红外与激光工程
INFRARED AND LASER ENGINEERING
EI, SCOPUS, CSCD等收录期刊

航空光学成像气动光学传输效应计算研究综述（特邀）

贾平　陈健　田大鹏

Overview of computational studies of aerodynamic optical transmission effects in aerial optical imaging (*invited*)

Jia Ping, Chen Jian, Tian Dapeng

在线阅读 View online: https://doi.org/10.3788/IRLA20220713

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于流动控制的超声速混合层气动光学效应校正方法研究

Study on correction method of aero-optical effects caused by supersonic mixing layer based on flow control

红外与激光工程. 2019, 48(8): 809001　https://doi.org/10.3788/IRLA201948.0809001

基于BOS技术的气动光学流场传输效应成像偏移校正方法研究

Investigation on correction method of aero-optical transmission effects imaging deviation based on BOS technique

红外与激光工程. 2018, 47(4): 418003　https://doi.org/10.3788/IRLA201847.0418003

高速飞行器成像探测气动光学效应研究（特约）

Study on aero-optical effect of the imaging detection system of high speed flight vehicle(*Invited*)

红外与激光工程. 2020, 49(6): 20201016　https://doi.org/10.3788/IRLA20201016

热环境条件下红外窗口气动光学传输效应实验研究

Experimental study on aero-optical transmission effect of infrared window in aerothermal environment

红外与激光工程. 2017, 46(9): 904001　https://doi.org/10.3788/IRLA201746.0904001

计算光学成像在散射中的应用

Application of computational optical imaging in scattering

红外与激光工程. 2019, 48(6): 603005　https://doi.org/10.3788/IRLA201948.0603005

气动光学效应对激光扩束系统的影响

Influence of aero-optic effect on laser beam expanding system

红外与激光工程. 2019, 48(S1): 1　https://doi.org/10.3788/IRLA201948.S106001

航空光学成像气动光学传输效应计算研究综述 (特邀)

贾 平，陈 健，田大鹏*

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 航空光学成像与测量重点实验室，吉林 长春 130033；
2. 中国科学院大学，北京 100049)

摘 要：随着更高的需求和科技发展推动航空飞行器工作速度的提高，航空光学成像的机动、灵活等特点显现更加突出，但实现高质量、高分辨率成像的技术难度也极具挑战性。飞行器与高速气流之间的复杂作用产生气动光学效应，光波或光束经过复杂流场与光学窗口时受到强干扰，为此吸引了众多科学家开展多学科交叉融合的相关研究工作，取得了大量的研究成果，为试验测试和工程实践提供了有力支撑。文中从气动光学流场与光学窗口两方面的计算研究入手，详细综述了气动光学传输效应的研究进展，归纳总结了相应的计算方法，综合当前技术发展趋势给出航空光学成像气动光学传输效应计算研究的思考和建议。

关键词：气动光学效应； 计算流体力学； 多场耦合； 光学传输； 数值计算
中图分类号：V211.3 **文献标志码：**A **DOI：**10.3788/IRLA20220713

Overview of computational studies of aerodynamic optical transmission effects in aerial optical imaging (*invited*)

Jia Ping，Chen Jian，Tian Dapeng*

(1. Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: With higher demand and technological development to promote the working speed of aerial vehicles, the mobility and flexibility of aerial optical imaging have become more prominent, but the technical difficulty of achieving high-quality, high-resolution imaging is also extremely challenging. The complex interaction between aircraft and high-speed airflow produces aero-optical effects, and light waves or beams are subject to strong interference when passing through complex flow fields and optical windows, which has attracted many scientists to carry out multidisciplinary cross-fertilization of related research work, and a large number of research results have been achieved, providing strong support for experimental testing and engineering practice. In this paper, starting from the calculation of aero-optical flow field and optical window, the research progress of aero-optical transmission effect is reviewed in detail, the corresponding calculation methods are summarized, and the thinking and suggestions of aero-optical transmission effect calculation for aerial optical imaging are given based on the

收稿日期:2022−10−19； **修订日期:**2022−11−21
基金项目:中国科学院稳定支持基础研究领域青年团队计划 (YSBR-066); 国家自然科学基金 (T2122001); 中国科学院国防科技重点实验室基金 (CXJJ-21S014)
作者简介:贾平, 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事航空光学成像方面的研究。
通讯作者:田大鹏, 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事航空光学成像方面的研究。

current technological development trend.

Key words: aero-optical effects; computational flow dynamics; multi-field coupling; optical transmission; numerical calculation

0 引 言

带有航空光学成像载荷的飞行器高速飞行时与周围流场发生剧烈作用,形成边界层、剪切层、激波等复杂的流场结构,并使光学窗口产生复杂的热力响应,对光学系统与自由流区域之间的光学传输造成干扰,这种效应被称为气动光学传输效应[1],原理如图 1 所示。

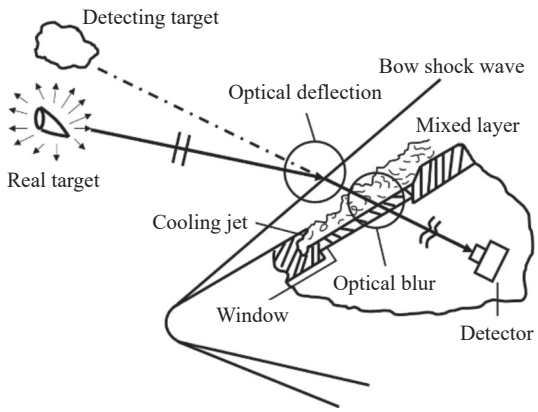

图 1 气动光学传输效应示意图

Fig.1 Diagram of aero-optical transmission effect

气动光学传输效应会对光学成像产生严重影响,造成像的偏移、模糊及抖动,影响光学系统的探测能力与测量精度。因此,揭示和应对气动光学传输效应已成为航空光学成像亟待解决的关键问题。

与试验研究相比,使用计算机数值模拟研究气动光学传输效应具有成本低、适用范围广的显著优势,易于对不同工况进行分析,能够获取全部时间与空间范围内的相关数据。目前,计算研究已经成为了探索气动光学传输效应的主要方法之一,取得了大量的研究成果,在机理分析、试验设计和指导工程实践等方面发挥了重要作用。

气动光学传输效应的计算研究可分为气动光学流场光传输计算与光学窗口光传输计算两部分内容。在开展具体研究时,均需要使用数值计算方法求解介质的折射率分布,再以此为基础进行光传输分析。

文中从气动光学流场与光学窗口两个方面介绍了气动光学效应对光学传输的影响,归纳总结了气动光学流场计算、光学传输计算、光学窗口热力响应计算的计算方法与发展趋势,对面向航空光学成像的气动光学传输效应计算研究发展给出了相应的思考和建议。

1 气动光学流场计算

对于空气及许多气体组分而言,折射率通过 Gladstone-Dale 关系式与流体的密度线性相关,因此流场中的密度脉动是造成气动光学波前畸变的根本原因。

一般认为满足连续介质假设的流体力学问题都可以使用 Navier-Stokes 方程 (简称 N-S 方程) 进行描述,但 N-S 方程中包含非线性项,从数学上难以给出解析解。自 20 世纪 60 年代开始,随着计算机技术的快速进步,使用数值方法求解 N-S 方程的计算流体力学 (Computational Flow Dynamics, CFD) 技术得到了极大的发展。航空航天领域是最早应用 CFD 技术的领域之一,取得了大量研究成果,气动光学研究也以此为契机迎来了突破,迅速发展出了基于 CFD 技术的气动光学效应研究方法。

