

F35 隐身战斗机红外辐射特性建模

曲兆俊, 张二磊, 周方方

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: 建模研究了 F35 隐身战斗机的红外辐射特性。根据隐身飞机的结构、材料等数据, 建立了隐身飞机和发动机的三维模型。通过流场仿真计算得到飞机机体的温度场, 尾焰的温度场、压力场以及气体组分浓度场。利用高温气体数据库 HITEMP, 建立尾焰的窄谱带辐射模型, 计算了尾焰气体沿视线的光谱透过率, 获得了尾焰的光谱亮度数据及亮度分布图像。建立了尾喷口和蒙皮的辐射模型, 获得了飞机各方位角光谱辐射特性及辐射强度数据, 计算结果表明由于发动机推力显著增加隐身战斗机红外辐射特性依然比较明显。最后生成了 F35 隐身战斗机在中波波段的红外序列图像, 可用于红外成像制导武器研制中的数字仿真和半实物仿真。

关键词: F35 隐身战斗机; 红外辐射特性; 窄谱带模型; 光谱特性

中图分类号: TN216

文献标识码: A

文章编号: 1001-8891(2014)11-0920-06

Modeling Infrared Radiation Characteristics for F35 Stealth Fighter

QU Zhao-jun, ZHANG Er-lei, ZHOU Fang-fang

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Modeling infrared radiation characteristics of F35 stealth fighter is presented in this paper. The 3D models of airframe and plume are built based on structure and material data of the stealth fighter. Simulating and calculating the flow field for airframe and turbofan engine. A temperature field for the skin, a temperature field, a pressure field and a concentration field of gas species for the plume is calculated. A statistical narrow-band model is constructed with the High-Temperature Molecular Spectroscopic Database (HITEMP). Spectral transmissivity along the LOS are calculated, and the spectral radiance and radiance image of the plume are got. Spectral radiation characteristics and radiation intensity of the whole plane on different azimuth is got after modeling the radiation of nozzle and skin. It is showed that the infrared radiation of the stealth fighter is still powerful, which is caused by the powerful turbofan of the fighter. The infrared image sequences of F35 stealth fighter on the MWIR waveband are generated, which can be used for digital simulation and hardware-in-the-loop simulation for infrared imaging guided weapons development.

Key words: F35 stealth fighter, infrared radiation characteristics, narrow-band model, spectral characteristics

0 引言

隐身技术是随着光电对抗技术的发展而不断发展起来的, 其中雷达和红外作为最主要探测手段, 是飞行器隐身技术最主要的两个方面^[1-3]。红外探测技术具有被动探测、探测精度高、抗干扰能力强等优势, 尤其随着高灵敏度、高分辨率红外成像探测技术的发展, 某些红外探测系统(如IRST)或制导

系统对目标的探测距离甚至达到了雷达对目标探测距离的水平^[3-4], 对飞行器构成了日益严重的威胁。因此, 红外隐身技术越来越受到重视, 目前已广泛地应用于战斗机、轰炸机、直升机和无人机等飞行器, 其中以美国 F35、F22 等第四代战斗机为代表的隐身战斗机, 综合采用多种先进的红外特征抑制技术来降低飞机的红外辐射, 相对于第三代战斗机在具有较好的红外隐身能力^[2,5-7]。

收稿日期: 2014-07-10; 修订日期: 2014-09-04.

作者简介: 曲兆俊(1982-), 男, 工程师, 硕士, 主要从事红外探测系统设计、红外目标特性研究等。E-mail: qzj_hit@163.com。

先进战斗机采用红外隐身技术, 无疑降低了红外寻的系统的作战使用效能。新型红外制导武器研制过程中, 需要典型隐形目标辐射特性数据作为探测系统设计的基础和依据, 研制过程中需要进行大量的数字仿真和半实物仿真以便对导弹的探测、识别、跟踪等性能进行评估和验证, 以上工作都对隐身目标红外辐射特性提出了迫切需求。但是, 国外隐身战斗机的红外辐射特性属于高度机密信息, 目前尚不能通过公开信息渠道和实地测试获得。因此, 有必要针对典型第四代隐身战斗机开展红外目标特性研究和建模仿真工作。

