

文章编号: 1671-0576(2021)01-0049-06

国外高超声速飞行器红外辐射特性研究现状分析

郑昊莺¹, 刘 健¹, 孟夏莹¹, 韩小妹²

(1. 上海无线电设备研究所, 上海 201109;

2. 北京新雷能科技股份有限公司上海分公司, 上海 200120)

摘 要: 简要介绍了国外高超声速巡航导弹、高超声速助推滑翔飞行器以及高超声速飞机的发展概况, 分析了高超声速飞行器红外辐射特性研究中外部连续-稀薄流场仿真和辐射特征计算两个关键技术, 指出研究过程中面临气体多组分非平衡效应难题, 最后, 对高超声速飞行器红外辐射特性研究的发展趋势进行了展望。

关键词: 高超声速飞行器; 红外辐射; 连续-稀薄流动; 参与性介质

中图分类号: V11

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1671-0576.2021.01.009

Analysis on Research Status of Infrared Radiation Signatures from Hypersonic Vehicles Overseas

ZHENG Hao-ying¹, LIU Jian¹, MENG Xia-ying¹, HAN Xiao-mei²

(1. Shanghai Radio Equipment Research Institute, Shanghai 201109, China;

2. Beijing Relpow Technology Co., Ltd. Shanghai Branch, Shanghai 200120, China)

Abstract: The development of hypersonic cruise missile, hypersonic boost glider and hypersonic aircraft in foreign countries is briefly introduced. The two key technologies for infrared radiation signatures of hypersonic vehicle are analyzed, namely simulation of external continuous-rarefied flow field and radiation signatures calculation. The problem of multi-component non-equilibrium effect in the research process is pointed out. Finally, the trend of study on infrared radiation signatures of hypersonic vehicles is envisioned.

Key words: hypersonic vehicle; infrared radiation; continuous-rarefied flow; participating medium

0 引言

高超声速飞行器是指在高度在(10~100)km的临近空间空域内, 利用稀薄大气特点以马赫数(Ma)大于5的速度进行高超声速机动飞行的飞行器。高超声速飞行器按照功能可以分为高超声

收稿日期: 2020-10-13

作者简介: 郑昊莺(1988—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要从事导弹天线技术研究、航天前沿技术信息编报等工作。

速导弹和高超声速飞机两大类,其中高超声速导弹按照动力类型或飞行弹道又可以分为吸气巡航式和助推滑翔式^[1]。高超声速飞行器飞行速度快、机动能力强,是用于突破下一代一体化防空系统的革命性装备,成为各军事大国争夺的战略制高点。近年来,美国、俄罗斯等国均集中优势资源大力发展高超声速飞行器,对我国国防安全造成了巨大威胁。高超声速飞行器的红外辐射特性,尤其是目标本体材料的光谱特性和外部绕流的红外辐射特性作为一种指纹谱特征,可以用于高超声速飞行器的探测预警和识别跟踪。然而,现阶段国内高超声速飞行器红外辐射特性研究还存在多个技术瓶颈,研究成果尚不能为工程设计服务。因此,关注国外高超声速飞行器红外辐射特性研究动态具有重要意义。

1 国外高超声速飞行器发展概况

美国和俄罗斯是临近空间高超声速飞行器发展的领军者。近年来,两国集中优势资源大力发展高超声速飞行器,实现了高超声速飞行器实战化发展。

在高超声速导弹研制方面,美国的研究始于1995年启动的高超声速技术(hypersonic technology, HyTech)计划,该计划旨在研制采用液体燃料且工作巡航马赫数为4~8的一次性超燃冲压发动机,并在X-43飞机上开展飞行验证。随后,美国海军和美国国防部高级研究计划局(defense advanced research projects agency, DARPA)于2002年合作启动了高超声速飞行(hypersonic flight, HyFly)计划,旨在研制冲压发动机作为高超声速导弹的动力装置,证实超燃冲压发动机用于高超声速导弹的可行性。在前期高超声速飞行器动力研究的基础上,美国于2003年启动了著名的X-51A计划和兵力运用与从本土发射(force application and launch from the continental, FALCON)计划。其中,X-51A计划发展以超燃冲压发动机为动力、巡航飞行马赫数大于5、射程超1 300 km的高超声速巡航导弹,如图1所示。在2010年至2013年期间,X-51A共进行了四次飞行试验,其中2010年和2013年的两次飞行试验取得成功,为美国空军开展吸气

巡航式高超声速导弹研制提供了信心和技术储备。FALCON计划由美国空军和DARPA合作开展,计划研制助推滑翔式高超声速导弹的验证型号HTV-2,如图2所示。HTV-2于2010年和2011年共进行了两次飞行试验,均以失败告终,但两次飞行试验均实现了助推分离,获得了大量的气动热测试数据。