根据对流场脉动细节的刻画能力,N-S 方程的数值求解方法一般可以分为三种:(1) 雷诺平均数值模拟法,简称 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation) 方法;(2) 直接数值模拟方法,简称 DNS (Direct Numerical Simulation) 方法;(3) 大涡模拟方法,简称 LES (Large Eddy Simulation) 方法。

在早期,受计算机算力限制,无法划分足够精细的网格研究微小的湍流密度波动,因此研究人员多使用 RANS 方法对流场进行求解。该方法的基本思想为对流体运动过程取平均,将流场的过程量分解为平均量和脉动量;其中平均量通过 N-S 方程进行求解,脉动量的影响则使用雷诺应力项来表征。

由于 RANS 方法只能给出平均后的流场信息,无法刻画具体细节,因此很难支撑气动光学的深入研究。但在另一方面,由于实际光学成像过程是对入射波前

进行时间积分，气动光学效应引起的图像退化是时间平均流场的作用结果，因此使用 RANS 方法具有一定的合理性，同时 RANS 方法所需计算资源较少，这使得该方法在当前的气动光学研究中仍有所应用[2−3]。

为了能够描述小尺度密度脉动结构对光学传输的影响，Trolinger 等提出了一种基于球涡模型的随机相位屏方法[4]。如图 2 所示，该方法通过在流场中随机布置不同尺度和密度的球涡来模拟瞬态涡结构引起的密度不均匀分布。图 2 中，δ表示边界层厚度，边界层内的密度分布为$\rho_0(y)$，可以据此计算出该光线在边界层内传输所经过的光程 (图 2 中忽略了球涡对光线偏折的影响)。

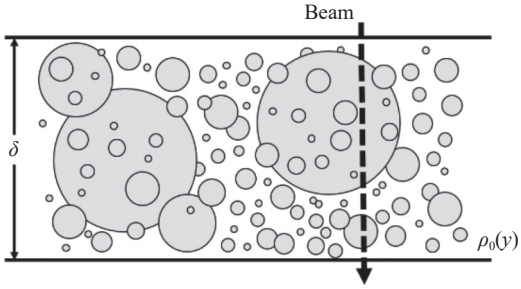

图 2 球涡模型示意图

Fig.2 Diagram of the sphere vortex model

Shi 等对上述方法进行了改进，通过建立球涡参数与流场密度脉动特性之间的关联，避免了原有方法在脉动较弱区域布置大尺度球涡的可能，对可压缩混合层流场光学畸变模拟的结果证明改进方案的有效性[5]。

随着 CFD 理论的发展和计算机性能的提升，出现了能够直接求解三维非定常 N-S 方程的直接数值模拟法 (DNS 方法)，其网格分辨率覆盖了直至耗散尺度的最小湍流尺度。由于 DNS 方法在求解过程中并未引入任何湍流模型，因此理论上获得的流场信息是真实准确的，能够支撑对气动光学效应的机理探索、对计算模型的测试验证等研究工作。

Miller 等使用四组 DNS 边界层数据测试了一种计算光程差均方根值的 ND (Notre Dame) 模型[6]。测试结果显示，在亚声速、超声速情况下 ND 模型计算结果的准确性很好，但在高超声速条件下该模型的预测结果存在偏差，这是由于在高超声速条件下 ND 模型的部分假设条件失效所导致的。

DNS 方法的突出缺陷在于刻画精细流场结构所需的庞大计算量，在求解具有实际工程意义的湍流问题时需要的计算资源可达10^{23}量级[7]。计算能力的限制使得研究人员只能选择对某段尺度范围内的流场结构进行模拟，这也是 LES 方法的出发点之一。

LES 方法的基本思想是将流场分解为大尺度流动与小尺度脉动两部分，对大尺度流动直接求解，而小尺度脉动则通过亚格子模型给出。该方法消耗的计算资源比 DNS 方法更少，但计算得到的流场信息比 RANS 方法更加精细，因此迅速在超声速混合层[8]、湍流边界层[9]、圆柱转台绕流[10] 等多种流场结构的气动光学计算研究中得到了广泛应用。

使用 LES 方法求解气动光学流场的一个关键问题在于确定适用于气动光学计算的“大尺度”范围，也即确定气动光学研究对 CFD 网格分辨率的要求。Mani 等研究并给出了在高雷诺数流场仿真中由于空间分辨率不足引起气动光学计算误差的估计分析准则[11]。以 DNS 方法获得的流场分布作为精确解，使用 LES 与 DNS 方法计算得到光程长度误差$\mathcal{L}_e$建立了气动光学效应计算精度的估计准则：

$$\left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^2\overline{\mathcal{L}_e^{\,2}} < \varepsilon \tag{1}$$

随后，使用谱分析方法将$\mathcal{L}_e$与网格分辨率l_c相关联，最终给出了满足求解精度要求的网格分辨率公式：

$$l_c \sim \frac{\varepsilon^{3/7}}{Ma^{12/7}(n_0-1)^{6/7}}\frac{\lambda^{6/7}l^{4/7}}{\Delta z^{3/7}} \tag{2}$$

式中：ε为由公式 (1) 定义的气动光学效应计算精度；Ma为流场马赫数；l为流场的特征长度；n_0为折射率；λ为光波波长；Δz为流场的深度，即沿光传播方向湍流场的长度。根据公式 (2) 确定的网格分辨率能够保证气动光学效应的分析结果满足预先设定的误差容限内。

Mathews 等进一步研究了气动光学计算对网格分辨率的要求，在计算三维折射率谱的过程中同时考虑了湍流流动的压力谱与温度谱，并使用 Mani 等的研究方法得到了更加精确的网格分辨率公式[12]。相比于公式 (2)，Mathews 等确定的分辨率准则对网格尺度提出了更高的要求，但该准则中包含了难以估计的流场参数，因此，Mani 等建立的分辨率准则仍将是估计网格分辨率的重要依据。

虽然通过划分高分辨率的计算网格能够提高 LES 方法对微小密度脉动的刻画能力，但同时也需要搭配合适的数值格式来获取精细的流动结构。气动光学流场通常涉及边界层、混合层以及激波等复杂流场结构，为了分辨具有间断特性的激波，必须使用低耗散的数值格式，然而数值耗散不足容易导致数值不稳定性，引起非物理振荡；如果数值耗散过大，又会污染物理耗散，影响求解的准确性。

Shotorban 等在进行圆柱转台绕流的气动光学计算时指出，LES 方法中通常使用的 TVD (Total Variation Diminishing) 格式和高耗散迎风格式人为抑制了小分辨率的流动尺度，这可能会对气动光学计算产生重要影响[10]。为了充分捕捉高雷诺数流动条件下的折射率场，在 Shotorban 等的计算研究中使用了低耗散的 AUSM(Advection Upstream Splitting Method) 格式，它兼具通量矢量分裂的强鲁棒性以及通量差分分裂的高分辨率，实现了对更精细气动光学流动尺度的有效捕捉。