本文通过建立隐身战斗机红外辐射模型, 获得了隐身战斗机光谱辐射特性、辐射强度特性、以及红外图像序列等数据, 以满足新型红外制导武器对隐身目标特性的需求。

1 隐身战斗机红外辐射特性模型

战斗机的红外辐射特征源包括 3 部分: 发动机尾喷口/腔体热部件、高温尾焰和机体蒙皮。

F35 战斗机采取的红外隐身技术和措施主要包括采用先进涡扇发动机、发动机采用低可见度喷管(LOAN)及喷口锯齿修形、发动机射流引射冷却、蒙皮使用红外隐身涂层、辐射遮挡等多种先进的红外特征抑制技术。核心和内涵是通过冷却、降温、遮挡和降低发射率等技术来控制或减缩飞行器被敌方红外探测器探测的红外特征信号。

本文在研究战斗机隐身技术的基础上建立隐身战斗机红外辐射特性模型, 建模步骤如图 1 所示。

1.1 三维建模及流场计算

机体的三维模型通过 Creator 软件进行建立。对机体表面和流场计算区域进行了网格划分, 见图 2。

使用 GASTURB^[8] 发动机仿真软件对发动机工作状态进行仿真, 得到发动机内流场相关参数, 作为喷管外流场计算的输入。

GASTURB 仿真输入条件为:

高度: 5000 m;

发动机涡轮前温度 T_4^* : 1900 K;

飞行 Ma 数: 亚音速巡航 0.8 Ma ;

发动机压比数据参考文献^[9], 燃料特性可以使用默认值。

利用 FLUENT 软件对飞机机体及发动机尾焰的外流场进行仿真。流场仿真的输入条件:

飞行条件: 高度 5000 m, 速度 0.8 Ma , 攻角 0°;

来流条件: 来流边界条件设为压力远场, 大气的密度采用理想气体密度;

流场入口: 质量流量入口;
流场出口: 压力出口;
飞机进气口: 压力出口;
飞机尾喷口: 质量流量入口;
壁面条件: 机体与流体的交界面设为耦合界面。

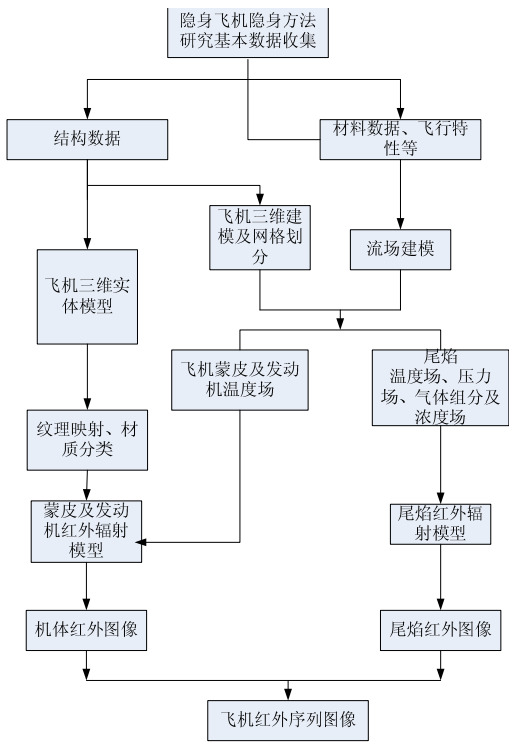


图 1 隐身战斗机红外特性建模步骤
Fig.1 Steps of modeling infrared characteristics for stealth fighter

