

文章编号: 1672-8785(2025)04-0001-10

制导飞行器红外辐射特性仿真研究

王 浩^{1,2*} 徐顶国²

(1. 陆空基信息感知与控制全国重点实验室, 陕西 西安 710065;

2. 西安现代控制技术研究, 陕西 西安 710065)

摘 要: 红外辐射特性是研究制导飞行器隐身技术的重要内容。以 AGM-88 高速反辐射制导飞行器为例, 开展制导飞行器全弹红外辐射特性仿真分析研究。利用雷诺平均湍流模型开展流场仿真计算, 采用离散传递法更加准确地进行超声速流场红外辐射特性仿真, 并对比了不同工况下的红外辐射特性。结果表明, 来流马赫数对弹体温度和红外辐射强度具有重要影响。随着来流马赫数的增加, 红外辐射强度显著增大, 最高可达 400 W/Sr 以上。红外辐射亮度最大的部件为发动机区域形成的高温、低压、低速回流区(最高可达 180 W/m² 以上)。弹体端头、弹翼和舵面区域的压力和温度相对较高, 红外辐射亮度相对较大。本研究可以为制导飞行器目标探测和结构隐身优化设计提供有力支撑。

关键词: 制导飞行器; 隐身技术; 目标特性; 红外辐射特性; 离散传递法

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2025.04.001

Simulation Research on Infrared Radiation Characteristics of Guided Aircraft

WANG Hao^{1,2*}, XU Ding-guo²

(1. National Key Laboratory of Land and Air Based Information Perception and Control, Xi'an 710065, China;

2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: Infrared radiation characteristics are an important part of studying the stealth technology of guided aircraft. Taking the AGM-88 high-speed anti-radiation guided aircraft as an example, a simulation and analysis study on the entire infrared radiation characteristics of the guided aircraft is carried out. The Reynolds-averaged turbulence model is used to carry out flow field simulation calculations, and the discrete transfer method is used to more accurately simulate the infrared radiation characteristics of the supersonic flow field. Then, the infrared radiation characteristics under different working conditions are compared. The results show that the Mach number of the incoming flow has an important influence on the temperature and infrared radiation intensity of the missile body. With the increase of the incoming flow Mach number, the infrared radiation intensity increases significantly, reaching a maximum of more than 400 W/Sr. The component with the largest infrared radiation brightness is the high-temperature, low-pressure, and low-speed reflow zone formed in the engine area, and the infrared radiation brightness can reach a maximum of more than 180 W/m². The pressure and

收稿日期: 2024-12-10

作者简介: 王浩(1994-), 男, 陕西宝鸡人, 博士, 主要从事飞行器总体设计、人工智能等方面的研究。

*通讯作者: E-mail: 1095655278@qq.com

temperature of the missile body head, wing and rudder area are relatively high, and the infrared radiation brightness is relatively large. This study can provide strong support for target detection and structural stealth optimization design of guided aircraft.

Key words: guided aircraft; stealth technology; target characteristics; infrared radiation characteristics; discrete transfer method

0 引言

隐身技术是未来提升制导飞行器突防能力和综合打击效能的关键方向^[1-7], 红外隐身技术是其中的重要内容。制导飞行器包括反坦克制导飞行器、反辐射制导飞行器、反舰制导飞行器、弹道制导飞行器、巡航制导飞行器、高超声速制导飞行器等等。其飞行速度较快, 飞行过程中空间大气对弹体的气动加热效应相对显著, 再加上发动机等高温排气系统自身的影响, 红外辐射特征明显, 容易受到敌方红外探测系统的侦测和红外制导防空反导武器系统的拦截, 因此需要针对红外隐身进行优化设计。

红外辐射特性研究是红外隐身技术优化设计的基础, 对于攻守双方都具有重要意义。攻击方可以优化制导飞行器设计, 降低制导飞行器的探测特征信号, 提高隐身突防能力, 从而提高打击效能; 防守方掌握目标特性后, 可以提早发现、识别和跟踪来袭敌方目标, 扩展反应时间窗口, 为防空反导系统拦截创造有利条件。

文献[2]没有考虑制导飞行器的几何外形特征, 将其近似为等温点目标朗伯辐射源, 对给定温度点目标的红外辐射特性与发现距离的关系进行了建模, 并对红外辐射特性给突防性能带来的影响进行了量化的建模分析。文献[8]也采用等温点目标模型, 以 AGM-158C 制导飞行器为例, 对迎头探测方向上制导飞行器的红外辐射特性进行了估算, 主要考虑了蒙皮对周围背景目标的反射以及发动机尾焰等的影响^[8]。这种等温点目标模型非常粗糙, 对制导飞行器隐身性能优化的指导意义很小。

文献[9]对 NSM 反舰制导飞行器的红外辐射特性进行了研究, 但仅进行了单一亚声速来

流工况下的流场仿真计算, 而且在计算红外辐射亮度时, 将制导飞行器发动机和蒙皮近似划分为温度、压强、气体组分均匀分布的若干层, 对每一层分别进行计算, 再通过积分得到整个弹体的红外辐射强度^[9]。这种计算方法也相对比较粗糙。一方面, 对流场的分层必然会降低流场仿真分辨率, 从而影响红外辐射场的计算精度; 另一方面, 对流场区域的合理划分需要非常丰富的流场和红外仿真经验。此外, 对于超声速及高超声速流动而言, 可能会出现温度、压力、组分等变化非常剧烈的激波间断区, 此时该方法的适用性将受到较大限制。因此, 这种基于流场分层处理的红外辐射特性仿真方法, 对制导飞行器隐身性能优化的指导意义也相对比较有限。

