

基于湍流模型的飞行器温度场数值仿真研究

范福强¹, 邢素霞¹, 张俊举²

(1. 北京工商大学人工智能学院, 北京 100048; 2. 南京理工大学电子工程与光电技术学院, 江苏 南京 210094)

摘要:飞行器红外成像仿真需要不同飞行条件下的温度场分布。本文利用标准(Standard) $k-\varepsilon$ 模型、剪切应力传输(SST) $k-\varepsilon$ 模型和 Spalart-Allmaras(S-A) 模型分别进行数值模拟仿真计算, 研究不同飞行速度和飞行高度下的飞行器温度场分布, 并对不同模型的结果进行对比分析。首先, 利用 MultiGen Creator 软件对飞行器进行三维建模; 其次采用 Hypemesh 软件和 Fluent meshing 软件中进行面网格划分和体网格划分, 最后采用 Fluent 2022R1 软件仿真飞行器静态温度场分布, 通过改变湍流模型与边界条件设置, 对不同飞行速度和不同高度下飞行器温度场进行数值模拟仿真, 并与理论结果进行了对比分析。实验结果显示, 3种湍流模型均能较好的模拟飞行器蒙皮与尾喷管内壁壁面温度值。飞行器蒙皮温度随着飞行马赫数的增加不断升高; 随着飞行高度的升高而不断地降低, 与理论结果变化规律一致。在尾喷管内壁面温度仿真中, 3种湍流模型仿真的内壁面温度最高相差 21 K, 相对误差在 1.8% 左右, 在红外仿真中近似忽略不计, 故 3种湍流模型均适合尾喷管内壁面温度场仿真。在蒙皮温度场仿真中, 3种湍流模型仿真计算的蒙皮平均温度值与理论温度值的相对误差均在 5% 以内, 均可满足红外成像仿真的温度差值要求, 其中 $k-\varepsilon$ 模型在蒙皮温度场模拟中与理论温度值最为接近, 因此 $k-\varepsilon$ 模型精度更高, 更适用于飞行器的流场仿真, 能更好地仿真出空气动力加热对飞行器温度场的影响。

关键词: Standard $k-\varepsilon$ 模型; SST $k-\varepsilon$ 模型; S-A 模型; 飞行器; 温度场模拟

中图分类号: V271.4⁺1; TN219 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1001-5078.2024.05.016

Numerical simulation study of aircraft temperature field based on turbulence modeling

FAN Fu-qiang¹, XING Su-xia¹, ZHANG Jun-ju²

(1. Artificial Intelligence Institute, Beijing Technology and Business University, Beijing 100048, China; 2. College of Electronic Engineering and Optoelectronics Technology, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The infrared imaging simulation of aircraft requires temperature field distribution under different flight conditions. In this study, the Standard $k-\varepsilon$ Model, SST $k-\varepsilon$ model and S-A model are used to simulate the temperature field of the aircraft respectively, and the simulation accuracy and difference of the temperature field of the three turbulence models at different flight speeds and flight heights are studied. Further comparison with the theoretical values is made to select a suitable simulation model of the temperature field of the aircraft, in order to provide an important reference for the infrared imaging simulation of the aircraft. Firstly, MutiGen Creator software is used to establish the three-dimensional geometric modeling of the aircraft. Secondly, surface mesh and volume mesh are generated in Hypemesh software and fluent mesh software in turn. Finally, Fluent 2022R1 software is used to simulate the static temperature field distribution of the vehicle, and the temperature field of the vehicle is simulated under different flight speeds and different altitudes by changing the turbulence model and the boundary condition settings, and compared with the theoretical results. By changing the turbulence model and boundary condition settings, the temperature field of the aircraft

作者简介: 范福强, 男, 硕士研究生, 主要从事红外成像仿真方面的研究。E-mail: fan17562148086@163.com

通讯作者: 邢素霞, 女, 博士, 副教授, 主要从事红外成像仿真、模式识别方面的研究。E-mail: xingsuxia@163.com

收稿日期: 2023-08-30; **修订日期:** 2023-10-13

at different flight speeds and different altitudes is simulated numerically and compared with the theoretical results. The experimental results show that the three turbulence models can simulate the temperature of the inner wall of the nozzle and the skin of the aircraft better. The temperature of the skin of the aircraft rises with the increase of the flight Mach number, and decreases with the increase of the flight altitude, which is consistent with the theoretical results. In the tail nozzle inner wall surface temperature simulation, three kinds of turbulence model simulation of the inner wall surface temperature of the highest difference of 21 K, the relative error in 1.8 % or so, in the infrared simulation of the approximate negligible, so the three kinds of turbulence model are suitable for tail nozzle inner wall surface temperature field simulation. And it can better simulate the effect of aerodynamic heating on the temperature field of the vehicle. The model is more accurate and more suitable for the simulation of the flow field of the aircraft, which can better simulate the effect of aerodynamic heating on the temperature field of the aircraft.