图1 X-51A高超声速巡航导弹



图2 HTV-2高超声速滑翔飞行器

在X-51A和FALCON计划的基础上,美国空军、美国海军、DARPA合作启动了高速打击武器(high speed strike weapons, HSSW)计划。该计划包括高超声速吸气(hypersonic air breathing, HAWC)武器和战术助推滑翔(tactical boost gliding, TBG)武器两个飞行演示验证项目。HAWC项目是在X-51A导弹的基础上,开展射程930 km、飞行马赫数5~6的战术空射型高超声速巡航导弹研究,方案概念图如图3所示。TBG项目是在HTV-2导弹的基础上开发空射型助推滑翔式高超声速导弹,并兼容海军的垂直发射系统,方案概念图如图4所示。



图3 HAWC方案概念图



图4 TBG方案概念图

美国航空航天局(national aeronautics and space administration, NASA)早在1985年就开展了国家空天飞机计划(national space shuttle program, NASP),旨在研制试验性单级入轨飞行器X-30,这标志着美国高超声速飞机研制的开始。随后,美国空军于1996年启动了Hyper-X计划,重点研究可重复使用的高超声速飞行器,并推出了X-43系列飞行器。该项计划的另一大成果是验证了涡轮基组合循环(turbine based combine cycle, TBCC)发动机作为高超声速飞行器动力装置的可行性。基于验证结果,美国现阶段在研的两大高超声速飞机——SR-72和Manta,均采用TBCC发动机作为动力装置。SR-72高超声速飞机由美国洛克希德-马丁公司的臭鼬工厂承研,该飞机的巡航马赫数可达6,可在1 h内到达全球任意空域执行侦查和打击任务,计划2022年实现首飞。波音公司于2018年公布了其研制的高超声速飞机Manta,该型高超声速飞机巡航马赫数可达5以上,巡航高度30 km,计划2025年前后实现首飞。

俄罗斯在高超声速技术领域的研究始于上个世纪50年代的超燃冲压发动机基础研究,后期启动了一系列超燃冲压发动机研究项目,建立了高超声速飞行试验系统(hypersonic flying laboratory, HFL)。但由于经济影响,在2000年后俄罗斯的高超声速飞行器研制一度陷入低迷。在2010年以后,受到美国开展X-51A、HTV-2等飞行试验的刺激,俄罗斯加快了高超声速飞行器的研制步伐,接连公布了“匕首”、“先锋”和“锆石”三型高超声速导弹和PAK-DA高超声速飞机。

“匕首”高超声速导弹是在空射型导弹Iskander的基础上改进研制的,最高飞行马赫数达10,射程超2 000 km,可挂载于米格-31战斗机

上实施空射,如图5所示。自2017年开始飞行试验以来,“匕首”高超声速导弹已完成多次机载发射试验,最近一次于2019年11月在北极完成飞行试验,射程达2 000 km。

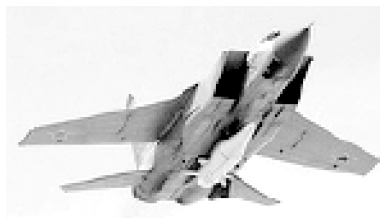


图5 挂载于米格-31战斗机上的“匕首”高超声速导弹

“先锋”高超声速导弹研制始于上个世纪80年代开始的4202项目。该项目研制的滑翔式高超声速飞行器被称为Yu-70。Yu-70经过一系列改进升级,发展了Yu-71、Yu-74等改进型滑翔式高超声速飞行器,其中Yu-71就是“先锋”高超声速导弹的前身。“先锋”高超声速导弹采用陆基发射,最大飞行马赫数达20,目前已开始战斗值班。最近一次的“先锋”高超声速导弹试射试验于2017年10月完成。Yu-71滑翔弹头由火箭助推,飞行马赫数达9~10时,与助推火箭分离,在80 km以下的大气层内飞行,飞行距离超过5 500 km,飞行时间16 min。

“锆石”高超声速反舰导弹(代号3M-22)为助推滑翔式高超声速导弹,飞行马赫数达9,射程超过1 000 km,采用海基方式垂直发射。该导弹2016年陆基试验成功,2017年4月海基试验成功,2018年12月完成舰载飞行试验,击中海上靶标,预计于2022年装备在重型核潜艇上。此外,俄罗斯于2016年7月公布了高超声速轰炸机PAK-DA,该飞机能够从外层空间在2 h内到达全球任意空域开展核打击。该飞机采用组合动力系统,具有航空飞行和航天飞行两种模式,在航天飞行模式下,采用携带的甲烷和氧气作为燃料。