然而，AUSM 类格式通常仅具有二阶精度，随着气动光学研究的不断深入，研究人员普遍选择使用更高精度的数值格式获取高置信度的流场数据，例如五阶精度的 WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) 格式[13]、五阶精度的 WCNS 格式 (Weighted Compact Nonlinear Scheme) 等[14]。

陈勇等在研究转塔气动光学效应时对比了五阶 WENO 格式与低阶 MUSCL (Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws) 格式的数值计算结果[15]。马赫数为 0.70 时的流场仿真结果显示，WENO 格式给出了更精细的流场结构特征，而 MUSCL 格式过大的数值粘性抑制了尾流小尺度结构的发展；此外，WENO 格式对模型顶部局部超声速区的强间断激波结构捕捉效果更为明显、强度更强。与风洞试验结果的对比也显示了 WENO 格式在总体上更好的计算效果，如图 3 所示。

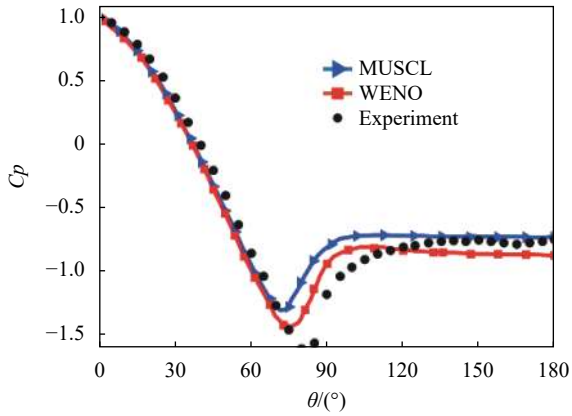

图 3 在剖线上的压力系数比较

Fig.3 Comparison of pressure coefficient on section line

虽然 LES 方法相比于 DNS 方法已经降低了对网格分辨率的要求，但是对于实际工程问题而言仍然需要庞大的计算量。Ugo 使用三种代码编写 LES 程序，计算了平板湍流边界层问题，结果显示：当雷诺数大于2×10^4 时，在边界层内的计算量占据了全部计算的 90% 以上，如图 4 所示[16]。这主要是由于边界层区域

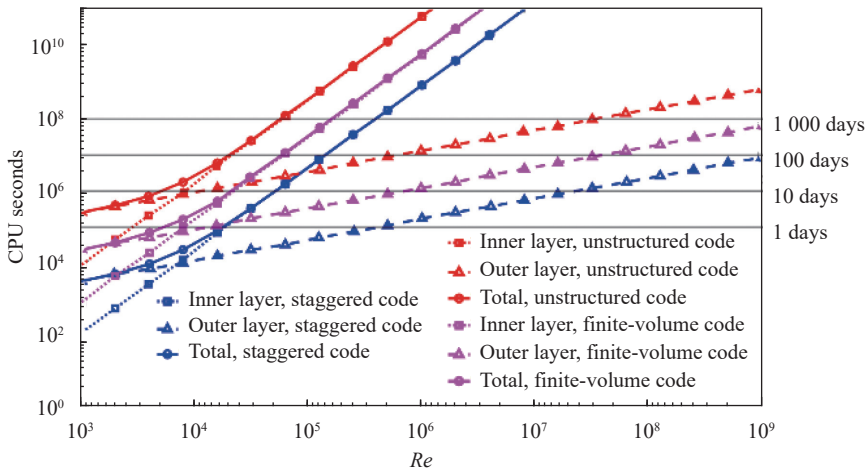

图 4 LES 求解平板边界层流动的计算成本，基于 AMD Opteron 处理器运行，以 CPU 秒为单位

Fig.4 Cost of the LES of flat-plate boundary-layer flow, performed on an AMD Opteron, in CPU seconds

的涡结构以小尺度为主，即使用 LES 方法求解也需要划分十分细密的网格，消耗了大量计算资源。

为了减小高雷诺数情况下近壁区流动对计算资源的占用，研究人员提出了壁面模型 LES (Wall-modeled LES, WMLES) 法以及 RANS/LES 混合法等数值求解方法，基本思想为在边界层的近壁区域使用壁面模型或 RANS 方法降低计算量，而在外层使用 LES 方法对大涡结构进行模拟。

Castillo 等对壁面模型 LES 法在高速湍流边界层气动光学效应中的应用进行了详细研究，探讨了壁面模型构造以及子网格应力模型、网格分辨率对计算结果的影响[17−18]。研究结果表明，WMLES 计算得到的流场分布与 DNS 计算结果保持了较好的一致性，且显著降低了计算量，该方法有望为高速边界层气动光学畸变提供低计算量、高精度的解决方案。

此外，典型的 RANS/LES 混合模拟方法，如分离涡模拟法，以及在该方法基础上改进的延迟分离涡模拟法、改进型延迟分离涡模拟方法等数值方法也已经在光学转台绕流等场景的气动光学效应研究中得到应用[19−20]，并取得了良好的计算效果，展现了混合模拟方法在气动光学效应中的应用前景。

由上述分析可知，气动光学研究所使用 CFD 方法的发展一直在计算资源与计算精度之间寻求平衡，力图使用可接受的计算资源获取较为准确的流场分布，LES 方法、WMLES 方法、RANS/LES 混合方法已成为当前研究中的主流方法。为了提高 CFD 与气动光学效应的计算精度，研究人员已从气动光学的角度提出了网格分辨率准则作为划分 CFD 计算网格的参考依据，但同时也需要搭配使用高精度的数值格式以获取精确的计算结果。此外，气动光学流场数值仿真的边界条件、松弛因子、收敛性准则等因素也会影响 CFD 的求解结果，进而影响气动光学传输计算。因此，气动光学研究人员需要持续关注 CFD的研究进展，以使用高精度、高可靠性、高效率的流场求解方法推进气动光学传输效应的研究。

2 光学计算

2.1 光学传输计算

为了进行气动光学流场的光传输研究，首先需要根据 CFD 计算结果得到光学折射率分布。通常认为气体折射率n与密度ρ有关，二者满足：

$$n = 1 + K_{\mathrm{GD}}\rho \tag{3}$$

式中：K_{GD}称为 Gladstone-Dale 系数 (G-D 系数)。在折射率场中沿光传输路径积分可以计算光程长度 (Optical Path Length, OPL)：

$$OPL = \int n(x,y,z)\mathrm{d}s \tag{4}$$

以及光程差 (Optical Path Difference, OPD)：

$$OPD(\xi,\eta) = OPL(\xi,\eta) - \overline{OPL} \tag{5}$$

由于光程差分布是二维函数，难以用于比较，因此也常计算其均方根值OPD_{rms}表征气动光学效应引起波前畸变的严重程度。

在气动光学效应中通常使用的光传输计算方法可分为两类，即以光线为研究对象的几何光学方法和以光波为研究对象的波动光学方法。

2.1.1 几何光学方法

几何光学方法忽略了光的波动性质，通过计算光线在流场中的传播路径来分析流场的光传输效应，也常被称为光线追迹法。具体的实现方法有基于 Snell 定律的几何光线追迹方法、光线方程求解方法、元胞自动机方法等。