Keywords: Standard $k-\varepsilon$ model; SST $k-\varepsilon$ model; S-A model; air vehicle; temperature field simulation

1 引言

飞行器的温度场分布是决定其红外隐身性能的关键因素。基于流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法的数值仿真已成为一种有效的手段,可以预测和分析飞行器表面温度分布,为飞行器设计和研发提供重要的参考依据,同时还有助于提高飞行器的寿命和安全性。

在仿真方法方面,目前常用的包括有限元方法、有限体积方法和有限差分方法等。其中,有限体积方法因其计算精度高、稳定性好等优点,已成为 CFD 方法的主要方法之一。在数值模型方面,标准 $k-\varepsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型与 S-A 模型是常用的湍流模型,用于预测和分析不同飞行条件下的飞行器蒙皮与尾喷管的温度场分布。此外,随着深度学习和人工智能技术的发展,基于机器学习的数据驱动方法也被应用于蒙皮温度场的预测和分析。

在国外,针对飞行器温度场的仿真研究已经非常成熟,并且得到了广泛的应用。例如,欧洲空间局(ESA)和美国航空航天局(NASA)等机构在蒙皮温度场仿真方面开展了大量的研究。并且建立了一套完整的仿真分析体系。ESA 在 2008 年推出了一款名为 Thermal Desktop 的软件,该软件采用有限元方法和 CFD 方法相结合的方式,可以预测和分析航天器表面温度分布。NASA 则利用 CFD 方法和多孔介质模型,预测了不同速度和高度下的航天器表面温度分布,并研究了不同表面材料和涂层对温度分布的影响。

在国内,随着计算机技术和数值模拟方法的不断发展,越来越多的研究人员开始采用 CFD 方法对飞行器蒙皮温度场以及导弹等进行仿真研究。林士峰利用 Fluent 软件求解了某型号空对地导弹、某型号巡航导弹以及地面的桥梁、坦克和导弹阵地等军事目标的温度场,并将模拟的结果与经验公式计算

结果进行对比,验证数值模拟的可靠性^[1]。夏新林采用 S-A 模型对飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析^[2],王杏涛基于 Fluent 数值模拟的方法对飞行器 8 ~ 14 μm 波段的蒙皮及发动机壁面红外辐射特征进行了研究^[3]。文献[4] ~ [7]利用商用软件 Fluent 对飞机的外流场进行数值模拟求解获得飞机表面的温度场分布数据进而获得飞机红外特征数据。吴沿庆、王刚基于 Fluent 软件采用 $k-\varepsilon$ 模型对飞行器流场建模与红外辐射特性分析^[8-9]。以上研究分别采用了不同的湍流模型对飞行器温度场进行仿真,但计算结果并没有与飞行器蒙皮理论温度值进行对比,无法判定哪种湍流模型的仿真结果与理论结果更贴近,更适合飞行器温度场仿真研究。

本研究将在此基础上采用基于 Fluent 的 CFD 方法,分别采用标准 $k-\varepsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型与 S-A 模型对飞行器温度场进行数值模拟仿真研究,考虑 3 种湍流模型在不同马赫数、不同飞行高度条件下的温度场仿真中的差异,并进一步分析哪种湍流模型更适合飞行器温度场研究,以期对飞行器红外隐身性能评估提供重要参考依据。

2 基本守恒方程与湍流模型研究

2.1 基本守恒方程

基于 Fluent 的飞行器温度场仿真,需要解决流体力学中的三大守恒方程,即质量守恒、动量守恒和能量守恒方程。

质量守恒方程(连续性方程)描述了流体在流动过程中质量保持不变。其数学表达式:

$$\nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (1)$$

式中, ρ 表示流体密度; u 表示流体速度矢量; $\nabla \cdot$ 表示散度运算。

动量守恒方程(Navier-Stokes 方程)描述了流体

中各个方向上的动量变化。其数学表达式:

$$\rho(\partial u/\partial t + u \cdot \nabla u) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + \rho g \quad (2)$$

式中, t 表示时间; p 表示压力; τ 表示应力张量; g 表示重力加速度矢量。在求解过程中, 流体的黏性应力和湍流应力需要使用湍流模型进行计算。

能量守恒方程描述了流体在流动过程中的能量变化。其数学表达式:

$$\rho(\partial e/\partial t + u \cdot \nabla e) = \nabla \cdot (k \nabla T) + Q + S \quad (3)$$