2 高超声速飞行器红外辐射特性研究中的关键技术

高超声速飞行器的红外辐射特性,尤其是目标本体材料的光谱特性和外部绕流的红外辐射特性作为一种指纹谱特征,可以用于高超声速飞行

器的探测预警和识别跟踪。美国空军太空与导弹系统中心 (air force space and missile systems center, SMC) 和陆军研究实验室 (army research laboratory, ARL) 联合开发的用于高超声速飞行器天基预警的新一代过顶持续红外 (overhead persistent infrared, OPIR) 星座系统就搭载了宽视场红外探测器, 通过探测目标的红外辐射特性实现对高超声速飞行器的预警、识别和跟踪。高超声速飞行器的红外辐射主要由目标本体辐射、发动机辐射和外部绕流辐射三部分组成。目标本体辐射与目标本体温度分布及表面发射特性有关; 发动机辐射与发动机类型、燃料、工况参数等因素有关; 外部绕流辐射与飞行工况及绕流中的组分有关。现阶段, 高超声速飞行器红外辐射特性研究存在高超声速流动仿真和外部绕流辐射特性计算两大难点。

(1) 高超声速流动仿真技术

高超声速飞行器飞行高度大于 10 km、飞行马赫数大于 5, 其高超声速流场流动具有典型的跨流域特征, 即临近空间高超声速流场存在连续介质流动 (连续流) 和自由分子流动 (稀薄流) 两种流动类型。区分这两种不同流动类型的无量纲参数为克努森 (Knudsen) 数 Kn , 定义为流体分子平均自由程与飞行器特征长度之比。图 6 给出了不同流动类型对应的 Kn 取值范围。当 $Kn < 0.2$ 时, 流动为连续介质流动, N-S (Navier-Stokes) 方程成立; 当 $Kn > 1$ 时, 自由分子流动的作用开始凸显, 连续介质假设失效, 此时需要用玻尔兹曼 (Boltzmann) 方程描述流动。针对这两种高超声速流动类型, 高超声速流动数值模拟方法分为两大类: 一类是基于流体力学理论求解 N-S 方程的方法, 适用于连续流场仿真; 另一类是基于分子运动学理论求解 Boltzmann 方程的方法, 适用于稀薄流场仿真。基于连续介质假设的 N-S 方程的数值求解方法发展较为成熟, 目前主要有雷诺平均 (Reynold average Navier-Stokes, RANS) 方法、大涡模拟 (large eddy simulation, LES) 方法和直接数值模拟 (direct numerical simulation, DNS) 方法三种^[2]。基于离散粒子假设的 Boltzmann 方程的数值求解方法主要有直接模拟蒙特卡罗 (direct simulation Monte Carlo, DSMC) 方法、细胞自动化模型、离散速率模型、格

子波尔兹曼算法和分子动力学模型等, 其中 DSMC 方法是唯一在高超声速流场稀薄区仿真取得成功的数值方法^[3]。然而, 在使用 DSMC 方法模拟高超声速稀薄流动时, 计算网格尺寸和时间步长受到流体分子平均自由程和平均碰撞时间的限制, 计算量随 Kn 的减小而急剧增加。尤其是在过渡区域, DSMC 方法的计算效率难以接受。

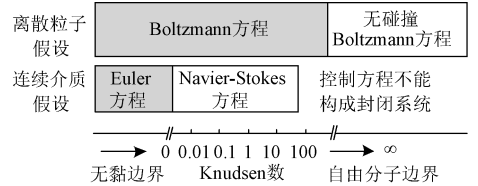


图 6 不同流动类型中克努森数的取值范围

(2) 外部绕流辐射特征计算技术

高超声速飞行器外部绕流辐射特性计算面临着非平衡效应的难题。非平衡效应表现在外流参与性组分的热力学非平衡和辐射非平衡两个方面。由于高超声速飞行器所在的临近空间气体密度低, 原子、分子碰撞不充分, 而飞行器的高速运动又会缩短各组分的运动时间, 使得外部绕流中原子和分子的平动、转动、振动、电子激发等热力学能量来不及通过碰撞交换达到平衡, 表现出热力学非平衡效应。此外, 由于各组分的原子、分子处于热力学非平衡态, 其多种能量模式的松弛过程使得各组分在各能态的数密度不符合平衡态下的波尔兹曼分布规律和萨哈方程, 表现出辐射非平衡效应。

