperature and infrared flux of the target was developed using FLUENT and SE-WORKBENCH-EO, with comprehensive consideration of external influences, such as the impact of the atmospheric environment, the movement of the target, etc. The infrared characteristics of the target have been analyzed.

**Key words:** near space, hypersonic vehicle, infrared simulation, infrared radiation characteristics

## 0 引言

临近空间高超声速飞行器具有飞行速度高、突防能力强等特点, 因此受到了各军事强国的广泛关注<sup>[1]</sup>。随着临近空间高超声速飞行器的快速发展, 防御方所面临的空天威胁日趋严峻, 由于高超声速飞行器飞行速度超过  $5 Ma$ , 摩擦使飞行器周围的空气温度很高, 红外辐射明显, 有利于红外传感器探测<sup>[2]</sup>。为了应对临近空间高超声速武器的威胁, 必须了解临近空间高超声速武器的红外特性。

获取目标的红外特性数据可通过实验测量和数值仿真来实现。由于实验测量耗资巨大, 实验结果容易受诸多环境因素的影响, 建立红外特性理论模型, 通过数值仿真来获取目标的红外辐射特征的方法被广泛采用<sup>[3]</sup>。本文主要对以 X-51A 为代表的高超声速飞行器的辐射特性进行理论计算与分析。

对于高超声速飞行器的红外特性, 本文主要依据其几何模型、环境参数、飞行参数等特性数据进行仿真计算获得, 具体步骤如图 1 所示。

收稿日期: 2015-04-15; 修訂日期: 2015-06-14.

作者简介: 周方方 (1986-), 女, 河南洛阳人, 研究方向: 红外图像建模与仿真。

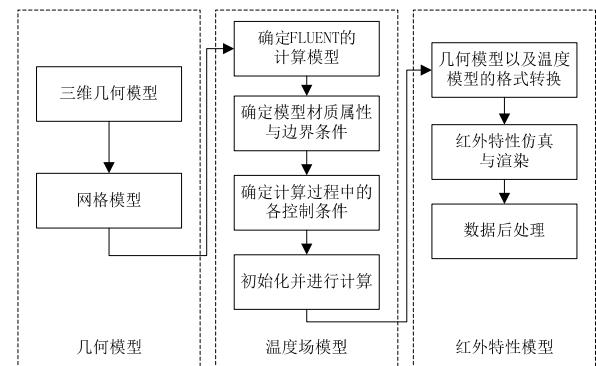


图 1 目标温度场仿真流程图

Fig.1 Process of temperature simulation

## 1 几何模型

### 1.1 X-51A 参数

X-51A 由巡航体、级间以及助推器 3 部分组成。几何结构如图 2 所示。

飞行器全长 7.62 m, 质量 1780 kg, 最大宽度为 584.2 mm, 其中巡航体长 4.27 m, 质量为 671 kg, 采用楔形头部、升力体机身、后部控制面设计<sup>[4]</sup>。

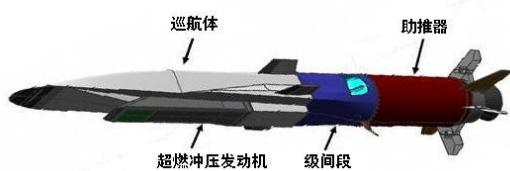


图2 X-51A 结构图

Fig.2 Framework of X-51A

## 1.2 几何模型建模

基于上述的 X-51A 参数, 使用 GAMBIT 对模型进行几何建模, 并使用 TGRID 的模型进行划分网格, 网格划分的精度决定了计算量大小和计算精度高低, 所以网格划分至关重要。网格划分过程中必须严格控制网格疏密程度, 提高网格质量, 确保计算过程不发散。一般来说, 网格数量增加, 计算精度会有所提高, 但同时计算规模也会增加, 所以在确定网格数量时应权衡两个因数综合考虑<sup>[5]</sup>。在划分网格时, 可将飞行器表面周围的网格尽量加密, 而其余则可以适当的稀疏。其几何模型及网格如图 3 所示。