式中, e 表示比内能; T 表示温度; k 表示热传导系数; Q 表示体积加热率; S 表示压力耗散项。

在基于 Fluent 的飞行器温度场仿真中, 守恒方程需要被离散化求解。Fluent 提供了多种求解器和离散化方法, 以满足不同类型流动问题的需求。通过求解守恒方程, 可以得到流场的速度、压力和温度等关键参数, 从而分析飞行器蒙皮温度场的分布特征。

2.2 湍流模型

标准 $k-\varepsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型与 S-A 模型是计算流体动力学(CFD)中常用的三种湍流模型。这三种模型在飞行器温度场数值模拟研究中具有不同的适用性和优缺点。

2.2.1 标准 $k-\varepsilon$ 模型

标准 $k-\varepsilon$ 模型由 Launder 和 Spalding 提出, 是常用湍流模型中的二方程模型, 需要求解两个变量: 速度和长度尺度。它具有应用范围广、精度高等优势。 $k-\varepsilon$ 模型只适合完全湍流的流动过程模拟。其湍动能 k 及耗散率 ε 的方程如式:

湍动能 k 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (4)$$

耗散率 ε 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \cdot \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (5)$$

式中, ρ 为流体密度; u_i 为流体平均速度; μ 为流体黏度系数; t 是时间; σ_k 、 σ_ε 分别代表 k 、 ε 对应的普朗特数, 通常取值 $\sigma_k = 1.0$ 、 $\sigma_\varepsilon = 1.3$; G_k 表示由于平均速度梯度引起的湍动能; G_b 是由于浮力引起的湍动能; $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 是模型常数, 分别取值为

1.44、1.92、0.09; Y_M 是可压速流中脉动膨胀对总的耗散率的影响, 在可压缩湍流中过渡的扩散产生的波动^[10]; μ_t 为湍流动力黏性系数。

湍流粘性系数的计算公式:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

式中, C_μ 为常数。

2.2.2 SST $k-\omega$ 模型

SST $k-\omega$ 模型由 F. R. MENTR 提出的, 用于描述了湍流黏度定义中的湍流剪切应力的传递, 并结合使用了 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$ 优点, 即对近壁区域采用标准 $k-\varepsilon$ 模型而对充分发展的远壁区域选用标准 $k-\omega$ 模型, 从而提高了在广泛自由流中的精确度和可靠性^[11]。其湍动能 k 及耗散率 ω 的方程如式:

湍动能 k 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (7)$$

耗散率 ω 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (8)$$

式中, Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散率, 其公式如(9)、(10)所示; Y_k 和 Y_ω 分别为 k 和 ω 因湍流引起的耗散; G_k 、 G_ω 分别为 k 、 ω 引起的湍流动能; D_ω 为交叉扩散率。

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_{t1}}{\sigma_k} \quad (9)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_{t1}}{\sigma_\omega} \quad (10)$$

式中, μ_{t1} 为修正后的湍流黏性系数, 其表达式:

$$\mu_{t1} = \frac{\rho \kappa}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega} \right]} \quad (11)$$

式中, α^* 为抑制湍流黏性系数; S 为应变率幅度; F_2 为湍流普朗特数的融合项; α_1 为常数。

2.2.3 Spalart-Allmaras 模型

S-A 模型是 Spalart-Allmaras 提出, 用来解决因湍流粘滞率而修改的数量方程。S-A 模型主要在空气动力学和流体机械等含有中度分离现象的应用场合被使用, 如接近音速或超音速的机翼绕流以及边界层流动等^[12]。其方程式:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \nu) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \nu u_i) = G_\nu +$$

$$\frac{1}{\sigma_v} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho\nu) \frac{\partial v}{\partial x_j} \right] + C_{\text{t2}\rho} \left(\frac{\partial v}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - Y_v \quad (12)$$

式中, ν 为速度; G_v 是由于速度引起的湍动能; Y_v 是由于湍流引起的耗散;

3 飞行器三维建模与网格划分

3.1 飞行器三维建模

对飞行器的三维建模方式一般分为两种:第一种是用现在很流行的三维建模软件例如 3DMAX、Autocad、Catia 等建模,这种方法的优点是三维展示效果逼真,但飞行器三维模型中存在很复杂的层次结构,修改模型比较困难。另外一种是利用 Multi-Gen Creator 软件进行建模。

Multigen Creator 采用结点构成的 Open Flight 数据结构,以树状的形式存储在数据库的内存之中,这种结构可以通过移动和编辑结点得到所需要的几何模型特性^[13-14]。这个独特的结构为其创建高真实性的仿真模型提供了基础。