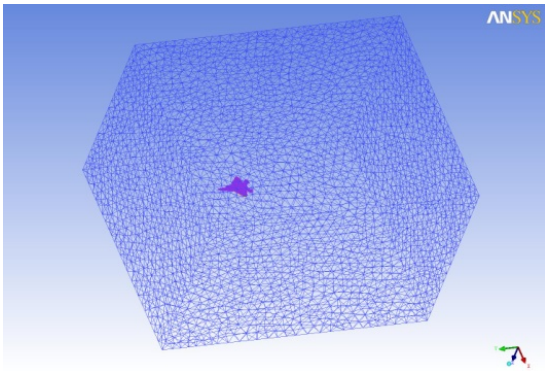


图 2 流场仿真区域网格划分
Fig.2 Mesh of flow field simulation area

流场计算得到了蒙皮的温度场, 尾焰的温度场、压力场以及主要组分 CO_2 和 H_2O 的浓度场。蒙皮及尾焰的温度场分别见图 3、图 4。

机体蒙皮最高温度 283 K, 主要分布在进气道入口、雷达罩顶端等部位。尾焰的最高温度为 953 K, 出现在发动机喷口位置。

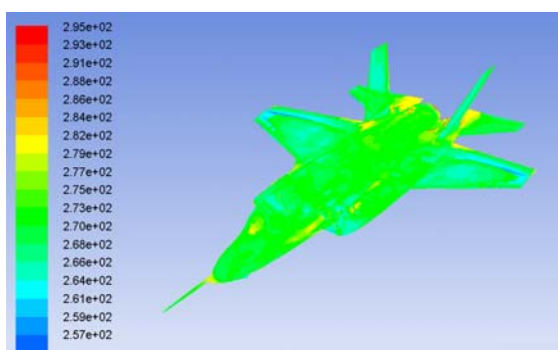


图3 隐身战斗机蒙皮温度场

Fig.3 Temperature field of skin

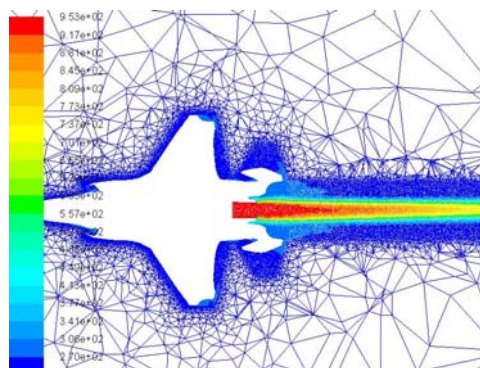


图4 尾焰温度场

Fig.4 Temperature field of plume

1.2 尾焰的红外辐射模型

尾焰辐射在 $2.7\ \mu\text{m}$ 附近和在 $4.3\ \mu\text{m}$ 附近有明显的峰值,突出表现了 CO_2 和 H_2O 分子的红外辐射光谱特征,不过 H_2O 分子辐射比 CO_2 分子辐射弱得多。其他气体成分辐射较弱,一般对尾焰热喷流红外辐射光谱特征没有明显的影响^[10]。

计算尾焰的红外辐射需求解非均匀气体介质的辐射传输方程。首先需要通过气体辐射的窄谱带模型求解辐射传输方向上光谱透过率,然后根据离散化辐射传输方程计算该方向上总的光谱辐射亮度。

1.2.1 气体辐射的窄谱带模型

统计窄谱带模型法结合 CG 近似能够很好处理非灰、非等温、非均匀介质的辐射传输问题,因此广泛应用于研究辐射换热、飞行器发动机尾喷焰红外辐射强度以及大气的红外辐射传输计算等问题^[11]。指数尾倒数强度分布的 Malkmus 统计窄谱带模型精度较高,应用广泛。一般来说,窄谱带模型的波数间隔为 $5\ \text{cm}^{-1}\sim 50\ \text{cm}^{-1}$,当谱带间隔小于 $10\ \text{cm}^{-1}$,窄谱带模型与逐线法的误差小于 1%^[12]。利用 Malkmus 统计窄谱带模型计算透过率可参考文献[11]。

本文根据窄谱带法编写了气体辐射计算程序,利用 HITEMP 2010 高温气体光谱数据库进行光谱

透过率计算,并与权威结果[13]进行了对比。在温度 1000 K,压力 1 atm, 100% CO_2 ,行程 50 cm 时,计算 $2000\ \text{cm}^{-1}\sim 2500\ \text{cm}^{-1}$ ($4.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$) 波段内的光谱透过率,光谱间隔为 $5\ \text{cm}^{-1}$ 。计算结果见图 5。