与上述两种方法不同, 离散传递法^[10]通过引入特征射线来模拟追踪红外辐射传输路径, 可以更加准确地进行超声速流场红外辐射特性仿真。文献[11-15]采用离散传递法对复杂来流条件下 S 弯喷管的红外辐射特性进行了深入研究, 提出了面向 S 弯喷管的正后向红外辐射特征快速预测模型, 并进一步对 S 弯喷管与飞机后机身一体化构型的红外辐射特性进行了研究^[11-15]。本文也采用离散传递法, 以 AGM-88 高速反辐射制导飞行器为例, 开展制导飞行器全弹多工况红外辐射特性仿真分析研究。

AGM-88 高速反辐射制导飞行器是美军现役空地反辐射制导飞行器, 主要用于信息战, 通过对敌方雷达系统及载体进行硬杀伤, 使其陆基和舰载防空系统陷入瘫痪、丧失作战能力。该制导飞行器的总长度为 4.1 m, 重量为 366 kg, 翼展为 1.13 m, 最大直径为 254 mm;

采用空射方式发射, 最大作战高度为 12.2 km, 最大飞行速度为 3 Ma, 最大射程约为 155 km; 采用惯性制导和被动雷达末制导, 目前已装备美国海军、空军及众多北约国家部队。

本文首先给出流场仿真计算方法, 然后介绍红外辐射场仿真计算方法, 并对流场仿真结果进行分析, 接着对红外辐射强度和红外辐射成像仿真结果进行分析, 最后进行总结并对未来的研究方向进行展望。

1 流场仿真计算方法

1.1 几何模型

AGM-88 制导飞行器的几何模型如图 1 所示。整个弹体基本为对称回转体结构, 主要由端头、弹身、弹翼、发动机和舵面等五部分组成。其中, 端头采用近锥体设计; 四片弹翼与四片舵面的分布方位基本相同, 分别均匀分布在弹体中部和弹体尾部; 发动机由发动机入口和喷管段组成, 喷管段分为较长的圆柱段以及扩张段。

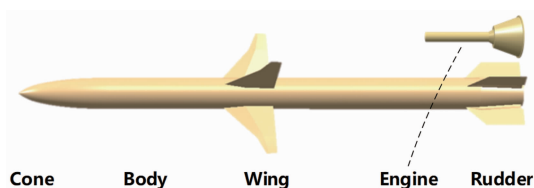


图 1 AGM-88 制导飞行器的几何模型

1.2 流场数值模拟方法

基于 Fluent 软件, 结合 $k-\omega$ SST 雷诺平均湍流模型求解 N-S 方程, 获得流场稳态数值解。流场计算区域和边界类型如图 2 所示。计算区域为长方体, 流向长度为 32 m, 周向宽

度和高度均为 6 m。充分捕捉流场中的各类特征结构, 从而尽可能精确地模拟弹体与气流的相互作用过程。气流从来流入口进入, 给定来流马赫数、静温和静压; 从来流出口流出, 给定出口背压。远场边界设为压力远场, 气体参数与来流入口相同。弹体表面均设置为无滑移绝热边界。本文仅对制导飞行器弹道被动段进行研究, 将发动机入口近似为固体壁面。采用 ICEM 软件对流场计算区域进行非结构化网格剖分(网格总数约为 1300 万), 并对近壁面物理量变化剧烈、梯度较大区域进行网格加密处理, 以更好地进行流场模拟。

根据公开可查的 AGM-88 制导飞行器具体战术技术指标, 本文主要研究表 1 所示的几种典型计算工况。制导飞行器的飞行高度取 2~12 km, 来流马赫数取 0.8~2.8。由于来流马赫数整体相对偏低, 气动加热效应相对较弱, 弹体温度不会太高, 因此忽略高温气体动力学影响, 即不考虑气动加热可能导致的空气组分解离以及相应的化学反应。假定流场中始终只存在空气, 仅考虑空气组分中的氧气和氮气, 忽略稀有气体的影响。

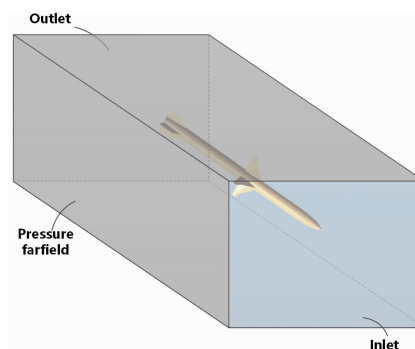


图 2 计算区域及边界类型示意图

表 1 典型计算工况

计算工况	飞行高度/km	来流马赫数	攻角/°	静压/kPa	静温/K
1	2	0.8	0	75.9014	275.154
2	4	1.5	0	61.6604	262.166
3	8	2.0	0	35.6516	236.215
4	12	2.8	0	19.3994	216.650
5	12	2.8	2	19.3994	216.650
6	12	2.8	5	19.3994	216.650
7	12	2.8	10	19.3994	216.650