本文以某型隐身战斗机为研究对象,采用 Mutigen Creator 软件建立飞行器的三维几何模型,如图 1 所示。

3.2 飞行器网格划分

将建立好的三维模型格式转为 .x_t 格式保存。为保证飞行器的外流场的完整性和计算的可靠性,将飞行器的外流场区域简化为一个长方形区域,其长度为飞机长度的 15 倍,其他方向为机身最大展宽 5~10 倍,目标处于流场 1/3 处,本文基于 Hypemesh 与 Fluent meshing 软件对模型非结构网格划分,在 Hypemesh 软件中进行面网格划分,其中面网格均采用三角形网格;在 Fluent meshing 软件中进行体网格划分,其中体网格为六面体与四面体的混合网格。整个计算域网格规模为 520 万,其飞行器机体网格划分结果如图 2 所示。

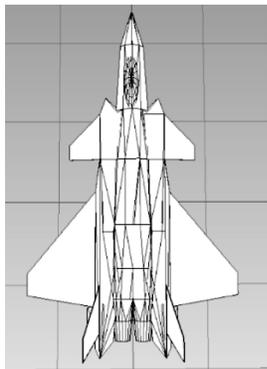


图 1 飞行器三维几何模型图

Fig. 1 3D geometric modeling drawing of aircraft

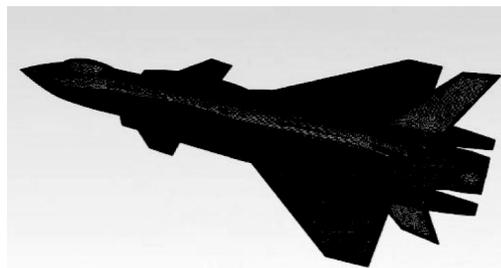


图 2 飞行器体网格划分图

Fig. 2 Grid division diagram of aircraft body

4 飞行器温度场仿真

飞行器在空中高速飞行时蒙皮温度场的变化主要受到两方面的影响,分别为蒙皮外部环境热与舱内传热的耦合作用。蒙皮外部环境热作用包括空气动力对流换热与太阳辐射,太阳辐射对飞机蒙皮辐射面的影响只有 5 K 左右^[8]。飞行器舱内传热主要指发动机热源对于蒙皮的热传导,发动机位置接近尾喷口,由于隔热和散热结构的设计,发动机对机身蒙皮温度影响较小。因此,飞行器在高速飞行时蒙皮温度升高主要是来自于空气动力加热,故本文主要研究空气动力加热对飞行器蒙皮温度场的影响。

利用 Fluent 软件对飞机机体及外流场进行仿真。湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,设定飞行高度为 11 km,攻角为 0° 的平飞状态。辐射模型采用离散坐标(DO),加载太阳辐射模型,根据北京的经纬度来设置全局位置,经度为东经 117° 纬度为 39° ,日期为 10 月 1 日。太阳辐射能量有理论最大值与晴朗天气两种,本研究选择理论最大值。组分模型选择为没有相变化和化学变化的组分传递模型,假设气体完全燃烧,燃烧后的产物为二氧化碳和水。材料类型为混合材料,属性中密度设置为理想气体。质量扩散率与热扩散系数设置为动力学理论,吸收系数为一种灰气体加权平均模型,根据二氧化碳和水的组分来确定吸收系数^[8]。飞行器及外流场边界条件设置:①将尾喷口边界条件设置为质量进口,质量流率为 82 kg/s,设尾喷管中燃气完全膨胀,喷口静压设置为等于大气压强,为 22700 Pa,温度为 1205 K^[4]。②外流场的进出口及四周边界均设置为压力远场,外流场压力远场边界设置为温度 217 K,表压为 22700 Pa,飞行速度为 1.6 Ma。壁面边界条件采用的是静止壁面,剪切条件为无滑移,热通量为 0。

采用基于密度基的隐式方法进行求解计算,取连续性、湍动能、耗散率等残差小于 10^{-3} 作为收敛

度判别标准。初始化方法采用混合初始化,在求解器中经过 2000 次以上迭代计算满足收敛精度,获得飞行器静态温度分布图如图 3 所示。

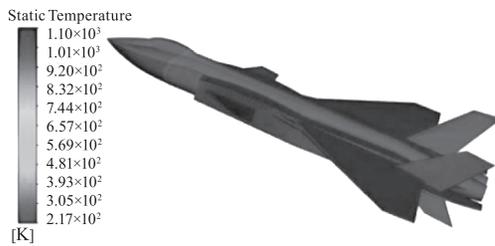


图3 飞行器静态温度场分布图

Fig. 3 Static temperature field distribution map of aircraft

5 飞行器温度场数值仿真结果分析

在飞行器静态温度场仿真基础上,分别采用三

种不同的湍流模型,对不同飞行马赫数下飞行器温度场进行数值模拟与仿真,以及不同飞行高度下飞行器温度场进行数值模拟与仿真。

为比较三种模型的仿真性能,将模型结果与理论值进行对比。蒙皮温度理论值采取经验公式进行计算:

$$T_s = T_0 \left[1 + \sqrt{pr} \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}^2 \right] \quad (13)$$