本文计算结果与文献[13]中的结果以及俄罗斯 CDS 数据库的结果一致,证明了本文编制的气体辐射程序计算的正确性。

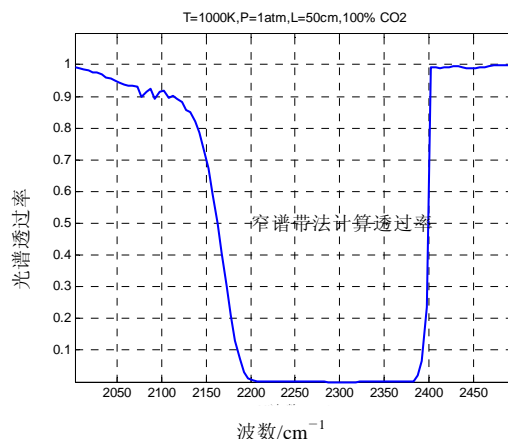


图5 $4.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$ 透过率本文计算结果

Fig. 5 Transmissivity calculated from this paper within $4.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$

1.2.2 尾焰光谱亮度的辐射传输方程

尾焰是非均匀气体介质,视线穿越尾焰各位置的温度、压力、组分的浓度都有不同。为简化计算,将尾焰沿轴向和径向进行了分层。轴向分层方法示意图见图 6,在轴向和径向划定的区域内,燃气的温度、压力、组分浓度认为均匀。尾焰横截面的形状为圆形。

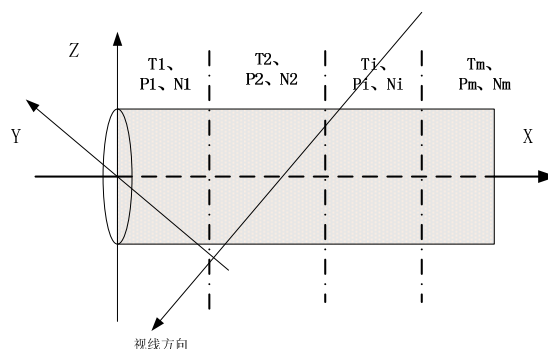


图6 尾焰轴向分层 Fig.6 Layers along axis of the plume

发动机在非加力状态下工作,且燃烧较充分时,燃气散射效应可以忽略,辐射传输方程的一般形式为:

$$\frac{dL_{\lambda}(l)}{dl} = -k(\lambda, l)L_{\lambda}(l) + J_{\lambda}(l) \quad (1)$$

式中: $L_{\lambda}(l)$ 是位置 l 处的光谱辐射亮; $k(\lambda, l)$ 位置 l 处的光谱吸收系数; $J_{\lambda}(l)$ 是位置 l 处源函数, 可以表示为:

$$J_{\lambda}(l) = k(\lambda, l)L_{BB}(T_l, \lambda)$$

对上述方程进行积分, 沿视线方向投射到观察者位置的辐射亮度为:

$$L_{proj} = L(0)\exp\left(-\int_0^l k(l')dl'\right) + \int_0^l J(l')\exp\left(-\int_{l'}^l k(l')dl'\right)dl' \quad (2)$$

式中: $L(0)$ 为位置 0 处的初始辐射亮度, 对于尾焰自身辐射计算, $L(0)=0$ 。

位置 l' 到 l 之间的透过率可以表示为:

$$\tau(l, l') = \exp\left(-\int_{l'}^l k(l')dl'\right) \quad (3)$$

根据图 6 所示的尾焰分段方法, 采用离散传递法求解辐射传输方程, 计算方法如下:

$$\begin{aligned} L_{proj} &= \sum_{j=1}^n \Delta L(j) \exp\left(-\sum_{h=j+1}^n k(l_h) \Delta l_h\right) \\ L_{proj} &= \sum_{j=1}^n \Delta L(j) \prod_{h=j+1}^n \tau_h \\ L_{proj} &= \sum_{j=1}^n L_{BB}(T_j) (1 - \tau_j) \prod_{h=j+1}^n \tau_h \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $L_{BB}(T_j)$ 视线方向上第 j 个均匀介质分段的黑体辐射亮度; τ_j 为视线方向上第 j 个均匀介质分段的平均透过率。

1.3 尾喷管和蒙皮的红外辐射模型

1.3.1 尾喷管的红外辐射模型

F35 隐身战斗机采用对轴对称矢量喷管, 精确计算尾喷口的辐射, 需要求解复杂的辐射换热问题和辐射传输方程。本文采用了工程近似计算方法^[14], 将尾喷口的辐射类似于一个腔体的辐射。根据黑体辐射理论, 喷管温度近似于排出气体的温度 (即尾喷管内的气体温度), 发射率可近似等于 0.9, 面积等于排气喷口的投影面积。