2 红外辐射场仿真计算方法

采用离散传递法^[10]计算红外辐射场,如图3所示。该方法的基本原理如下:将空间网格边界微元(包括计算远场边界微元及弹体壁面边界微元)作为红外辐射的吸收源和发射源;每个边界微元与红外探测器之间形成一条特征射线,将复杂的三维空间辐射传输问题转换为沿着特征射线的一维辐射传输问题,从而实现仿真计算过程的简化处理^[11-15]。

每个边界微元至红外探测器的特征射线被空间网格划分为 n 个部分,离散形式的辐射传输方程为

$$L_{\lambda} = L_{\lambda}(0) \prod_{i=1}^n \tau_{\lambda}(i) + \sum_{i=1}^n L_{b\lambda}(i) (1 - \tau_{\lambda}(i)) \prod_{j=i+1}^n \tau_{\lambda}(j) \quad (1)$$

式中, λ 为红外辐射波长; L_{λ} 为红外探测器接收的光谱辐射亮度; $L_{\lambda}(0)$ 为边界微元的有效辐射亮度,与其自身的红外辐射以及对其他壁面红外辐射的反射有关^[16],分别根据普朗克辐射定律和角系数进行计算及折算; $L_{b\lambda}(i)$ 为第 i 段网格的黑体辐射亮度,根据普朗克辐射定律进行计算; $\tau_{\lambda}(i)$ 为第 i 段网格的辐射透过率,采用基于 HITEMP2010 和 CDSD-4000 高温谱线数据库的窄谱带模型计算。

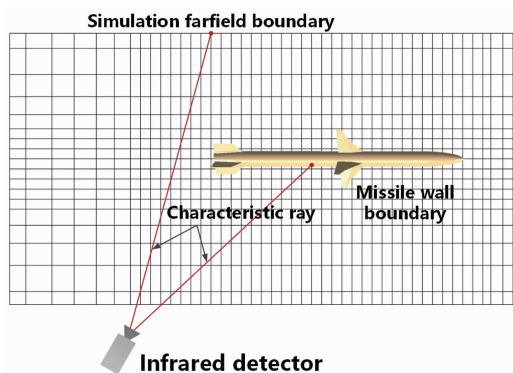


图3 离散传递法的原理示意图

通过式(1)计算得到所有特征射线对应的光谱辐射亮度。在给定探测角度下,结合边界微元对红外传感器的有效投影面积进行积分,得到对应波长 λ 的红外光谱辐射强度 I_{λ} ;再针对光谱波长进行积分,即得到弹体的红外辐射

强度 I 。

对于红外成像仿真计算,根据实际需要确定投影面大小,并将成像投影面设置在流场计算区域与红外探测器之间。对于每个像素点,根据边界微元、像素点、探测点三者之间的相对位置关系进行几何解算,确定相应的辐射传输射线,并计算焦平面阵列上红外感光元件接收到的红外辐射亮度。然后与文献[13-15]类似,通过线性归一化将红外辐射亮度值转换为像素灰度值。

在对 AGM-88 制导飞行器进行红外辐射场仿真时,计算波长范围包括 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 两个波段。弹体各壁面发射率均设置为 0.9,传感器的探测距离设置为 5000 m。采用 Lowtran 软件对大气吸收特性进行建模。红外传感器的具体探测点布置方案如图4所示。探测坐标系原点设置在接近弹体对称轴中点的位置;在水平探测面和垂直探测面内,探测角度变化范围均设置为 $0 \sim 360^\circ$,相邻探测点角度间隔设置为 10° 。

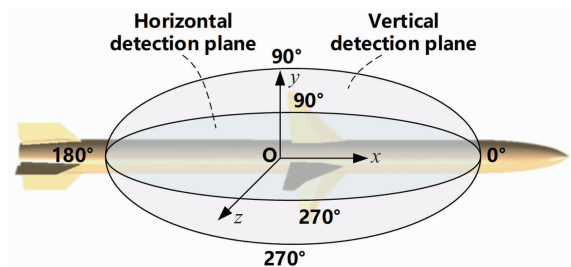


图4 红外探测器探测点布置方案的示意图

3 流场仿真结果分析

3.1 弹体表面压力和温度分布

图5和图6分别为工况1、工况4、工况7的弹体表面压力和温度分布云图。对于各个工况,弹体端头、弹翼前缘和舵面区域的压力和温度均相对较高。由于红外辐射强度与温度直接相关,这些部件的红外辐射亮度也相对较高。