其中，根据 Snell 定律进行光线追迹通常需要基于计算流体力学网格[21] 或光学计算网格[22]，其计算精度与网格划分密切相关。例如，Xie 等使用后向传播神经网络 (Back Propagation Neural Network, BPNN) 对 CFD 计算获得的折射率场进行了细化和规整，在此基础上进行光线追迹计算，以提高气动光学计算结果的准确性[23]。

由于该方法对计算网格的质量有很高要求，且光线在网格间的传输情况复杂、不易编程实现，因此在目前的气动光学传输效应研究中，更多通过求解光线方程的方法实现光线追迹。

从 Maxwell 方程组出发，忽略光的波动特性，可以得到用空间位置矢量r处折射率函数$n(r)$描述光传播特性的光线方程：

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s}\left(n\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}s}\right) = \nabla n \tag{6}$$

式中：∇n表示在r处折射率的梯度。

光线方程只有在特定折射率分布下才有解析解，在无规则、非均匀的气动光学折射率场中一般需要采

用数值方法求解，例如 Euler 法、Taylor 展开法、Runge-Kutta 法等。其中三阶、四阶 Runge-Kutta 法具有较高的精度，已经成为光线追迹中普遍应用的方法[2,24]。

熊浩西等对光线方程的数值求解新方法进行了探索，对比了四阶 Runge-Kutta 法、Richardson 外推法、Adams 线性多步法等三种数值方法的求解精度和求解速度，折射率离散分布情况下的数值仿真误差如图 5 所示[25]。对比结果表明，Adams 线性多步法是一种高精度、高速的方法，该方法以 Runge-Kutta 法起步，不会带来误差的累积，所以结果更接近真实解，更适用于光线追迹。

在求解光线方程的过程中，由于绝大多数的光线追迹终点都不会恰好落在折射率已知的 CFD 网格点上，因此通常需要根据已有的网格数据点对空间中任意点的折射率$n(r)$进行插值计算，并求解出当地折射率梯度∇n。

求解离散点折射率的插值方法有双三次插值法、三线性插值法、距离反比加权插值法等，其中距离反比加权插值法由于具有高稳定性、高精度的特点而更为常用[26−27]；求解离散点折射率梯度的方法则有 Horn 梯度算子、自然样条梯度算子、Barron 梯度算子等，研究表明 Barron 算子具有高精度、稳定性好等特点，更适用于求解梯度值[28]。此外，多项式拟合法也是一种良好的插值拟合方法，不仅可以拟合目标点的折射率，还能够通过对拟合多项式求导直接得到折射率梯度[25]。

使用求解光线方程的方法进行光线追迹具有精度高的显著优势，且对计算网格没有额外要求，可以直接基于 CFD 网格实现。然而在求解过程中需要插值计算每步追迹终点的折射率及折射率梯度，因此该方法需要较大的计算量。

基于元胞自动机 (Cellular Automata, CA) 求解是气动光学流场光线追迹的一种新方法，其基本思想为：将待追迹的气动光学流场区域划分为紧密相邻的规则元胞，将流场中的光线传输过程看作是粒子在元胞间的移动过程，只需要确定粒子每一步的所在位置及下一步的移动方向，便可以确定下一步的粒子位置，并最终完成光线追迹。

雒亮等以二维超声速边界层、二维超声速混合层、二维超声速光学头罩绕流流场等三种流场为测试对象，对比了二维元胞自动机、三阶 Runge-Kutta 法求解光线方程这两种方法的计算结果和计算效率[29]。结果表明二者求解得到的 OPD 分布符合较好，而基

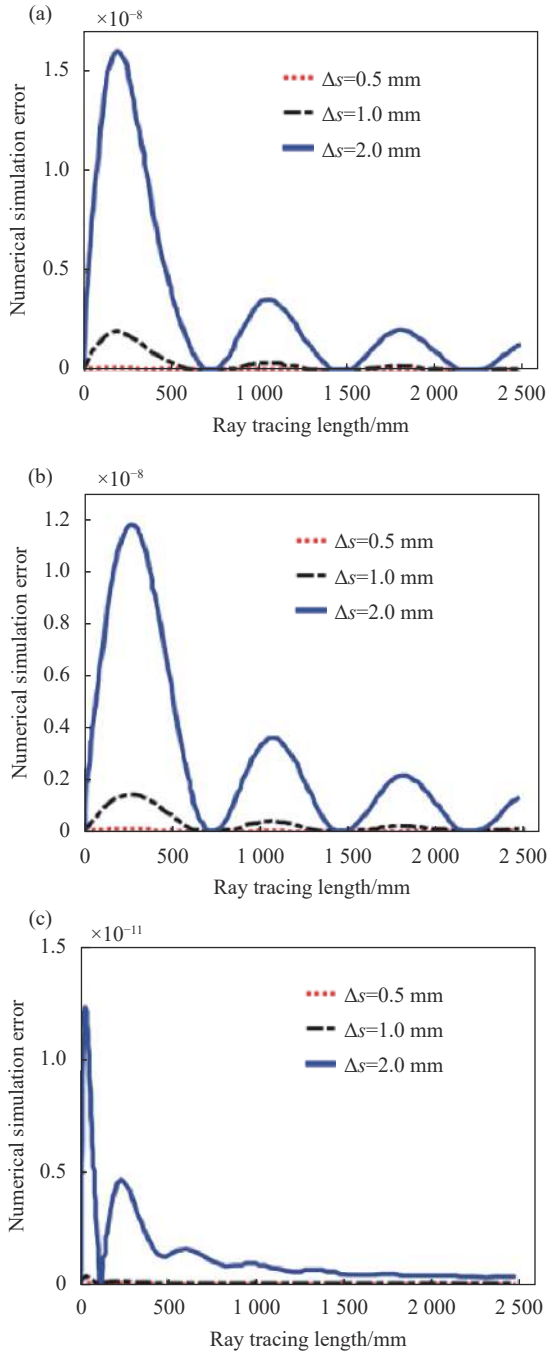

图 5 数值仿真误差 (折射率离散分布)。(a) 四阶 Runge-Kutta 法仿真误差；(b) Richardson 外推法仿真误差；(c) Adams 线性多步法仿真误差

Fig.5 Numerical simulation error (Discrete distribution of refractive index). (a) Simulation error of fourth-order Runge-Kutta method; (b) Simulation error of Richardson extrapolation method; (c) Simulation error of Adams linear multistep method

于元胞自动机算法的计算复杂度更小、求解时间更短，约为光线方程数值求解算法的1/4，表现出了更高的计算效率。

与基于 Senll 定律的几何光线追迹方法类似，元胞自动机方法也需要基于网格 (元胞) 实现，但该方法的优点在于无需计算光线传播过程中的交界面、交点、法线等几何关系，它将位置和方向的求解拆分开来，分别制定变换规则，且规则简单、易于实现，因此更加高效。

2.1.2 波动光学方法

波动光学方法在气动光学的相关研究中主要有三方面的应用：一是使用 Fourier 光学方法，研究稳态分量流场引起的波前畸变对线性光学系统成像质量的影响；二是使用统计光学方法，研究湍流流场的光学传输特性；三是基于 Maxwell 方程推导波动方程，通过数值求解波动方程计算光波经过湍流介质的传输。