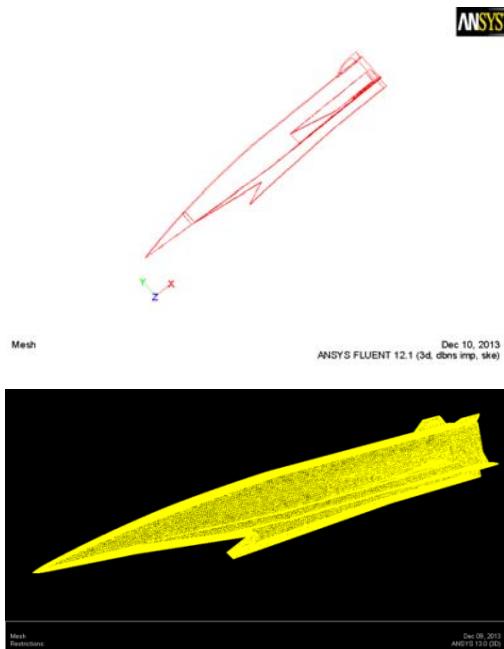


图3 X-51A 的几何模型与网格划分

Fig.3 3D and grid model of X-51A

## 2 温度场模型

临近空间高超声速飞行器一般存在功率较大的推进系统, 飞行速度较快, 虽然几何尺寸相对较小, 但是其发动机和蒙皮将提供很强的红外辐射; 当飞行速度为大于  $5 Ma$  时, 飞行器蒙皮将超过发动机成为最主要的红外辐射源<sup>[6]</sup>。

### 2.1 高超声速飞行器传热分析

传热过程主要遵循热力学第一定律和第二定律, 是一种复杂的物理现象, 通常有热传导、热对流和热辐射 3 种基本方式。在固体中发生的热传递主要取决于热传导, 而在气体中传热主要靠热对流或者热辐射<sup>[7]</sup>。

飞行器在临近空间大气层内高速飞行时会产生气动加热, 飞行器周围的空气介质受到剧烈的摩擦与压缩作用, 引起飞行器周围空气的温度、压力等剧烈变化, 空气与飞行器表面之间产生温度差, 从而气固介质之间产生传热过程, 使飞行器表面温度升高。

若壁面温度已给定, 则壁面与流体的换热量为:

$$q'' = h_f(T_w - T_f) + q_{rad}'' \quad (1)$$

式中:  $h_f$  是对流换热系数, 根据当地流场计算得到;  $T_w$  是壁面表面温度;  $T_f$  为周围介质温度;  $q_{rad}''$  为壁面辐射。

固体壁面向内的传热方程为:

$$q'' = \frac{K_s}{\Delta n} (T_w - T_s) + q_{rad}'' \quad (2)$$

式中:  $T_s$  为壁面内部温度;  $K_s$  为传热系数;  $\Delta n$  为壁面法相方向。

若热通量给定, 根据流体换热和固体换热公式, 壁面温度分别为:

$$T_w = \frac{q'' - q_{rad}''}{h_f} + T_f \quad (3)$$

$$T_w = \frac{(q'' - q_{rad}'' \Delta n)}{K_s} + T_s \quad (4)$$

若边界条件是对流换热, 即给定对流换热系数  $h_{ext}$ , 则:

$$\begin{aligned} q'' &= h_f(T_w - T_s) + q_{rad}'' \\ &= h_{ext}(T_{ext} - T_w) \end{aligned} \quad (5)$$

若边界条件是辐射换热, 即给定辐射系数  $\varepsilon_{ext}$ , 则:

$$\begin{aligned} q'' &= h_f(T_w - T_s) + q_{rad}'' \\ &= \varepsilon_{ext} \sigma(T_{\infty}^4 - T_w^4) \end{aligned} \quad (6)$$

同时考虑对流和辐射时, 则:

$$\begin{aligned} q'' &= h_f(T_w - T_f) + q_{rad}'' \\ &= h_{ext}(T_{ext} - T_w) + \varepsilon_{ext} \sigma(T_{\infty}^4 - T_w^4) \end{aligned} \quad (7)$$

流体内侧的热交换由下公式计算获得:

$$q'' = k_f \left. \frac{\partial T}{\partial T} \right|_{wall} \quad (8)$$

### 2.2 湍流模型

本文使用以 Navier-Stokes 方程为基础的 Realizable  $\kappa$ - $\varepsilon$  模型湍流模型,  $\kappa$  和  $\varepsilon$  是两个基本未知

量, 湍流动能 ( $\kappa$ ) 方程和耗散 ( $\varepsilon$ ) 输运方程分别为<sup>[8]</sup>:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\kappa) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\kappa u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}[(u + \frac{u_t}{\sigma_\kappa})\frac{\partial\kappa}{\partial x_j}] + G_\kappa + G_b - \rho\varepsilon - Y_M + S_\kappa \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}[(u + \frac{u_t}{\sigma_\varepsilon})\frac{\partial\varepsilon}{\partial x_j}] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{\kappa + \sqrt{\nu\varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{\kappa} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (10)$$