结果表明,工况1的来流静温为 275.154 K,弹体温度仅在 310 K 左右,相对静温升幅仅为 12%,气动加热效应非常微弱;工况4的

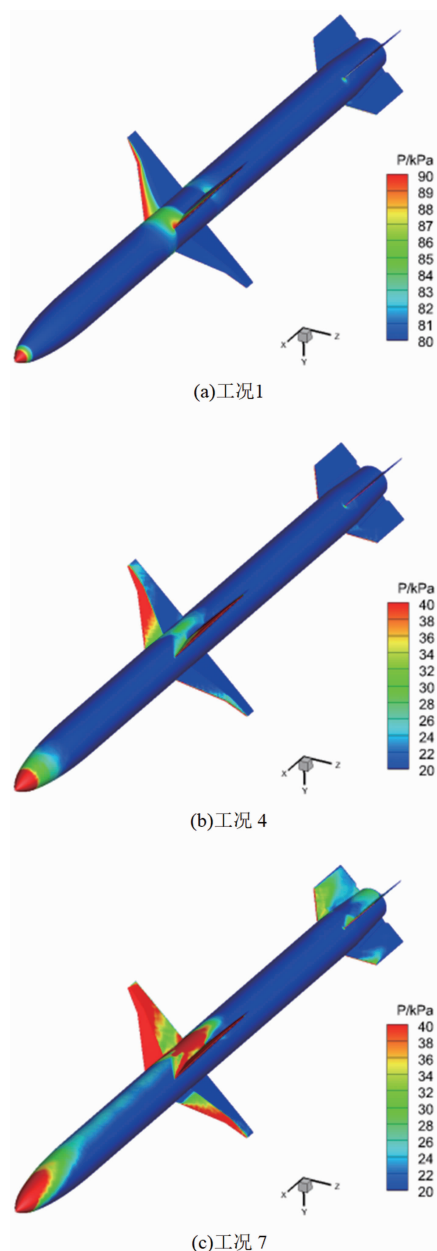


图 5 不同计算工况的弹体表面压力分布云图

来流静温为 216.650 K, 弹体温度约为 500 K, 相对静温升幅约为 131%, 气动加热效应更加显著。工况 4 的来流静压约为工况 1 的 25%, 来流静温约为工况 1 的 78%, 飞行马赫数为工况 1 的 3.5 倍, 而气动加热效应明显更强。这可能表明来流马赫数对气动加热效应的影响更加重要。

工况 1 和工况 4 的弹体速度攻角为 0° , 弹体表面压力和温度关于 X-Y 平面和 X-Z 平面对称分布。然而, 受弹翼几何外形影响, 弹翼

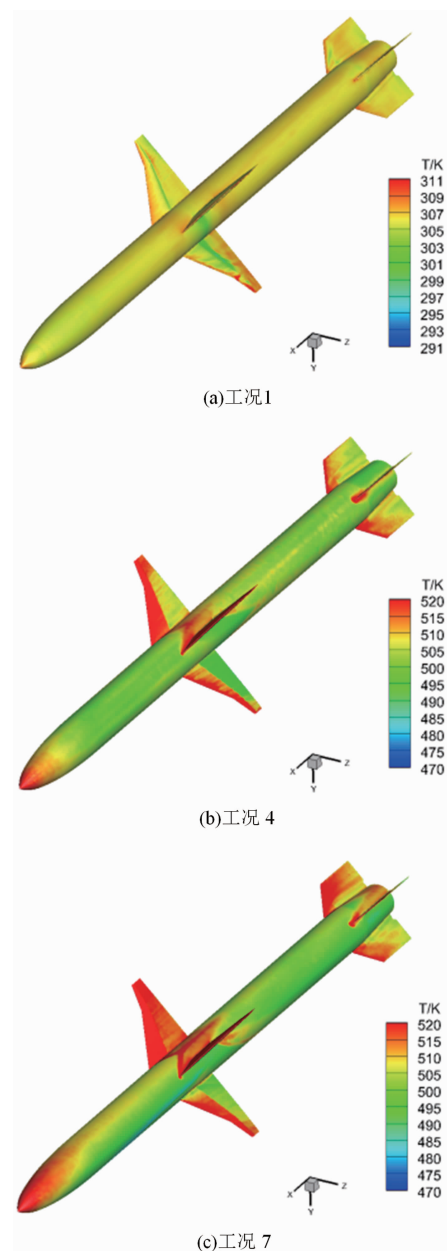


图 6 不同计算工况的弹体表面温度分布云图

上下表面压力和温度分布差异显著。工况 7 和工况 4 的来流条件基本相同, 不同之处在于工况 7 具有 10° 的来流速度攻角, 因此弹体表面压力和温度不再关于 X-Z 平面对称, 弹体下表面(即-Y 方向)压力和温度明显升高。

3.2 X-Y 平面压力和温度分布

图 7 和图 8 分别为工况 1、工况 4、工况 7 的 X-Y 平面压力和温度分布云图。工况 1 和工况 4 的来流速度攻角为 0° , 压力和温度关于 X-Z 平面对称分布; 工况 7 的来流速度攻角为