稳态分量流场光学传输效应计算示意图如图 6 所示，在获取入射波前经过流场介质的光程差分布 OPD后，根据公式 (7) 计算相位差分布：

$$W(\xi,\eta)=\frac{2\pi}{\lambda}OPD(\xi,\eta) \tag{7}$$

进而可以使用 Fourier 光学方法计算点扩散函数 (Point Spread Function, PSF)、光学传递函数 (Optical Transfer Function, OTF)、调制传递函数 (Modulation Transfer Function, MTF) 等，以此衡量流场稳态分量引起的像模糊。此外，根据 PSF 可以计算角偏差、线偏差等指标描述稳态流场引起的像偏移；基于 PSF 对图像进行快速傅里叶变换处理还可以得到气动光学传输效应导致的退化图像。

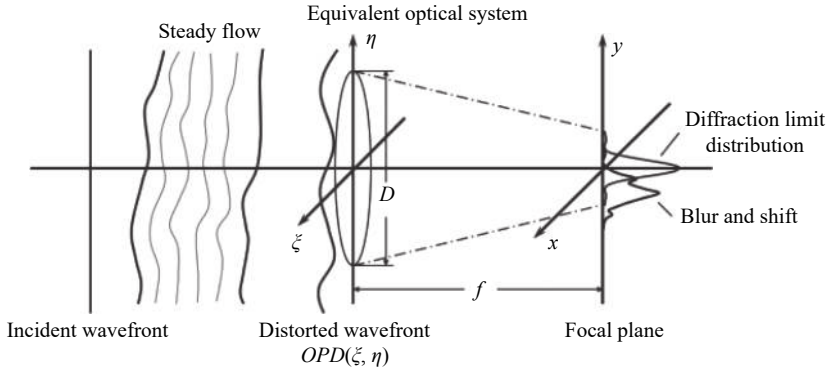

图 6 稳态分量流场光学传输计算示意图

Fig.6 Calculation diagram of optical transmission of steady-state flow field component

陈澄等使用 Fourier 光学方法详细研究了高速流场中的稳态分量对光学传输的影响[30]。在使用几何光学方法获得通过层流流场的波前畸变后，计算了像模糊 (PSF、MTF) 与像偏移 (线偏差、角偏差)，计算结果表明，层流流场对光学成像产生的主要影响是像偏移，引起的像模糊则比较小。

使用 Fourier 光学方法能够定量评价气动光学稳态分量流场对光学成像的影响，为光传输效应研究提供了有效的量化手段，但该方法只能应用于线性光学系统中，研究非均匀介质中的光传输作用则需要使用统计光学方法。

Sutton 较早使用统计光学方法开展了气动光学效应研究，并提出了大孔径条件下近场光波相位均方值的计算模型，即 Sutton 模型[31]：

$$\sigma_{\varphi}^{2}=2k^{2}K_{\mathrm{GD}}^{2}\int_{0}^{\delta}\sigma_{\rho'}^{2}(z)\,l_{\rho'}(z)\,\mathrm{d}z \tag{8}$$

式中：σ_{φ}^{2}表示波前相位均方值；$k=2\pi/\lambda$表示波数；δ为光在湍流介质中传播的距离 (边界层厚度)；$\sigma_{\rho'}^{2}$、$l_{\rho'}$分别表示密度脉动的方差与积分尺度。该模型建立了波前畸变参数与流场密度脉动之间的联系，常被应用于分析湍流流场的光学传输效应[32]。

Sutton 模型得以成立的一个重要假设是湍流具有均匀各向同性，但经过合理的修正，该模型仍能适用于许多非均匀湍流结构。例如 Ding 等的研究结果表明，对于具有明显非均匀特性的超声速湍流边界层而言，将不假定局部均匀湍流的情况下所定义的湍流

积分尺度用于 Sutton 模型计算，仍然能够得到较好的气动光学预测结果[33]。

殷兴良也使用统计光学方法研究了光波在脉动流场中的传输特性[34]。基于随机相位屏理论，分别计算了长曝光成像和短曝光成像两种情况下脉动流场的PSF与 OTF，并与平均流场的光学传输特性相结合，提出了高速飞行器气动光学传输效应的工程计算方法。

使用统计光学方法得到的是光在非均匀介质中传输的平均结果，且在计算过程中需要引入一定的假设条件，这使得该方法的应用较为受限。为了更准确地研究非均匀介质中光的传输作用，可以求解波动方程，从电磁波传播的角度进行分析。

White 等从 Maxwell 方程出发推导了傍轴近似条件下沿z方向传播的抛物型波动方程[35]：

$$\frac{\partial^2 A}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 A}{\partial y^2}+2jk\frac{\partial A}{\partial z}+k^2\left(\frac{n^2}{n_r^2}-1\right)A=0 \tag{9}$$

式中：$A=A(x,y,z)$表示波束包络振幅；n_r为参考折射率。通过数值求解方程 (9) 可以得到经过非均匀折射率场后的相位差分布。在研究过程中，White 等对比了使用波动光学方法和几何光学方法获得的相位差分布。对比结果显示，在高波数条件下使用这两种方法得到的相位差分布基本一致 (误差绝对值小于0.03)，如图 7 所示。因此，White 等认为在多数情况下使用几何光学方法便可以满足求解需求。

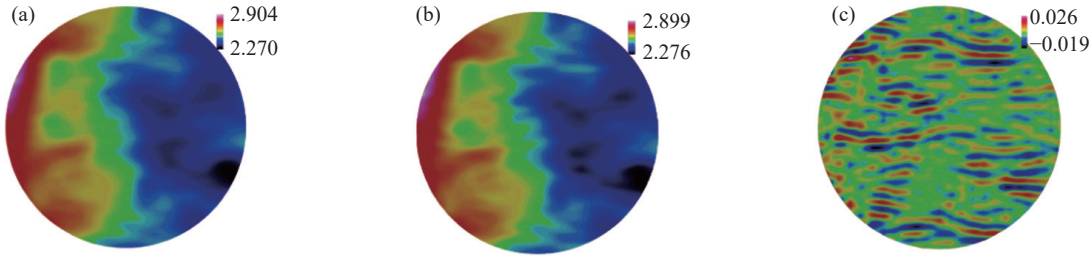

图 7 (a) 使用波动光学方法获得的相位分布；(b) 使用几何光学方法获得的相位分布；(c) 两种方法计算结果的差值

Fig.7 (a) Phase distributions obtained by wave optical methods; (b) Phase distributions obtained by geometric optical methods; (c) The difference between the results calculated by the two methods

综上所述，几何光学方法仍将是气动光学效应研究中光传输计算的重要方法，通过与 Fourier 光学方法相结合，能够满足多数气动光学流场对航空光学成像影响的研究需要。在几何光学方法应用的过程中，先进数值方法以及神经网络、元胞自动机等智能算法的应用为提高光线追迹的效率和精度提供了可能，研究人员需要加以关注和利用。由于当前气动光学传输效应研究场景的复杂性，基于统计光学方法的计算模型尚有待拓展和验证；未来随着计算流场尺度的精细化，将有必要使用波动光学方法对非均匀介质中光传输的波动特性进行研究。