式中, T_0 为飞行器蒙皮所处位置的大气温度值,单位为 K; \sqrt{pr} 为温度恢复系数,对于层流取 0.82、湍流取 0.87; γ 为理想气体比热比,对于空气可取 1.4; Ma 为飞行器飞行马赫数。尾喷口温度设为定值 1205 K。不同马赫数和不同飞行高度下的理论值如表 1 和表 2 所示。

表 1 不同飞行马赫数下飞行器温度数值仿真结果

Tab. 1 Numerical simulation results of aircraft temperature at different flight mach numbers

Flight altitude/km	Turbulence model	Temperature of the inner wall of the tail nozzle/K	Skin maximum temperature/K	Skin minimum temperature/K	Skin average temperature/K	Skin theoretical temperature/K	Relative error
0.5	SST $k-\varepsilon$	1095.927	239.9547	213.4986	234.6703	226.4395	0.036349
	$k-\varepsilon$	1073.289	242.8988	214.6635	234.3552	226.4395	0.034957
	S-A	1076.114	246.4213	215.9526	234.881	226.4395	0.037279
0.8	SST $k-\varepsilon$	1095.967	269.0884	202.8935	247.011	241.1651	0.02424
	$k-\varepsilon$	1073.289	276.8752	201.6586	246.5994	241.1651	0.022534
	S-A	1075.119	271.9124	205.7018	248.0998	241.1651	0.028755
1.0	SST $k-\varepsilon$	1095.984	275.3244	208.5716	259.5711	254.758	0.018893
	$k-\varepsilon$	1073.299	277.6282	208.9515	258.8776	254.758	0.016171
	S-A	1075.121	276.2738	211.3527	260.8376	254.758	0.023864
1.6	SST $k-\varepsilon$	1096.024	356.0583	217.1857	314.5885	313.6604	0.002959
	$k-\varepsilon$	1073.277	342.722	232.5212	313.7202	313.6604	0.000191
	S-A	1075.139	349.0742	232.9187	314.9396	313.6604	0.004078
2.0	SST $k-\varepsilon$	1096.024	409.5112	254.5274	365.73	364.56	0.003209
	$k-\varepsilon$	1073.277	402.2105	270.9422	364.2699	364.56	0.000769
	S-A	1075.139	407.7874	269.7474	366.2426	364.56	0.004615

表 2 不同飞行高度下飞行器温度数值仿真结果

Tab. 2 Numerical simulation results of aircraft temperature at different flight altitudes

Flight altitude/km	Turbulence model	Temperature of the inner wall of the tail nozzle/K	Skin maximum temperature/K	Skin minimum temperature/K	Skin average temperature/K	Skin Theoretical temperature/K	Relative error
0	SST $k-\varepsilon$	1095.292	330.8729	286.7166	323.286	320.2383	0.009517
	$k-\varepsilon$	1073.106	330.3103	286.1657	323.0832	320.2383	0.008884
	S-A	1074.444	334.6608	287.9343	323.9836	320.2383	0.011695
6	SST $k-\varepsilon$	1095.748	284.3284	236.0748	275.8308	276.9509	0.004044
	$k-\varepsilon$	1073.185	286.9949	244.7011	275.966	276.9509	0.003556
	S-A	1074.945	285.5307	238.646	275.4843	276.9509	0.005296
11	SST $k-\varepsilon$	1095.967	269.0884	202.8935	247.011	241.1651	0.02424
	$k-\varepsilon$	1073.289	276.8752	201.6586	246.5994	241.1651	0.022534
	S-A	1075.119	271.9124	202.5018	248.0998	241.1651	0.028755

5.1 不同马赫数下飞行器温度场数值仿真

采用3种不同湍流模型分别对不同飞行马赫数下进行温度场进行仿真。按照飞行马赫数,飞行速度分为亚音速和超音速。本文主要设置了5个飞行马赫数(Ma),分别为亚音速0.5 Ma、0.8 Ma和1 Ma,超音速1.6 Ma和2 Ma。飞行高度为11 km,压强为22700 Pa,静温为217 K,飞行攻角为0°。如图4~图8所示仅展示了标准 $k-\epsilon$ 模型的数值仿真结果。