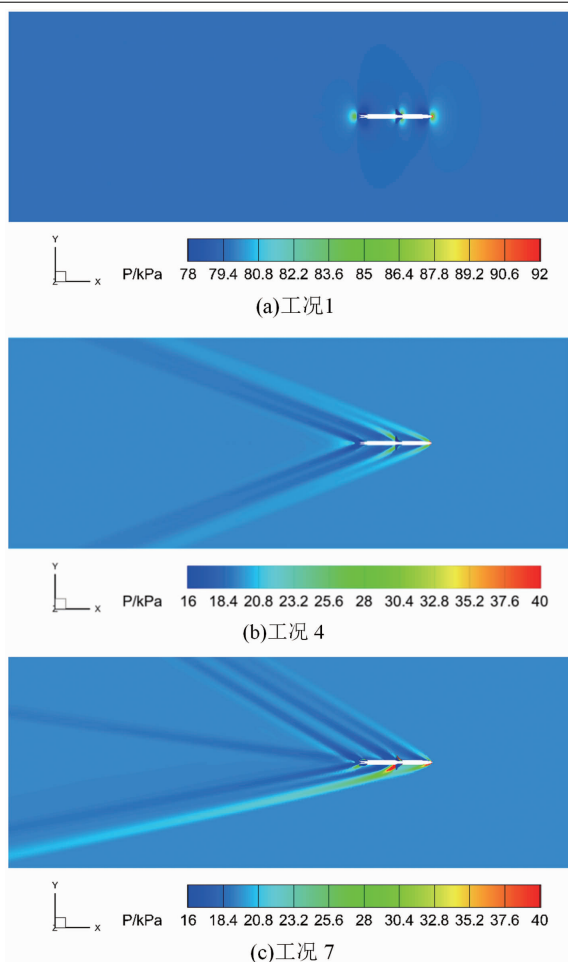


图 7 不同计算工况的 X-Y 平面压力分布云图

10°, 压力和温度分布呈现明显的不对称性, 弹体下方压力和温度较高。工况 4 和工况 7 为超声速流, 因此存在由弹体端头、弹翼和舵面等引起的多道激波结构。对于工况 7, 受来流速度攻角的影响, 激波结构的分布也表现出明显的非对称性。

本文关注弹道被动段, 因此将发动机入口设为壁面, 高速来流在发动机区域产生高温、低压、低速的回流区。回流区的温度可达 600 K 以上, 高于弹体端头、弹翼、舵面区域等其他部件, 因此会对弹体的红外辐射特征产生重要影响, 实际上也会成为整个制导飞行器红外辐射亮度最大的部件。

高速流从发动机区域的回流区流出后, 与外部低温、高压、高速的来流发生剪切混合, 形成了混合层尾流区(在温度云图中更加明显)。这种混合层尾流区发展缓慢, 与参与混

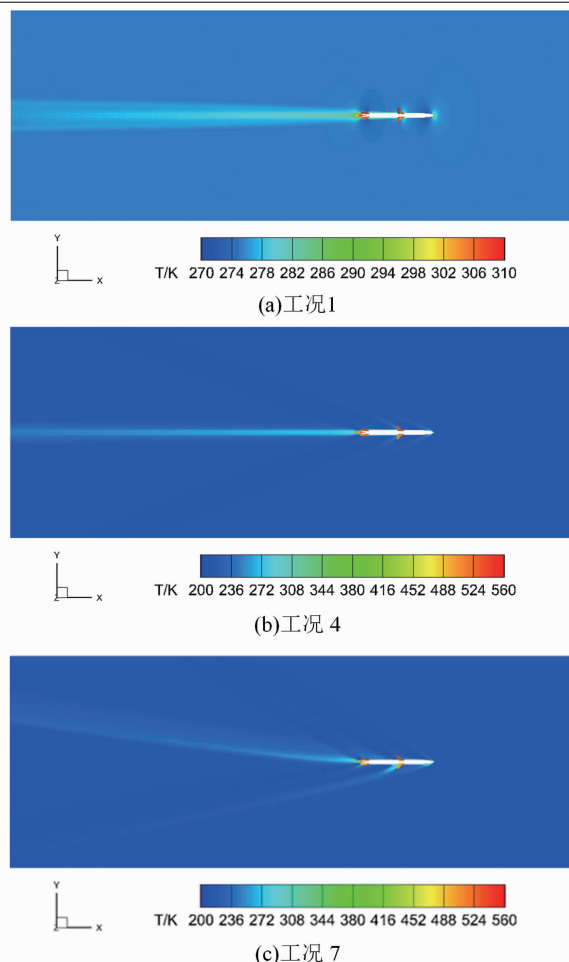


图 8 不同计算工况的 X-Y 平面温度分布云图

合的两股来流的流动参数有关。在本研究中仅进行制导飞行器被动段稳态仿真, 认为流场中仅存在空气并求取流场平均结构。而在非稳态仿真中, 可以观察到剪切混合过程中卷起的大尺度的涡结构^[17-19]。

两股来流的实际混合过程非常复杂, 其中可能涉及卷吸、耗散、扩散等多种尺度的混合过程。两股来流首先卷吸形成大尺度涡结构。该结构不断破碎, 生成小尺度、更小尺度的涡结构。在涡结构的破碎过程中还伴随着能量的耗散。最终, 涡结构破碎至分子尺度, 进入由扩散作用主导的混合过程^[20]。特别地, 在制导飞行器飞行主动段, 混合层尾流区中可能包含火箭发动机燃烧产生的 CO、CO₂、H₂O 等红外活性气体。它们会对弹体的红外辐射特性产生一定的影响。