2.2 气动光学波前处理

气动光学传输计算得到的波前畸变通常服务于探索机理和校正研究。为了获取精确的波前畸变信息，气动光学传输效应的计算往往需要具有较高的时间与空间分辨率，得到的波前畸变数据维度高，难以直接提取有效信息，因此需要对其进行处理。常用的气动光学畸变波前处理技术主要有 Zernike 多项式拟合法与模态分析方法等。

2.2.1 Zernike 多项式拟合法

气动光学传输效应引起的波前畸变可以等效为二维曲面，因此能够用一组完备的二维正交基表征。Zernike 多项式是最常用的波前模式分解基函数之一，具有在单位圆内连续正交、低阶像差物理意义明确等优点，已经在自适应光学领域得到了广泛应用，也被引入气动光学效应的相关研究当中。

谭小童等在研究典型光学窗口流场的气动光学效应时使用前 36 项 Zernike 多项式对波前像差进行了拟合[36]，并结合自适应光学思想，假定平移、倾斜、离焦和像散等低阶像差可以通过自适应校正方法进行补偿，着重分析不同工况下高阶像差的影响，得出了共形光学窗口光传输性能优于平面光学窗口的结论。

Zernike 多项式在气动光学研究中的局限性在于只能按照固定形式分解波前像差，而气动光学传输效应导致的波前畸变本质上是由流场中的密度脉动结构引起的，与流场特性密切相关，因此使用 Zernike 多

项式难以有效反映出气动光学传输效应的本质特征。

2.2.2 模态分析方法

模态分析法是一种从大量数据中提取主要特征结构的有效方法。在气动光学传输效应研究中，常用的模态分析方法主要有本征正交分解法 (Proper Orthogonal Decomposition, POD) 与动态模态分解法 (Dynamic Mode Decomposition, DMD) 等。

POD 方法的基本思想是将原始的时间-空间波前畸变数据分解为空间上的本征模态组合以及各阶模态的时间演化序列，其中空间本征模态为最佳标准正交基，各阶模态按照其捕获能量的大小排序，最低阶模态含能最多。由于所使用基函数的最优特性，通常使用少数低阶 POD 模态便可以较为准确地描述畸变波前，从而在提取信息量的同时也有效缩减了数据维度。目前 POD 方法及其改进形式已经在气动光学研究领域得到广泛应用。

陈勇等在研究光学吊窗尾流的气动光学效应时，使用 POD 方法对畸变波前进行了分解与重构[37]。结果表明，低阶模态主要反映了波前稳态相差，POD 模态阶数越高，所包含的小尺度结构越多。如图 8 所示，前 10 阶 POD 模态能够重构出波前的基本轮廓，而使用前 148 阶模态与 200 阶模态重构的波前没有本质差异。

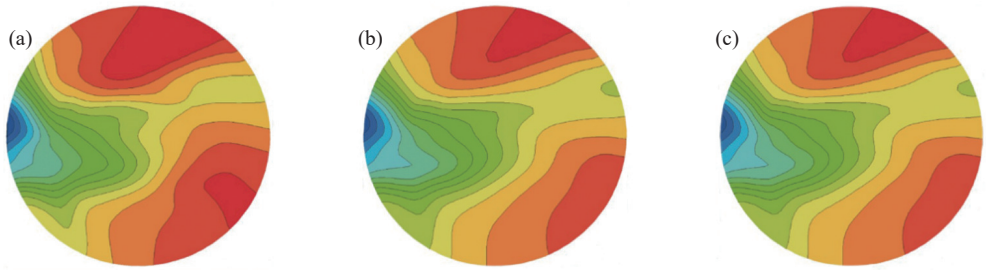

图 8 波前的 POD 重构。(a) 前 10 阶模态重构结果；(b) 前 148 阶模态重构结果；(c) 前 200 阶模态重构结果

Fig.8 POD reconstruction of wavefront. (a) Reconstruction results of the first 10 modes; (b) Reconstruction results of the first 148 modes; (c) Reconstruction results of the first 200 modes

由 POD 的基本思想可知，该方法仅对数据的空间维度信息进行了模态分解，并未考虑各模态的动态特性，DMD 方法则弥补了这一不足。DMD 方法将波前畸变的演化看作线性动力学过程，基于一个最佳拟合动态特性的线性算子进行模态分解，每个模态由空间相干结构组成，而这些结构在时间上具有相同的线性行为。因此，DMD 方法不仅提供了空间上的数据降维方式，还同时提供了这些模态随时间演化的特征。

Kutz 等使用一种优化的 DMD 技术对气动光学波前畸变数据进行了分析，其模态分解结果能够支持对气动光学效应进行长时间的稳定预测，为自适应校正提供了有力支持[38]。该分析结果证明了 DMD 技术对气动光学效应波前畸变强大的重构与预测能力，表现出该技术在气动光学研究领域良好的应用前景。

总之，处理气动光学传输效应引起波前畸变的重点在于从大规模数据中提取有效信息、同时缩减数据维度。在波前畸变随流场相干结构快速变化的气动光学领域，使用 Zernike 多项式描述波前畸变的效果有限，模态分析方法则以其捕捉特征结构、缩减数据维度的出色能力得到了广泛应用，POD 方法能够以最优的形式提取空间维度信息，DMD 方法更是能够在一定程度上实现对波前畸变的预测。在未来的气动光学传输效应研究中，模态分析方法将有助于进一步揭示气动光学传输效应的本质，发挥出更大的作用；但另一方面，借鉴自适应光学领域的波前分解与校正方法、使用 Zernike 多项式分析波前畸变也同样是气动光学校正的一个重要思路。

3 光学窗口光学传输效应

3.1 复杂热力环境下窗口的光学传输效应

不仅飞行器周围的流场结构会对航空光学成像产生不利影响，高速飞行时气动导致的极端热力环境对光学窗口产生复杂作用，使其形状结构和光学性质发生变化，也会对光传输造成影响。

当飞行器高速飞行时，由于空气受迫压缩以及与飞行器之间的剪切作用，空气的部分动能转化为内

能，并通过辐射传热、对流换热等方式对光学窗口产生强烈的气动加热作用。在窗口支撑结构的约束下，气动加热诱导的热应力、内外压差诱导的机械应力共同作用，使光学窗口发生非均匀的热力响应。

当光学窗口由于内外温度差异而存在轴向温度梯度时，热应力将使光学窗口发生轴向变形，如图 9(a) 所示；另一方面，由于支撑结构与光学窗口导热系数的差异，还将产生径向温度梯度，若中心温度高于边缘温度，则产生“塌边”，若窗口中心温度低于边缘温度，则产生“翘边”，如图 9(b) 所示，这一现象称为边缘效应[39]。无论是轴向变形还是径向变形，都会使光学窗口偏离初始设计结构、引入额外像差。同时由于弹光效应的存在，应力的变化还会导致窗口折射率椭球的大小与方向发生改变，从而对光学传输造成影响。