式中:  $\rho$  为气流密度;  $u_i$ 、 $u_j$  为速度分量;  $g_i$  为重力分量;  $T$  为温度;  $G_\kappa$ 、 $G_b$ 、 $\beta$  的计算公式为:

$$G_\kappa = -\rho \overline{u_i' u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (11)$$

$$G_b = \beta g_i \frac{u_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (12)$$

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial T} \quad (13)$$

对于可压流体:

$$Y_M = 2\rho\varepsilon M_t^2 \quad (14)$$

式中:  $Pr_t$  为湍流 Prandtl 数;  $M_t$  为湍流马赫数;

$$u_t = \rho C_u \frac{\kappa^2}{\varepsilon}; \quad v = \mu/\rho; \quad \text{模型中 } C_1 = \max[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5}],$$

$$\eta = S \frac{\kappa}{\varepsilon}, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right), \quad C_1, C_2 \text{ 和 } C_{3\varepsilon} \text{ 为常数, } S_\kappa \text{ 和 } S_\varepsilon \text{ 为自定义项。}$$

### 2.3 高超声速飞行器温度场计算

本文采用商业计算软件 FLUENT 来计算目标的温度场分布, 为保证可压缩流中激波捕捉精度, 采用基于密度的求解器, 湍流模型使用 Realizable  $\kappa$ - $\varepsilon$  模型, 边界条件类型包括压力远场, 绝热无滑移壁面等<sup>[9]</sup>。在计算过程中, 主要考虑高度、速度、辐射、热对流等的影响作用。根据 X-51A 的飞行特点, 本文选取计算条件如表 1 和表 2 所示。

表 1 仿真目标飞行参数

Table 1 Movement parameters of target

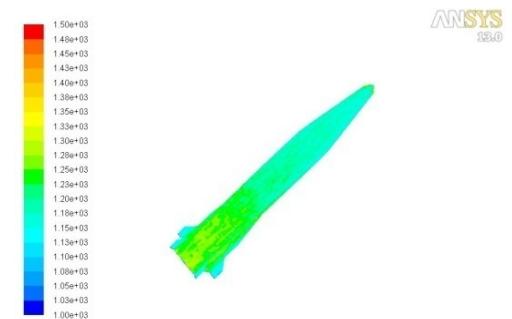
参数	数值
飞行高度	30 km
飞行速度	6 Ma
大气压力	1171.9 Pa
大气温度	225.65 K
大气密度	Ideal-gas

表 2 仿真目标物性参数

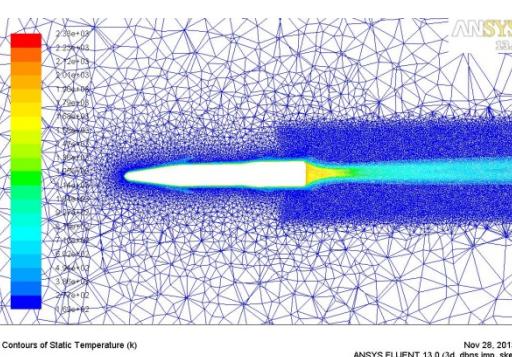
Table 2 Physical parameters of target

属性	空气	蒙皮
密度/(kg/m <sup>3</sup> )	Ideal-gas	2719
比热 J/(kg·K)	1006.43	871
热传导 W/(m·K)	0.0242	202.4

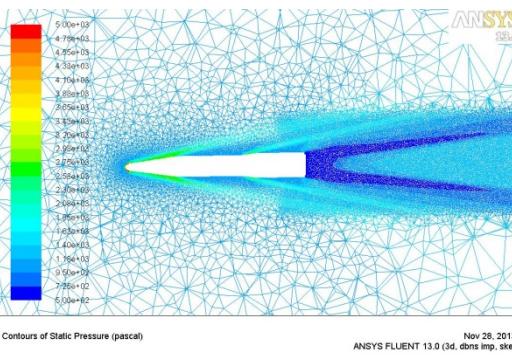
如图 4 所示, 机身温度分布变化不大, 在机头位置由于气动加热的作用, 温度高于其他区域, 其后方温度缓慢降低, 在尾喷口附近温度略微升高, 符合对高超声速温度分布的一般认知。



(a) 目标机身温度场



(b) 目标流场温度分布



(c) 目标流场压力分布

图 4 飞行器与流场温度、流场压力分布

(速度为 6 Ma, 飞行高度为 30 km)

Fig.4 Temperature, pressure distribution of X-51A and flow field(speed: 6 Ma, height: 30 km)