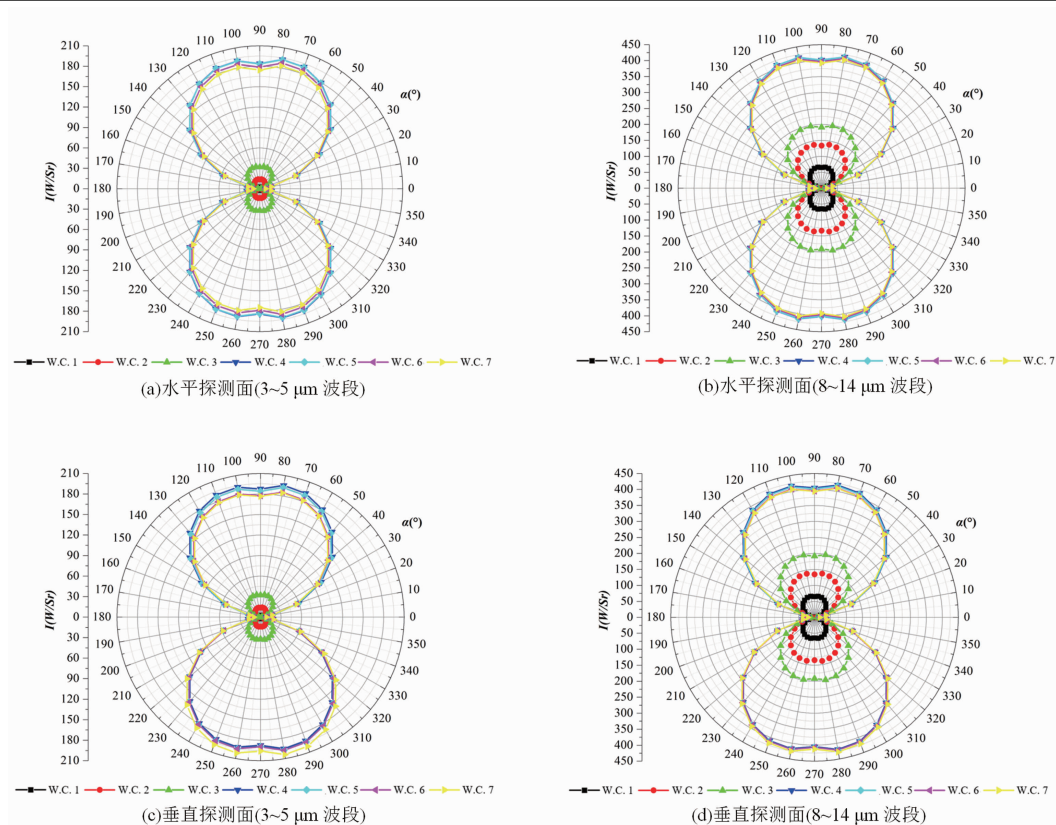


图 9 不同计算工况的红外辐射强度分布(不考虑大气吸收效应)

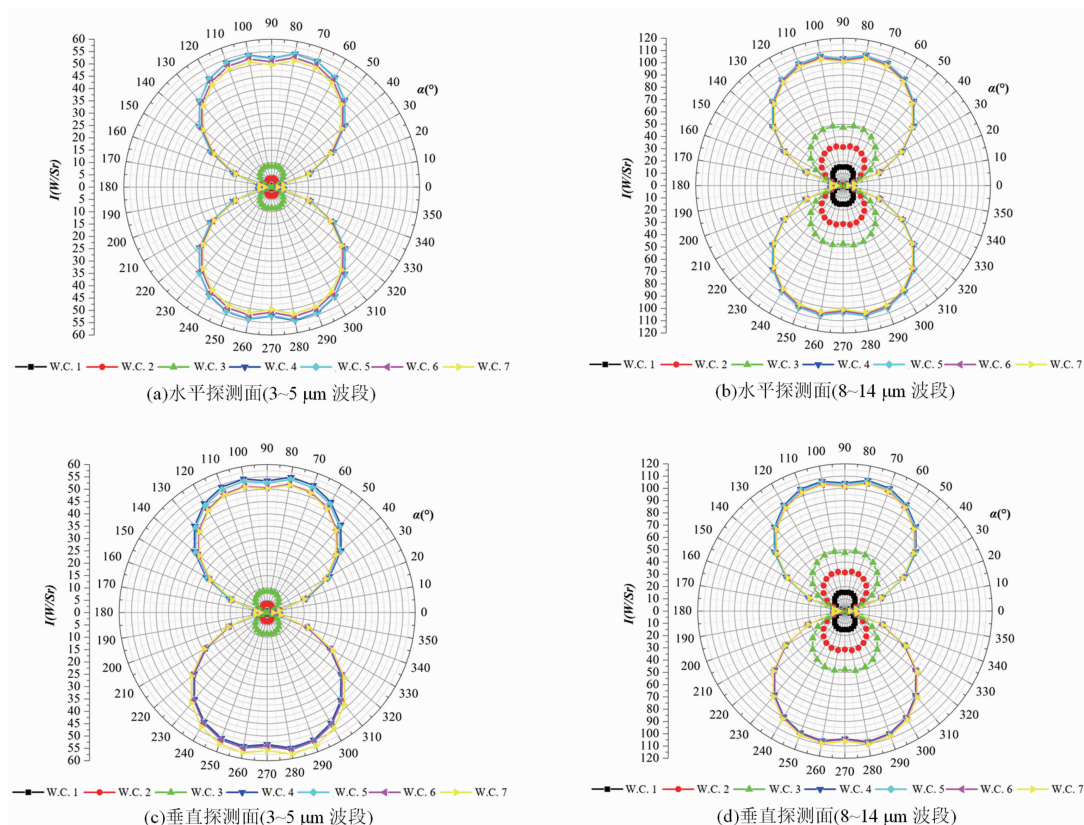


图 10 不同计算工况的红外辐射强度分布(考虑大气吸收效应)