此外，严重的气动加热现象还将直接改变光学窗口的折射率。根据热光效应，若在参考温度T_0下窗口材料折射率为n_0，则温度为T时窗口的折射率为：

$$n(\lambda,T)=n_0(\lambda,T_0)+\beta\cdot(T-T_0) \tag{10}$$

式中：β为热光系数，对于不同的材料，该系数量级约为$10^{-4}\sim10^{-6}$。可见由于热光效应的存在，光学窗口的非均匀温度响应会造成折射率非均匀分布，影响窗口的光传输作用。

复杂热力环境下光学窗口的光传输研究属于流-固-热-光耦合问题，首先需要使用 CFD 与有限元方法进行流固热耦合分析，计算得到光学窗口的温度场与应力、应变场，在此基础上计算光学窗口的折射率场分布，再进行光学传输研究。然而，目前多数针对光学窗口的气动光学研究都没有对各物理场之间的耦合关系进行充分考虑，而是基于简化的耦合关系进行光学传输分析。

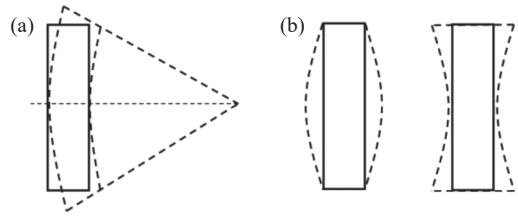

图 9 (a) 轴向温度梯度引起的平板窗口变形；(b) 径向温度梯度引起的平板窗口变形

Fig.9 (a) Flat window deformation caused by axial temperature gradient; (b) Flat window deformation caused by radial temperature gradient

范志刚等对半球形 ZnS 晶体红外罩进行了热-结构耦合分析，计算了典型气动热环境下光学头罩的热光效应、弹光效应、热弹性变形[40]。研究结果表明，在气动热环境下光学头罩会产生较大的热弹性变形，影响光学传输路径；热光效应与弹光效应都会导致光学头罩的折射率发生改变，且热光效应对折射率场的影响远大于弹光效应，一般弹光效应引起折射率的改变量仅为热光效应的10^{-3}量级，如图 10 所示。

由上述研究结论可以看出，热光效应导致的窗口折射率场非均匀分布对光学传输具有不可忽视的影响。在传统机载成像系统的热光学分析中，由于载机飞行速度较低，气动加热现象并不明显，通常会忽略热光效应引起的折射率变化、仅考虑由热弹性变形的影响，这允许研究人员使用 Zernike 多项式对变形后

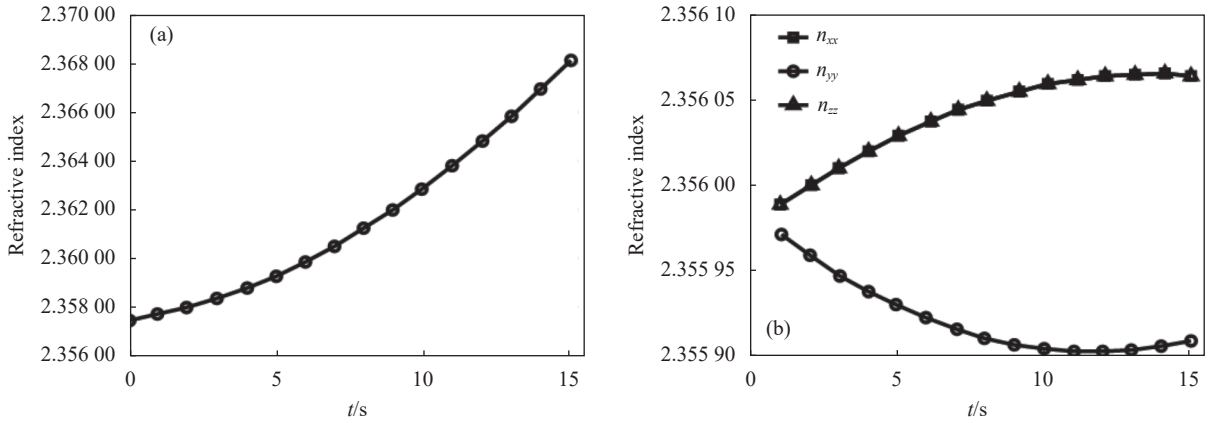

图 10 某典型条件下球形光学整流罩外侧面驻点的折射率随时间变化曲线。(a) 热光效应；(b) 弹光效应

Fig.10 Variation of refractive index at stagnation point of spherical optical fairing’s outside surface with time, under one typical condition. (a) Thermo-optical effect; (b) Elastic-optical effect

的窗口表面进行拟合，并计算对光学传输的影响[41]；但在高速条件下，剧烈的气动加热现象使得窗口折射率出现非均匀分布，光在窗口内不再沿直线传播，因此通常需要使用光线追迹法进行光传输计算[42]。

如前所述，CFD 技术的发展为求解精细流场信息提供了可能，通过将流场求解结果作为有限元分析的边界条件，可以进行气动力/热/结构耦合分析，得到更加准确的计算结果。

Wang 等以 MTF 为性能指标，通过气动热/结构耦合分析，计算了不同飞行速度、头罩厚度条件下半球形光学头罩的像质退化情况，如图 11 所示[43]。根据计算结果可知，随着飞行速度、头罩厚度的增加，在气动光学传输效应的影响下，光学系统的 MTF 会急剧下降，图像变得模糊，对成像质量造成影响。

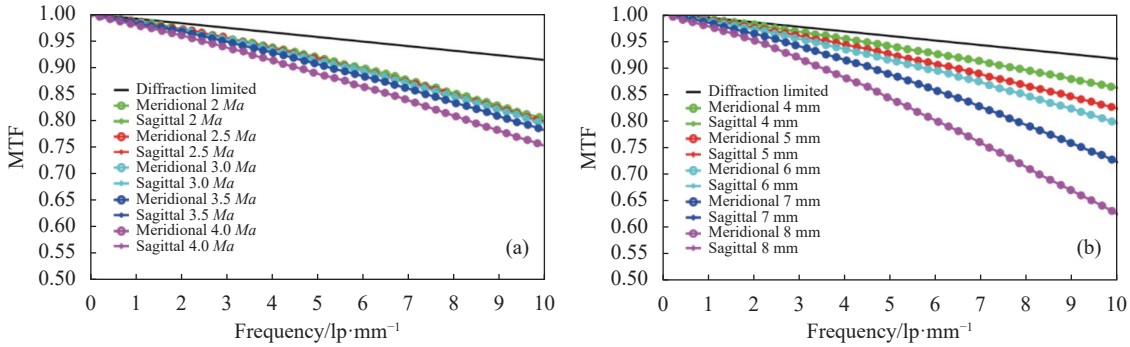

图 11 (a) 不同飞行速度条件下 MTF 曲线；(b) 光学头罩不同厚度条件下 MTF 曲线

Fig.11 (a) MTF curves at different flight speeds; (b) MTF curves at different thickness of optical dome

谭晓颂等综合考虑了在热流固耦合条件下气动光学流场和光学头罩的光传输特性[44]。使用气动光学流场的 CFD 仿真结果作为光学头罩仿真分析的边界条件，但并未考虑光学头罩受热膨胀变形对流场的反作用，而是使用数值方法对流场与头罩重叠部分的数据进行插值处理，使处理后的流场能够紧密包裹变形后的光学头罩，因此没有完全体现出流体与固体之间的耦合关系。