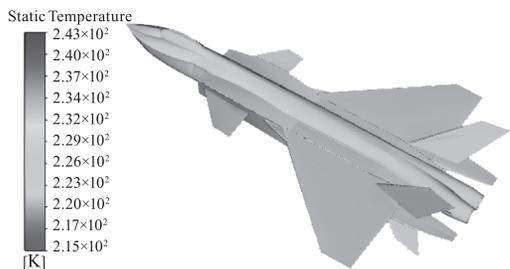


图4 $Ma = 0.5$ 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 4 $Ma = 0.5$ temperature field distribution diagram of aircraft skin

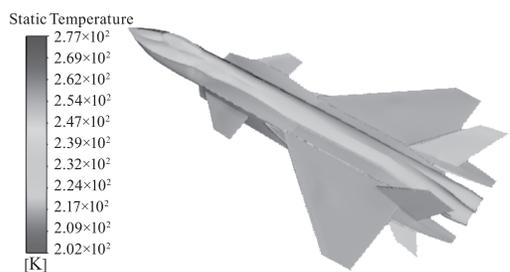


图5 $Ma = 0.8$ 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 5 $Ma = 0.8$ temperature field distribution diagram of aircraft skin



图6 $Ma = 1$ 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 6 $Ma = 1$ temperature field distribution diagram of aircraft skin



图7 $Ma = 1.6$ 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 7 $Ma = 1.6$ temperature field distribution diagram of aircraft skin

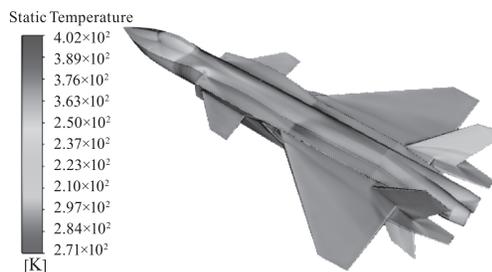


图8 $Ma = 2$ 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 8 $Ma = 2$ temperature field distribution diagram of aircraft skin

由图4~图8可以发现,飞行器蒙皮温度随着飞行马赫数的增加而升高,主要是由于空气动力加热的作用越来越显著。在飞行器头部与进气口附近的温度普遍高于机体温度,主要是由于其剧烈的压缩空气所致,同时与超音速飞行导致的飞行器流场附近高温激波现象密切相关^[15]。

表1所示为3种湍流模型仿真下的蒙皮最高、最低、平均温度,以及尾喷管内壁面温度。

由表1可知,尾喷管内壁面的温度值,随着S-A模型、SST $k-\omega$ 模型、 $k-\epsilon$ 模型的温度都趋于稳定的温度值,不随飞行马赫数的增加而变化。其中 $k-\epsilon$ 模型与S-A模型尾喷管内壁面的温度值相近,分别为1073 K和1075 K左右,两者模型的温度差在2 K以内,而SST $k-\omega$ 模型温度值尾喷管内壁面的温度值在1095 K左右,与 $k-\epsilon$ 模型和S-A模型相比温度差22 K,误差温度约占尾喷管内壁面温度的1.8%。因此,3种湍流模型均适合尾喷管内壁面温度场仿真。

从表1可知,飞行器在亚音速飞行时,随着飞行马赫数不断升高,蒙皮的最低温度却在不断降低,直到超音速飞行时,蒙皮的最低温度随着马赫数增加在不断升高。在亚音速飞行时3种湍流模型计算的蒙皮平均温度值与理论温度值相差7 K左右,S-A模型计算得到的蒙皮最低温度值比SST $k-\omega$ 模型与 $k-\epsilon$ 模型的温度要高;在超音速飞行时3种湍流模型计算的蒙皮平均温度值与理论温度值相差2 K左右,SST $k-\omega$ 模型计算的蒙皮最高温度要比其余两个湍流模型的温度值要高,SST $k-\omega$ 模型计算的蒙皮最低温度要比其余两个湍流模型的温度值要低15 K左右。3种模型仿真的相对误差均在5%以内,均可满足红外成像仿真的温度差值要求,其中 $k-\epsilon$ 模型在蒙皮温度场模拟中与理论温度值最为接近。