速度是影响蒙皮红外辐射特性的主要原因之一, 因为蒙皮的红外特性与其温度息息相关, 而蒙皮温度分布的主要影响因素为气动加热与发动机工作状态, 速度与油门大小有一定的关系, 同时, 速度的大小也是影响气动加热的主要因素之一。X-51A 在 30 km 高度、不同速度下, 其机身轴向温度分布如图 5 所示, 其中,  $x$  坐标轴从小到大表示从机头到尾喷,  $y$  坐标轴表示相应位置的温度。由

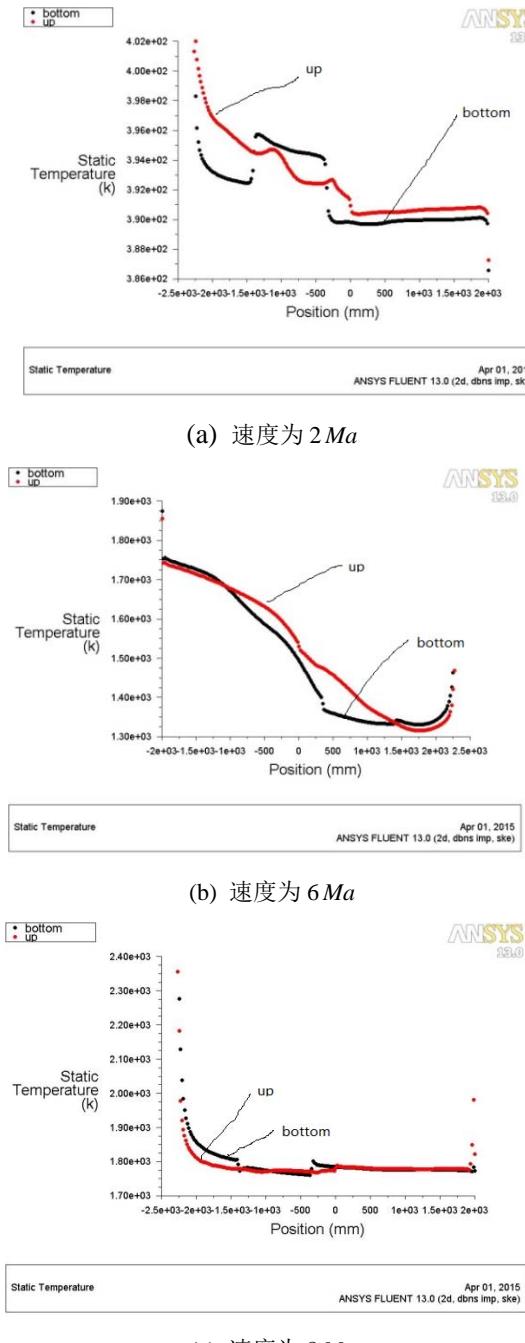


图 5 X-51A 温度分布

Fig.5 Temperature distribution of X-51A

图可以看出: 随着飞行速度的增大, 飞行器的气动加热作用增强, 机体温度整体升高, 蒙皮的红外辐射也随之增大。同时, 速度较低时, 由于发动机热部件的作用, 机身中部温度较其他部位升高, 但随着速度的增加, 发动机的影响作用逐渐减小, 气动加热成为更主要的温度影响因素。

### 3 红外特性仿真

飞行器的红外辐射经过大气传输作用, 最后到达探测器, 大气传输作用主要包括大气衰减与大气路径辐射。

飞行器的自身辐射主要与飞行器的温度相关, 根据普朗克单色辐射公式, 给定波段( $\lambda_1 \sim \lambda_2$ )范围内目标红外辐射为:

$$W_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon(\lambda, T) \cdot \frac{c_1}{\lambda^5 \cdot [\exp(c_2 / \lambda T) - 1]} d\lambda \quad (15)$$

式中:  $\varepsilon(\lambda, T)$  为飞行器表面材质在给定波段, 给定温度下的发射率;  $c_1$ 、 $c_2$  为辐射常数。

经过大气作用, 到达探测器前端的飞行器红外辐射可表示为:

$$W_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \left\{ \tau [\varepsilon(\lambda, T) \cdot \frac{c_1}{\lambda^5 \cdot [\exp(c_2 / \lambda T) - 1]}] + (1 - \tau) W_{\text{stm}} \right\} d\lambda \quad (16)$$