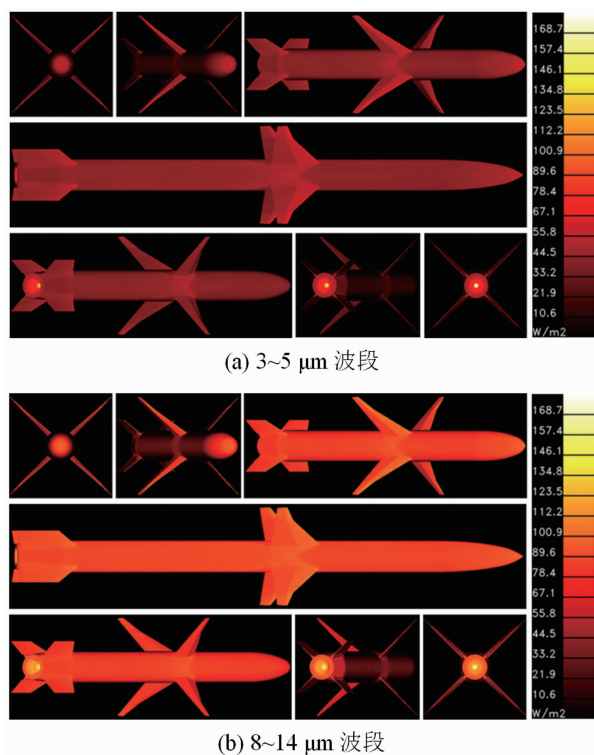


图 11 工况 4 垂直探测面内不同波段的红外成像结果(考虑大气吸收效应, 探测角依次为 0° 、 10° 、 30° 、 100° 、 150° 、 170° 、 180°)

4 红外辐射场仿真结果分析

4.1 红外辐射强度仿真结果分析

图 9 所示为不考虑大气吸收效应的条件下, 水平和垂直探测面内不同工况、不同波段红外辐射强度随探测角度的变化情况。由于弹体基本呈对称回转体结构, 而且探测坐标系原点设置在接近弹体对称轴中点的位置, 红外辐射强度分布关于 Y-Z 探测平面表现出较高的对称性特征。在探测角为 80° 、 100° 、 260° 和 280° 时, 红外辐射强度到达峰值; 探测角为 90° 和 270° 时的红外辐射强度则略小, 这可能与弹体沿 X 方向的非对称性有关; 当探测角为 0° 和 180° (即弹体头部和弹体尾部方向) 时, 由于投影面积非常有限, 红外辐射强度非常小, 仅为峰值的 5% 左右。

结果表明, 从工况 1 到工况 4, 来流静压和静温不断降低, 马赫数不断增加, 气动加热效应更加显著, 红外辐射强度也显著增加。工况 1 的 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度峰值仅为工况

4 的 1%~2%, 在 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度峰值也仅为工况 4 的 15% 左右。这些都表明来流马赫数对红外辐射强度具有重要影响。

从工况 4 到工况 7, 来流静温、静压和马赫数均相同, 来流速度攻角不同, 红外辐射强度差异相对较小。在水平探测面内, 随着来流速度攻角的增加, 红外辐射强度有所减小; 在垂直探测面内, $0^\circ\sim 180^\circ$ 探测角范围内红外辐射强度随着速度攻角的增大而减小, $180^\circ\sim 360^\circ$ 探测角范围内的趋势恰好相反。这与速度攻角导致的流场分布非对称性有关。

就不同波段而言, 在相同来流下, $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度显著高于 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段。特别地, 从工况 1 到工况 4, 不同波段的红外辐射强度差异逐渐减小: 工况 1 的 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度峰值约为 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的 3.7%, 工况 4 的 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度峰值约为 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的 45%。

弹体红外辐射强度随波长的变化可根据黑体辐射的维恩位移定律进行粗略估计^[16], 即辐射强度峰值波长与温度呈反比例函数关系: 温度越高, 峰值波长越短。对于 AGM88 制导飞行器而言, 在计算工况下最大马赫数仅为 2.8, 气动加热效应整体偏弱, 弹体温度最高仅为 500 K 左右, 发动机部分的回流区的温度也仅为 600 K 左右, 相对较低, 因而辐射强度峰值波长相对较长, $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度更大。此外, 从工况 1 到工况 4, 来流马赫数逐渐增加, 气动加热效应逐渐加强, 弹体温度逐渐升高, 辐射强度峰值波长逐渐向短波段移动, 不同波段的红外辐射强度差异也逐渐减小。

图 10 所示为考虑大气吸收效应时不同计算工况的红外辐射强度分布。可以看出, 辐射强度随来流工况、探测面、探测角度以及波段的变化规律与图 9 所示的不考虑大气吸收效应的情况基本一致。然而, 相同条件下的红外辐射强度仅为不考虑大气吸收效应时的 25%~30% 左右, 大气吸收显著削弱了制导飞行器的

红外辐射特征。这意味着在实际的防空反导作战中, 对于制导飞行器拦截而言, 红外探测系统侦察到的制导飞行器信号将大幅衰减, 制导飞行器的发现距离和应对拦截时间窗口也将受到显著压缩, 需要重点关注。

4.2 红外辐射成像仿真结果分析

图 11 所示为考虑大气吸收效应时工况 4 垂直探测面内不同波段的红外成像结果。对于每个波段, 红外辐射亮度最大的部件为发动机区域的高温、低压、低速回流区, 最大值均可达到 180 W/m^2 左右。如图 8 所示, 尽管弹体尾流区的温度很高, 但本文的仿真仅考虑被动段, 气体组分设为空气, 不包含 CO 、 CO_2 、 H_2O 等红外活性气体, 因此弹体红外辐射主要以固体壁面辐射为主, 气体辐射非常微弱, 可以忽略不计。