5.2 不同飞行高度飞行器温度场数值仿真

飞行高度按照距地面的距离分为对流层($0 \leq h$

≤ 11 km)与平流层($11 < h \leq 20$ km)。本研究模拟条件设定为飞行马赫数 0.8 Ma、飞行攻角为 0° ，飞行高度分别设置为 0 km、6 km 和 11 km。飞行高度为 0 km 时边界条件中温度设置为 288.15 K、压强为 101325.2 Pa。飞行高度为 6 km 时边界条件中温度设置为 249.2 K、压强为 47218 Pa。飞行高度为 11 km 时边界条件中温度设置为 217 K、压强为 22700 Pa。如图 9~图 11 仅展示了利用 SST $k-\omega$ 模型模拟仿真的飞行器蒙皮温度场分布结果。

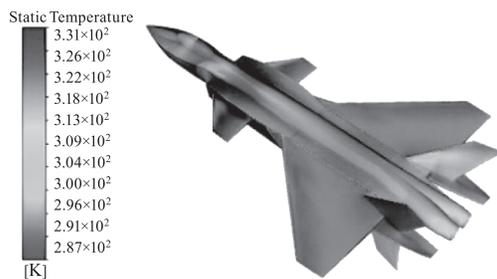


图 9 $h=0$ km 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 9 $h=0$ km temperature field distribution diagram of aircraft skin

由图 9~图 11 可知,随着飞行器飞行高度的不断升高,飞行器蒙皮温度在不断地降低。这是由于飞行器随着飞行高度的不断升高,飞行器所在位置周围的空气温度在不断下降,进而蒙皮温度也在逐渐降低,与表 2 中的数值模拟结果一致。

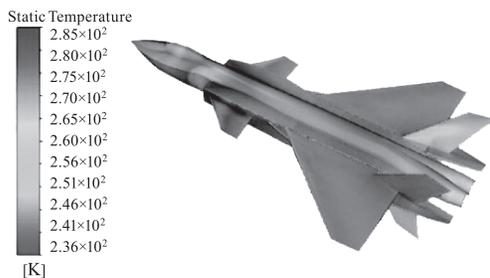


图 10 $h=6$ km 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 10 $h=6$ km temperature field distribution diagram of aircraft skin

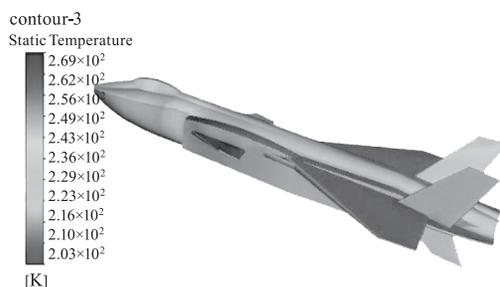


图 11 $h=11$ km 飞行器蒙皮温度场分布图

Fig. 11 $h=11$ km temperature field distribution diagram of aircraft skin

如表 2 所示为不同飞行高度下飞行器温度数值仿真结果。在表 2 中飞行器在 0 km 和 6 km 飞行时 3 种湍流模型计算的蒙皮平均温度值与理论温度值相近最多相差 3 K;飞行器在 11 km 飞行时 3 种湍流模型计算的蒙皮平均温度值相近与理论温度值相差 6 K 左右,同时 $k-\varepsilon$ 模型计算得蒙皮最高温度比 S-A 模型、SST $k-\omega$ 模型的最高温度值高 5 K 左右,3 种湍流模型的蒙皮最低温度相差 1 K 左右,与蒙皮的最低温度值相比较可以忽略不计。 $k-\varepsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型和 S-A 模型仿真的相对误差均在 5% 以内,均能较好地实现不同飞行高度下飞行器温度场仿真,其中 $k-\varepsilon$ 模型计算的蒙皮平均温度值与理论温度值更接近。

6 结论

本研究基于 Fluent 软件平台对飞行器及外流场进行了数值模拟仿真,获得了飞行器温度场数据,通过分析可以获得以下结论:

(1) 3 种湍流模型均能较好的模拟飞行器蒙皮与尾喷管内壁面温度值。飞行器蒙皮温度随着飞行马赫数的增加不断升高;随着飞行高度的升高而不断地降低,与理论结果变化规律一致。

(2) 3 种湍流模型计算的尾喷管内壁面的温度都趋于稳定的温度值,不随飞行马赫数和飞行高度的增加而发生变化。3 种湍流模型之间最大误差温度约占尾喷管内壁面温度的 1.8%,在红外仿真中近似忽略不计,故 3 种湍流模型均适合尾喷管内壁面温度场仿真。

(3) 针对不同飞行马赫数和飞行高度下蒙皮温度场仿真, $k-\varepsilon$ 模型、SST $k-\omega$ 模型和 S-A 模型计算的蒙皮平均温度值与理论温度值相对误差均在 5% 以内,均可满足红外成像仿真的温度差值要求,其中 $k-\varepsilon$ 模型在蒙皮温度场模拟中与理论温度值最为接近,因此 $k-\varepsilon$ 模型精度更高,能更好地展现空气动力加热对飞行器温度场的影响。