3 高超声速飞行器红外特性国外研究现状及趋势

高超声速稀薄流动和非平衡态效应使得高超声速飞行器红外辐射机理及特性表征不同于传统低速飞行器目标, 给目标红外辐射特性研究带来了新的挑战。由于高超声速流场辐射理论涉及流体力学、传热学、量子力学、光谱学、辐射度量学等多个学科, 现有研究大都通过风洞测试开展高超声速激波层辐射特性研究。国际上著名的高超声速风洞试验设施有 NASA Ames 研究中心 (Ames research center, ARC) 的多个高超声速电弧风

洞、意大利的 Scirocco 试验设施、德国航天中心的等离子风洞、日本宇航研究开发机构 (Japan aerospace exploration agency, JAXA) 的膨胀管风洞、澳大利亚昆士兰州立大学的 X2 风洞等。

近三年,针对高超声速飞行器红外辐射特性研究中的难点,美国、日本、欧洲的多家研究机构基于风洞测试结果开展了大量基础研究。美国从事高超声速辐射特性基础研究的机构主要为 NASA ARC。NASA ARC 拥有电弧激波风洞 (electric arc shock tube, EAST)^[4]、IHF (interaction heating facility) arc jet^[5]、Unitary Plan 风洞^[6]等试验设施。2018年,NASA ARC 采用分光测量技术测量了高超声速自由来流中的激波辐射。研究结果表明:在可见到近红波段 N_2 辐射占主要贡献,在紫外波段 NO 辐射占主要贡献;测得的 N_2 光谱辐射线形与 NEQAIR 软件仿真的结果相差很大,其主要原因是仿真仅考虑了 N_2 的热激发;为了提高仿真精度,建议分别对每个振动态的电子-振动模态转换线型进行计算,再进行缩放。2020年,NASA ARC 在电弧激波管中测量了来流速度在(7~9)km/s 范围内激波的热力学非平衡态辐射,测得辐射贡献主要来自 NO、 N_2 、 N_2^+ 、N 原子和 O 原子。测试结果与 NEQAIR 软件采用 Park90、Park93 和 Johnston14 辐射模型的仿真结果对比,存在较大误差。经分析,误差原因包括准稳态假设导致 NO 和 N_2 辐射仿真结果偏小,双温度模型导致低压状态下 N_2^+ 辐射仿真结果偏大,双温度模型导致原子辐射仿真结果误差较大,软件中的组分激发速率取值不合适等。NASA ARC 的大量测试结果虽然与软件仿真结果相比存在较大误差,但基于测试结果可以进一步优化高超声速流动辐射模型中的多种假设,提高软件仿真精度。NEQAIR 仿真模型的改进工作一直在持续进行中。美国空军研究实验室开发了高超声速流动仿真的 DSMC 方法和辐射仿真模型,对比高超声速流动中的红外和紫外辐射,验证了高速流动中 NO 和 $N_2 + O$ 反应的辐射^[7]。此外,美国加州理工学院^[8]、德克萨斯大学^[9]等高校在高超声速风洞中开展辐射测试试验,测试结果用于验证改进高超声速相关的计算程序。除美国外,近年来 JAXA^[10]和东海大学 (Tokai University)^[11]也开

展了高超声速流动非平衡态辐射基础研究;法国的 EM2C 实验室^[12-13]、德国慕尼黑国防大学^[14]、澳大利亚昆士兰州立大学^[15]均开展了相关研究。

总结近两年国外在高超声速飞行器目标红外辐射特性领域开展的研究工作,可以发现其发展趋势。

目标红外辐射特性的研究聚焦于高超声速流动中不同组分的多谱段辐射特性。从近两年公开发表的文献可以发现,所有研究内容均为高超声速流动中不同组分的辐射特性,这是高超声速飞行器辐射特性仿真的理论基础。研究的流场组分包括 NO、 N_2 、 CO_2 、CO、 N_2^+ 、N 原子和 O 原子等。关注的谱段包含紫外、可见、近红和红外波段。此外,由于高超声速流场辐射理论的复杂性,研究大都采用风洞测试手段,基于测试结果分析高超声速流动辐射机理,改进现有的计算模型。