随着探测角度的变化, 同一部件的红外辐射亮度也在不断变化。例如, 探测角为 10° 和 170° 时, 弹身蒙皮的红外辐射亮度相对较低; 而探测角为 30° 、 100° 和 150° 时, 弹身蒙皮的红外辐射亮度较高。可以看出, $8\sim 14 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射亮度明显高于 $3\sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 这与前述红外辐射强度随波段的变化规律一致, 即与黑体辐射的维恩位移定律有关。

5 结束语

本文以 AGM88 制导飞行器为例, 采用数值仿真方法开展制导飞行器红外目标特性仿真分析研究。首先进行流场仿真, 然后采用离散传递法进行红外辐射场仿真, 研究了多种工况下的制导飞行器红外辐射特性。主要结论如下:

(1) 来流马赫数对弹体温度和红外辐射强度具有重要影响。随着来流马赫数的增加, 红外辐射强度显著增大, 来流静压、静温及速度攻角的影响相对较弱。

(2) 红外辐射亮度最大的部件为发动机区域形成的高温、低压、低速回流区, 回流区还会与外流形成发展缓慢的剪切混合层尾流, 弹体端头、弹翼和舵面区域的压力和温度相对较

高, 红外辐射亮度相对较大。

(3) 不同探测角度下红外辐射强度差异巨大, 弹体头部和尾部观测方向上的红外辐射强度仅为峰值的 5% 左右, 水平探测面和垂直探测面的辐射强度差异非常微弱, 各部件的红外辐射亮度也与探测角度有关。

(4) 计算工况条件下, 弹体气动加热效应整体偏弱, 弹体温度最高约为 500 K , 发动机部分的回流区的温度也仅为 600 K 左右, $8\sim 14 \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度明显大于 $3\sim 5 \mu\text{m}$ 波段, 最高可达 400 W/Sr 以上。随着来流马赫数的增加, 不同波段的红外辐射强度差异逐渐减小。

(5) 大气吸收对红外辐射强度具有明显的衰减作用, 5 km 探测点处大约衰减到 25%~30%。

未来将以现有仿真方法为基础, 结合代理模型、深度学习和人工智能等相关技术, 开展红外辐射特性快速预测方法研究, 为制导飞行器结构隐身设计和优化提供高效支撑。

参考文献

- [1] 桑建华. 飞行器隐身技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [2] 李心元, 程养民, 李怀念, 等. 固体战术导弹红外辐射特性对突防效能的影响 [J]. 战术导弹技术, 2013, 34(2): 42-46.
- [3] 李伟, 邵利民, 李天伟. 反舰导弹在舰载红外探测系统下的突防策略分析 [J]. 飞航导弹, 2017, 47(11): 38-40.
- [4] 王新飞, 刘东青, 彭亮, 等. 光谱选择性辐射红外隐身材料研究进展 [J]. 航空材料学报, 2021, 41(5): 1-13.
- [5] 刘思彤, 张占月, 刘达, 等. 高超声速武器防御装备体系发展及顶层思考 [J]. 世界科技研究与发展, 2022, 44(5): 618-630.
- [6] 王亮, 童忠诚, 吴俊. EODAS 弹道导弹预警能力仿真研究 [J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(3): 273-280.
- [7] 骆帅, 查旭, 陆红. 高速打击武器突防技术综述 [J]. 战术导弹技术, 2023, 44(5): 1-9.

- [8] 梁晓东, 王佳, 姚林海, 等. 迎头方向隐身导弹红外辐射特性分析 [J]. *应用光学*, 2022, **43**(1): 41–44.
- [9] 吉亚平, 宋敏敏, 桑学仪, 等. NSM 反舰导弹的红外辐射特性研究 [J]. *红外*, 2022, **43**(5): 14–20.
- [10] Lockwood F C, Shah N G. A new radiation solution method for incorporation in general combustion prediction procedures [J]. *International Symposium on Combustion*, 1981, **18**(1): 1405–1414.
- [11] Cheng W, Wang Z X, Zhou L, et al. Infrared signature of serpentine nozzle with engine swirl [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, **86**: 794–804.
- [12] 程稳. S 弯喷管红外辐射特性预测及优化设计方法 [D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
- [13] 是介, 周莉, 史经纬, 等. S 弯喷管与飞机后机身一体化构型红外辐射特性研究 [J]. *推进技术*, 2024, **45**(8): 85–98.
- [14] 是介, 周莉, 史经纬, 等. 复杂来流条件下设计参数对 S 弯喷管红外辐射特征影响 [J]. *航空学报*, 2024, **45**(17): 300–316.
- [15] 是介, 周莉, 史经纬, 等. S 弯喷管正后向红外辐射特征快速预测模型 [J]. *航空学报*, 2024, **45**(14): 241–257.
- [16] 陶文铨. *传热学* [M]. 北京: 高等教育出版社, 2021.
- [17] Rogers M M, Moser R D. The three-dimensional evolution of a plane mixing layer: the Kelvin-Helmholtz rollup [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1992, **243**: 183–226.
- [18] Kaiser E, Noack B R, Cordier L, et al. Cluster-based reduced-order modeling of a mixing layer [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, **754**: 365–414.
- [19] Liu Y, Chen Z H, Zhang H H. Physical effects of magnetic fields on the Kelvin-Helmholtz instability in a free shear layer [J]. *Physics of Fluids*, 2018, **30**(4): 044102.
- [20] 张冬冬. 超声速混合层流动机理与混合增强技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.