参考文献:

- [1] Lin Shifeng. Modeling and simulation of typical target scene infrared imaging [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [2] Xia Xinlin, Ai Qing, Ren Depeng. Transient temperature field analysis of infrared radiation from aircraft skin [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2007, 26(3):

- 174 - 177. (in Chinese)
夏新林,艾青,任德鹏. 飞机蒙皮红外辐射的瞬态温度场分析[J]. 红外与毫米波学报,2007,26(3):174 - 177.
- [3] 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.
- [4] Wu Yanqing, Liao Shouyi, Zhang Zuoyu. Modeling and simulation of aircraft infrared radiation characteristics based on Fluent[J]. Infrared Technology,2017,39(6):548 - 552. (in Chinese)
吴沿庆,廖守亿,张作宇. 基于 Fluent 的飞机红外辐射特性建模与仿真[J]. 红外技术,2017,39(6):548 - 552.
- [5] Li Shenbo, Tong Zhongxiang, Wang Chaozhe, et al. Research on infrared radiation characteristics of aircraft body [J]. Laser & Infrared,2014,44(7):739 - 744. (in Chinese)
李慎波,童中翔,王超哲,等. 飞机机体红外辐射特性研究[J]. 激光与红外,2014,44(7):739 - 744.
- [6] Qu Zaojun,Zhang Erlei,Zhou Fangfang. Modeling of infrared radiation characteristics of F35 stealth fighter [J]. Infrared Technology,2014,36(11):920 - 925. (in Chinese)
曲兆俊,张二磊,周方方. F35 隐身战斗机红外辐射特性建模[J]. 红外技术,2014,36(11):920 - 925.
- [7] Sun Wei,Wang Biao. Calculation and image simulation of aircraft infrared radiation[J]. Laser & Infrared,2017,47(6):728 - 735. (in Chinese)
孙卫,王彪. 飞机红外辐射计算及图像仿真[J]. 激光与红外,2017,47(6):728 - 735.
- [8] Wu Yanqing, Liao Shouyi, Zhang Zuoyu, et al. Modeling of aircraft flow field and analysis of infrared radiation characteristics based on fluent [J]. Infrared and Laser Engineering,2018,47(7):108 - 117. (in Chinese)
吴沿庆,廖守亿,张作宇,等. 基于 Fluent 的飞行器流场建模与红外辐射特性分析[J]. 红外与激光工程,2018,47(7):108 - 117.
- [9] Wang Gang, Sun Siliang, Zhang Kai. Infrared modeling and detector imaging of aircraft targets [J]. Science and Technology and Engineering,2012,12(2):377 - 380. (in Chinese)
王刚,孙嗣良,张凯. 飞机目标的红外建模与探测器成像[J]. 科学技术与工程,2012,12(2):377 - 380.
- [10] Wu Yanqing, Liao Shouyi, Zhang Zuoyu, et al. Numerical simulation of aircraft engine wake flow field and calculation of infrared characteristics [J]. Laser & Infrared,2017,47(11):1380 - 1385. (in Chinese)
吴沿庆,廖守亿,张作宇,等. 飞机发动机尾流场数值模拟与红外特性计算[J]. 激光与红外,2017,47(11):1380 - 1385.
- [11] Wang Junfeng, Xu Haojie. Numerical simulation of flow around baffles based on different turbulence models [J]. Journal of Jiangsu University: Natural Science Edition,2020,41(1):27 - 33. (in Chinese)
王军锋,许浩洁. 基于不同湍流模型的挡板绕流数值模拟[J]. 江苏大学学报:自然科学版,2020,41(1):27 - 33.
- [12] Yang Linqian, Wei Yachuan, Song Guolei, et al. Selection and evaluation of turbulence models [C]//Proceedings of the 2020 Academic Annual Meeting of the Science and Technology Committee of the Chinese Academy of Aerospace Electronics Technology, Beijing, 2020. (in Chinese)
杨林谦,魏雅川,宋国磊,等. 湍流模型的选择与评价 [C]//中国航天电子技术研究院科学技术委员会 2020 年学术年会论文集,北京,2020.
- [13] Ren Liang. Research on real time infrared scene generation technology based on vega [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
- [14] Wang Cheng, Zhou Junqing, Li Lijun. Creator visual simulation modeling technology [M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2005.
- [15] Chen Lipeng. Modeling and simulation of infrared radiation characteristics of aerial targets [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.