高超声速流动辐射领域的研究表现出国际合作的趋势。近两年公开发表的多篇文献由多个国家的研究机构共同署名。例如,文献[16]中美国 NASA 的 DC-8 机载实验室测量了日本的 Hayabusa 返回舱再入工况下的激波辐射;文献[17]中日本的 JAXA 在其激波风洞中对高超声速激波后的 CO_2 和 CO 气体辐射开展了测量试验,法国的 EM2C 实验室对试验工况下的辐射特性进行了仿真,两者结果对比发表了共同署名文章;文献[18]介绍了美国空军与澳大利亚联合开展的高超声速国际飞行研究试验 (hypersonic international flight research experimentation, HIFiRE) 计划的第五次飞行试验。此外,多篇文献还表明美国开发的著名高温气体非平衡辐射计算软件 NEQAIR 在日本、澳大利亚、德国、法国等多个国家的研究机构中得到应用。但国际合作仅仅是小范围内的合作,仅仅发生在美国、日本、澳大利亚和欧洲少数几个国家之间。对我国而言,美国 NASA ARC 仍保持封锁状态,NEQAIR 软件也一直被禁止引进。

4 结束语

高超声速飞行器技术作为未来战争的颠覆性技术,得到了美国、俄罗斯等军事大国的大力发展。为了应对美俄等国家高超声速武器的威胁,

需要开展高超声速红外辐射特性基础研究。考虑到高超声速技术领域面临的挑战,可以预见探索高超声速流动和辐射理论,借鉴国外测试数据提升高超声速目标特性仿真精度,将成为高超声速飞行器红外特性研究领域的热点。

参考文献

- [1] 范月华,高振勋,蒋崇文.美俄高超声速飞行器发展近况[J].飞航导弹,2018(11):25-30.
- [2] 郑秋亚.基于 Navier-Stokes 方程的复杂流动数值模拟精度与并行计算研究[D].西安:西安电子科技大学,2011.
- [3] 赵雪峰,茅泽育.紊流数值模拟方法研究进展[C]//第十七届全国结构工程学术会议论文集:第三册,武汉.北京:中国力学学会结构工程专业委员会,2008:604-607.
- [4] CRUDEN B A, BRANDIS A M. Measurement of radiative nonequilibrium for air shocks between 7 and 9 km/s[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2020, 34(1): 154-180.
- [5] WINTER M W, SRINIVASAN C, CHARNIGO R, et al. Spectroscopic analysis of nonequilibrium excited state chemistry in a NASA arc jet[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(4): 1088-1098.
- [6] GARBEFF II T J, BAERNY J K, ROSS J C. Wind tunnel flow field visualizations of the space launch system vehicle ascent[C]// AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas. Reston, USA: AIAA Press, 2019: 3299.
- [7] GIMELSHEIN S F, WYSONG I J. Validation of high-temperature air reaction and relaxation models using emission data[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2019, 33(3): 606-616.
- [8] LEIBOWITZ M G, AUSTIN J M. Hypervelocity measurements of mid-wave infrared CO₂ radiation impinging on blunt bodies[C]// AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, USA: AIAA Press, 2019: 1555.
- [9] HIGDON K J, DRUDEN B A, BRANDIS A M, et al. Direct simulation Monte Carlo shock simulation of Saturn entry probe conditions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 23(3): 680-690.
- [10] TAKAYANAGI H, LEMAL A, NOMURA S, et al. Measurements of carb-on dioxide nonequilibrium infrared radiation in shocked and expanded flows[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 23(2): 483-494.
- [11] YAMADA G, KAJINO M, KAWAZOE H. Nonequilibrium radiation of shock-heated plasmas with precursor phenomena[C]// AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, USA: AIAA Press, 2019: 1350.
- [12] GRIMALDI C H C, MCGUIRE S, TIBERE-INGLESSE A, et al. Temperature and radiation measurements of an atmospheric pressure CO₂ plasma[C]// AIAA SciTech 2020 Forum, Orlando, FL. Reston, USA: AIAA Press, 2020: 1708.
- [13] TIBERE-INGLESSE A, MCGUIRE S, LAUX C O. Atomic radiation from a recombining nitrogen plasma[C]// AIAA SciTech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, USA: AIAA Press, 2019: 2068.
- [14] BONIN J, MUNDT C. Full three-dimensional Monte Carlo radiative transport for hypersonic entry vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(1): 44-52.
- [15] BANERJI N, LEYLAND P, FAHY E, et al. Earth reentry flow over a phenolic aeroshell in the X2 expansion tube[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(2): 414-428.
- [16] WINTER M W, MCDANIEL R D, CHEN Y K, et al. Radiation modeling for reentry of Hayabusa sample return capsule[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(4): 1152-1164.
- [17] DUBUET U, NOMURA S, MATSUYAMA S, et al. Simulations of CO₂-CO infrared radiation measurements in shock and expansion-tubes[C]// AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas. Reston, USA: AIAA Press, 2019: 3015.
- [18] TAKAYANAGI H, LEMAL A, NOMURA S, et al. Measurements of carbon dioxide nonequilibrium infrared radiation in shocked and expanded flows [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(2): 483-494.