由于尾焰对喷口的遮挡, 并不是喷口的能量都被直接辐射出来, 部分辐射被尾焰气体吸收, 因此需要将尾焰辐射计算的过程产生的尾焰透过率信息保存下来, 用于尾焰对喷口辐射吸收的计算。

假设喷口发射率为 ε , 由 Plank 黑体辐射公式, 则可得喷口的辐射亮度为:

$$L = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\lambda g} d\lambda = \varepsilon \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_{\lambda bb} d\lambda \quad (5)$$

喷口在视线方向上投影面积可以通过下面的公式计算:

$$A_{proj} = A_{nozzle} \sin \theta \cos \varphi \quad (6)$$

式中: A_{nozzle} 为尾喷口面积; θ 、 φ 分别是视线方向相对于轴线方向的俯仰角和方位角。

1.3.2 蒙皮的红外辐射模型

蒙皮的自身辐射受发射率、蒙皮温度的影响。在蒙皮材料或涂料确定情况下主要取决于表面温度分布。影响蒙皮表面温度的主要因素有气动加热、环境辐射加热 (太阳、背景辐射、大气散射等)、内热源 (发动机、尾喷管、电子舱等) 热传导等。气动加热产生的蒙皮温度可以表示为^[15]:

$$T_{\gamma} = T_0 \left(1 + \gamma \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (7)$$

式中: T_0 为来流温度, 通常可以认为等于环境温度; k 为气体绝热指数, 理想气体取 1.4; γ 为恢复系数, 一般层流取 0.85, 紊流取 0.88。

蒙皮的反射辐射主要有对太阳照射的反射和对环境及大气辐射的反射^[16]。后者的量值较小可以忽略, 主要考虑对太阳的反射。精确计算蒙皮对太阳的反射需要测试并建模蒙皮的双向反射分布函数 (BRDF), 一般情况下可以假定蒙皮为漫反射。

2 仿真与计算结果

本文根据以上模型编写了红外辐射特性计算程序。获得了飞机整体光谱辐射特性、辐射强度的角度分布、尾焰的亮度图像, 并生成了隐身飞机红外序列图像。

综合隐身飞机尾焰、发动机、蒙皮辐射特性, 得到了隐身飞机在 100 m 距离上各个方位角的光谱辐射亮度。30°方位角 (迎头) 和 150°方位角 (尾后) 光谱分布特性见图 7、图 8。光谱特性与文献^[10]的试验结果相符。从光谱特征看, 在前向及侧向隐身战斗机的光谱辐射特性主要体现了尾焰的辐射特征, 带有明显的选择性发射特性, 辐射峰值在 4.3~4.4 μm 之间。尾后方向的辐射是发动机喷口和尾焰辐射的叠加, 非加力状态下, 主要体现了尾喷口的黑体辐射特性。

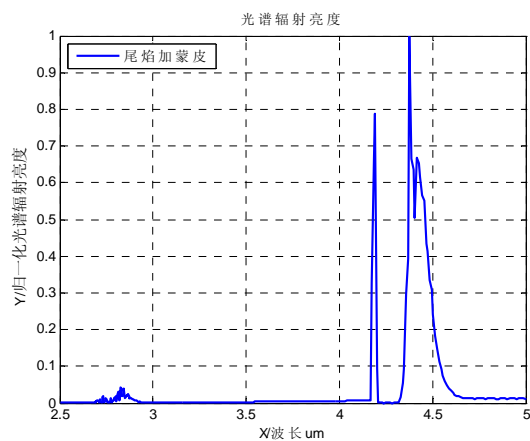


图7 水平方位角 30°光谱辐射亮度

Fig.7 Radiance spectrum of the plume at aspect angle 30°
归一化辐射强度分布情况见图 9。辐射强度的最大值出现在方位角 150°~180°之间，3~5 μm 波段内最大辐射强度比 F16 相当；而在迎头方向 0°~30°方位角内，辐射强度比 F16 低 10%。尽管采取了发动机隐身措施，但是由于发动机功率大幅提高，其红外辐射强度绝对值并不比三代机的辐射强度有显著降低。