式中:  $\tau$  为大气衰减率;  $W_{\text{stm}}$  为大气路径辐射。

本文主要使用法国建模软件 SE-WORKBENCH-EO 来进行红外图像仿真与渲染。SE-WORKBENCH-EO 是一个有效的、专业的用于红外合成环境数据生成、仿真和分析的工具包, 提供了一个可见光与红外的合成环境的仿真传感器感知一致的、无比精确的方法。

根据计算得到的目标温度分布, 使用 SE-WORKBENCH-EO 软件对大气透过率、大气路径辐射以及探测器的相关特性进行仿真计算, 最终获得目标的红外特性图像, 如图 6 所示。

### 4 结论

本文通过综合考虑目标运动状态、大气环境等因素的影响作用, 建立临近空间高超声速飞行器的温度场模型与红外特性模型。由于并没有实测数据, 并不能对模型进行验证, 但是其温度分布和红外特性与理论认知一致, 可为临近空间高超声速飞行器红外特性的研究工作提供一些参考数据, 为目标的探测、识别、精确打击提供基础数据, 有一定应用价值。

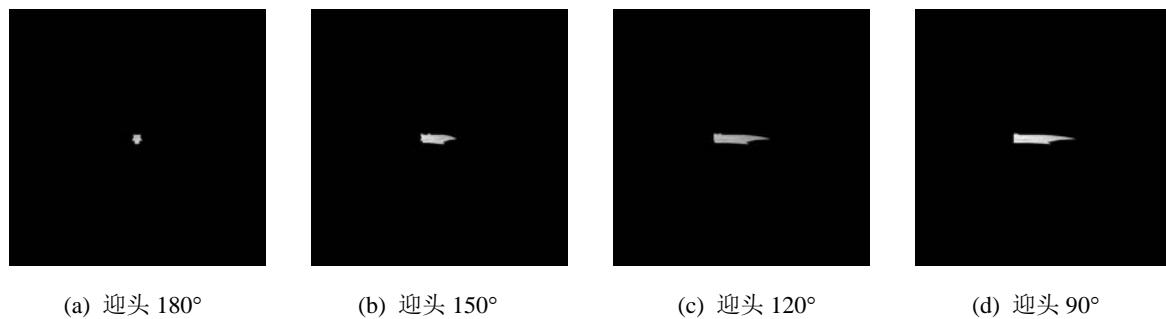


图 6 X-51A 红外图像 (速度 6 Ma, 高度 30 km)

Fig.6 Infrared image of X-51A(speed: 6Ma, height: 30 km)

### 参考文献:

- [1] 沈海军, 程凯, 杨莉. 近空间飞行器[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.  
SHEN Haijun, CHENG Kai, YANG Li. *Near Space Aerocraft*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012.
- [2] 薛永江, 李体方. 临近空间飞行器发展及关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2011(2): 32-36.  
XUE Yongjiang, LI Lifang. The analysis of near space vehicle development and key technology[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2011(2): 32-36.
- [3] 张胜涛, 陈方, 刘洪. 近空间高超飞行器气动热红外特性数值仿真[J]. 计算机仿真, 2010(1): 114-116.  
ZHANG Shengtao, CHEN Fang, LIU Hong. Numerical simulation of aero-thermal infrared radiation of near space hypersonic vehicle[J]. *Computer Simulation*, 2010(1): 114-116.
- [4] 张海林, 周林, 高少杰, 等. 美国 X-51A 飞行器发展分析[J]. 飞航导弹, 2014(9): 32-35.  
ZHANG Hailin, ZHOU Lin, GAO Shaojie. Analysis of the development of American X-51A aircraft[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2014(9): 32-35.
- [5] 张涵信. 网格与高精度算法问题[J]. 力学学报, 1999, 31(4): 398-405.  
ZHANG Hanxin. Problems about grid and high order schemes[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1999, 31(4): 398-405.
- [6] 吕航, 何广军, 张作帅, 等. 临近空间高超声速飞行器发展现状及跟踪技术[J]. 飞航导弹, 2003(9): 14-17.  
LV hang, HE Guangjun, ZHANG Zuoshuai. The development status and tracking technology of the space hypersonic vehicle[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2003(9): 14-17.
- [7] 吕红庆. 高超声速飞行器气动加热及热响应分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.  
LV Hongqing. Aerodynamic heating and thermal response analysis of hypersonic vehicle[D]. Haerbin: Haerbin Engineering University, 2006.
- [8] ROBERT E C. Prediction and control of turbulent aero-optical using large eddy simulation[C]//2nd Annual AIAA SDIO Interceptor Technology Conference, 1993: 1993-2670.
- [9] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.