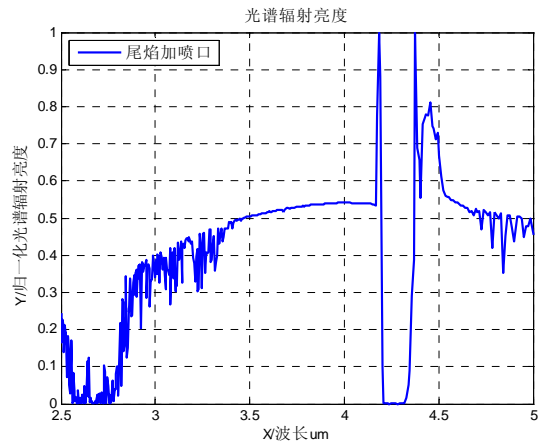


图8 水平方位角 150°光谱辐射亮度

Fig.8 Radiance spectrum of the plume at aspect angle 150°
计算并得到方位角 30°、120°尾焰的亮度空间分布，见图 10、图 11。
利用本文模型计算结果，生成了 F35 隐身战斗机飞行过程的仿真序列图像，见图 12。

3 结论

本文旨在通过建立隐身飞机实体模型、目标红外辐射模型，获得隐身战斗机红外辐射特性数据和红外图像。经建模及仿真计算，首先获得了隐身飞机的光谱特性数据，该结果与试验测试结果[10]相符，对于红外探测系统波段优化选择的研究具有重要价值。其次，得到了隐身战斗机辐射强度的全方位分布数据，由于发动机功率大幅增加，造成其绝对辐射强度值仍然较大，这成为红外制导武器的重要目标源。最后，生成了尾焰的亮度图像和隐身飞机的红外序列图像，可用于红外成像寻的系统数字仿真和半实物仿真，为新型红外制导武器的研制奠定必要的的数据基础。

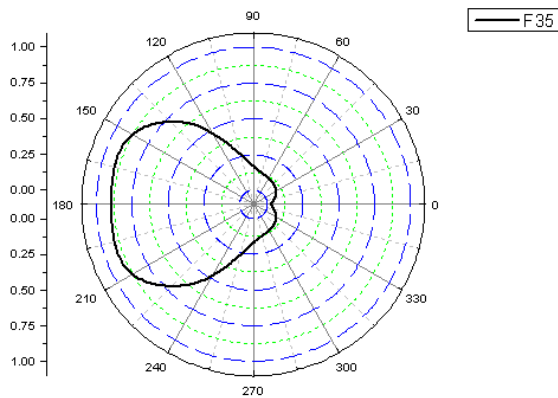


图9 辐射强度随方位角的分布

Fig.9 Radiation intensity within aspect angle 0°~360°

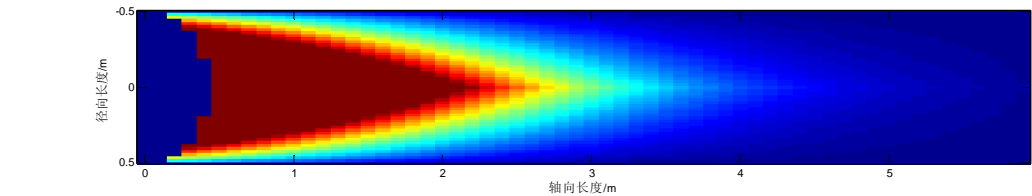


图10 方位角 30°尾焰亮度图像

Fig.10 Radiance image of the plume at aspect angle 30°

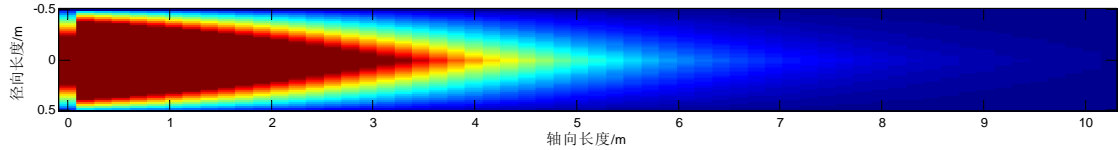


图11 方位角 120°尾焰亮度图像

Fig.11 Radiance image of the plume at aspect angle 120°

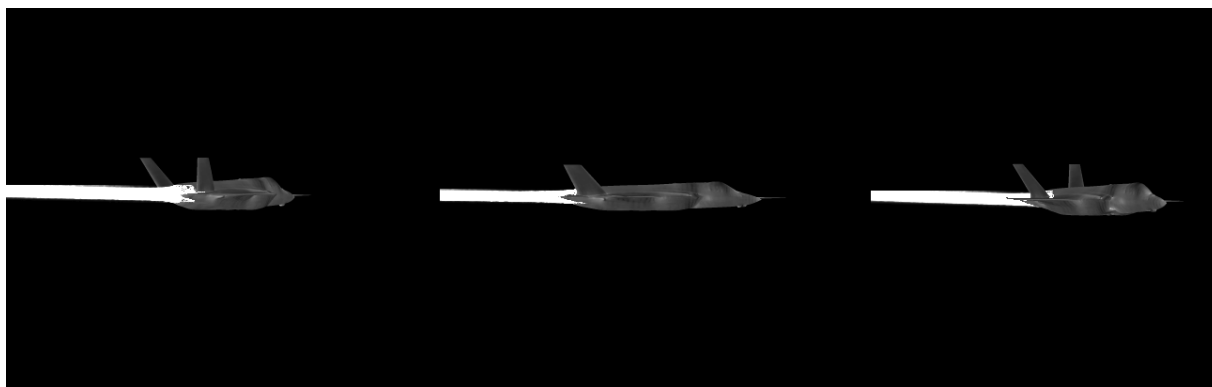


图 12 隐身飞机序列图像 Fig.12 Simulation image sequences of the stealth fighter

下一步将对隐身性能更强的 F22 战斗机开展红外特性建模工作, 丰富隐身目标红外特性数据库。

参考文献:

- [1] 汪朝群. 空中目标的红外隐身及探测跟踪技术[J]. 红外与激光工程, 2006, **35**: 127-130.
- [2] 桑建华, 张勇. 飞行器红外隐身技术[J]. 航空科学技术, 2011(5): 5-7.
- [3] 杨涛. 军用飞机特征信号抑制要求研究[J]. 电光与控制, 2011, **18**(8): 40-44.
- [4] 申洋, 唐明文. 机载红外搜索跟踪系统(IRST)综述[J]. 红外技术, 2003, **18**(1): 13-18.
- [5] 蔡毅. 浅谈现代战斗机的红外隐身技术[J]. 红外技术, 1994, **16**(6): 7-11.
- [6] 宋新波, 吕雪艳, 章建军. 飞机红外隐身技术研究[J]. 激光与红外, 2012, **42**(1): 3-7.
- [7] 李波. 红外隐身技术的应用及发展趋势[J]. 中国光学, 2013, **6**(6): 818-823.
- [8] Joachim Kurzke. *GasTurb11, Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*[M]. 2007.
- [9] 郭琦, 李兆庆, 卢传义. 第四代战斗机的动力装置[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, **18**(2): 58-62.
- [10] 山其骥, 卜满. 热喷流红外辐射特性的测试实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, **27**(6): 791-796.
- [11] 董士奎, 余其铮, 谈和平, 等. 燃烧产物二氧化碳高温辐射的窄谱带模型参数[J]. 航空动力学报, 2001, **16**(4): 355-359.
- [12] 李建勋, 童中翔, 王超哲, 等. 发动机热喷流红外辐射计算与仿真[J]. 光谱学与光谱分析, 2013, **33**(1): 7-13.
- [13] Rothman L S, Gordon I E, Barber R J, et al. *HITEMP, the High-Temperature Molecular Spectroscopic Database*. JQSRT, in press.
- [14] Hudson R D. 《红外系统原理》翻译组译. 红外系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.
- [15] 常新杰, 张科, 李言俊, 等. 飞机红外辐射特性计算研究[J]. 航空兵器, 1998, **4**: 13-17.
- [16] 樊宏杰, 刘连伟, 许振领, 等. 空中目标反射辐射特性工程算法[J]. 红外技术, 2013, **35**(5): 289-294.