可以看到，在目前多数研究中，为了获取气动光学折射率场分别进行了流场计算、热计算与结构计算，这将原本统一、连续的物理过程拆分开来，没有充分考虑各物理场之间的相互作用。而根据多场耦合理论，为了进行多物理场耦合计算，需要将不同的物理场从时间与空间上进行耦合[45−46]。

在时间耦合方面，由于各物理场的特征时间尺度存在较大差异 (例如：湍流流场的特征时间在毫秒甚至微秒量级，而结构热传导的特征时间通常在秒量级)，因此需要采用合适的时间耦合策略平衡计算量与计算精度，常用的时间耦合策略主要有时间全耦合、时间松耦合等。需要注意的是，在进行气动光学多场耦合计算时，除了考虑流场时间尺度、传热时间尺度、结构变形时间尺度外，还需要将光传输与成像曝光的时间尺度纳入考虑范围。

在空间耦合方面，由于 CFD 网格与有限元网格在尺度与性质上存在差异，因此需要采用动网格、数据插值等关键技术加以处理。在进行 CFD 计算时使用的是欧拉网格，固定于空间；而窗口有限元分析使用的是拉格朗日网格，会随着结构体的变形而发生变化，因此当光学窗口变形时，原本相互贴合的流场与窗口网格之间会发生重叠或产生空洞，需要使用动网格技术进行匹配。此外，在 CFD 计算中需要捕捉精细的边界层流场结构，壁面网格被划分得极为精细；而光学窗口的有限元计算为了保证刚度矩阵不发生奇异，网格划分通常稀疏且相对均匀。由于网格尺度的不匹配，需要在二者交界面处使用数据插值技术来进行数据交换。

目前，流-固-热多场耦合分析已经成为了高速飞行器相关研究的重要方向之一，但主要集中在结构强度分析、热防护等课题，在气动光学相关研究中少有综合考虑流-固-热-光多场耦合分析的文献报道出现。

文中对该现状的原因进行了分析：作为流、固、热、光多场耦合的交叉学科，气动光学各子学科的建模技术还有待发展，子学科间的相互作用也并未完全解析，而这主要源于流场的复杂性。目前，对高速流

场进行高效、高精度解算仍然是 CFD 研究的重点与难点，各种流场结构对光学传输的影响机理也还没有完全得到认识；虽然光机热耦合分析方法已经在机载光学系统设计中得到广泛应用，但与气动流场直接耦合的光学窗口受到复杂热力环境作用，对其进行流-固-热耦合分析仍然存在较大难度。此外，不同于结构强度、热防护研究的关注点在于流场与结构边界处的压力、温度分布，气动光学研究需要对全流场的密度分布进行解析，这显著增加了多场耦合所需的计算量，且大大提高了发展降阶模型的难度。

可以预见，随着气动光学子学科建模技术的突破以及多场耦合技术的发展，流-固-热-光耦合分析将会成为气动光学研究的重要方向。

3.2 窗口制冷条件下光传输效应

如前所述，当飞行器高速飞行时光学窗口会受到强烈的气动加热作用，剧烈的温升不仅影响窗口的光学传输，严重时甚至会造成窗口结构的破坏，因此实际飞行器的光学窗口通常需要采用制冷技术进行冷却。

喷流制冷是一种有效的窗口冷却方式，通过在光学窗口前缘向主流喷射冷却工质隔离高温来流，由此起到对光学窗口的冷却作用。然而，喷流与外部来流相互作用会形成混合层流动，产生复杂的密度波动结构，直接影响气动光学波前畸变。因此，设计高速飞行器喷流制冷方式时需要综合考虑冷却效率及其对气动光学的作用。

邢博阳等分析了如图 12 所示四种喷流方式的冷却效率和气动光学效应，研究表明，这四种喷流方式相比于无喷流情况均能够显著降低壁面温度，起到冷却作用；其中水平喷流 (图 12(a)) 的喷流方式冷却效果最好，且气动光学效应相对较弱，但仍比无喷流情况下流场的气动光学效应更加严重[47]。

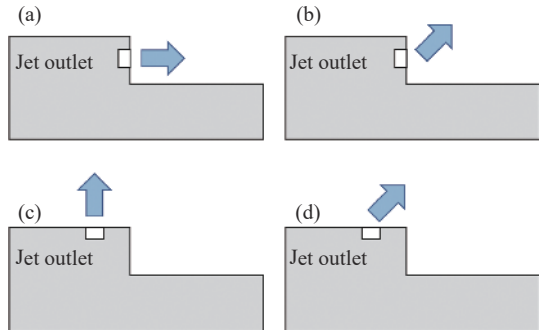

图 12 不同喷流方式示意图

Fig.12 Schematic diagram of different film cooling modes

Xiong 等详细研究了二维情况下不同喷流总温、喷流压力、喷流马赫数和喷流介质分子量对冷却效率和气动光学效应的影响[48]；Sun 等分析了三维情况下壁面切向喷流不同马赫数 Ma、总温 $T0$、总压 $P0$ 对时均 OPD_{rms} 和壁面温度 T_w 的影响，如图 13 所示，其研究结果为喷流参数设计提供了参考，也表明了抑制气动光学与热防护之间存在着普遍的矛盾[49]。

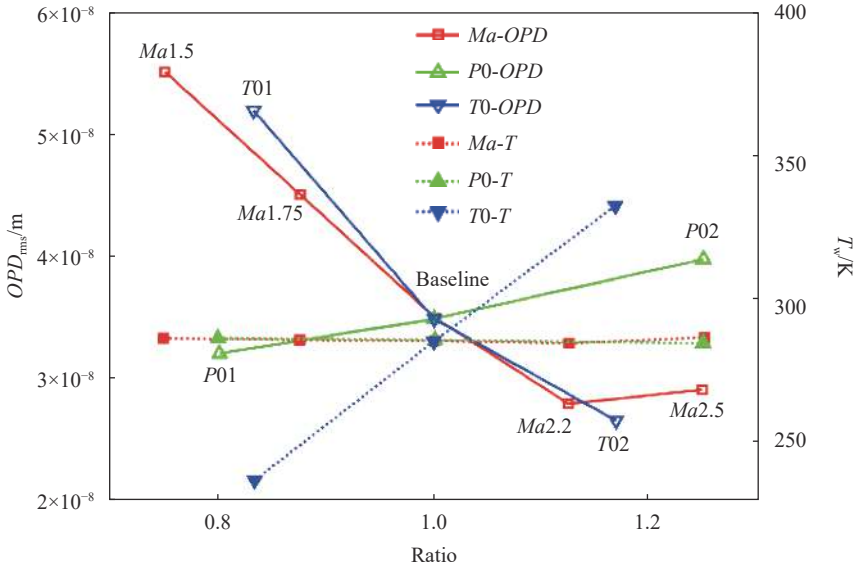

图 13 不同工况下的气动光学效应及气动加热效应

Fig.13 Aero-optical and aero-heating effects under different working conditions

相比于无制冷条件下的气动光学效应研究，考虑光学窗口热防护所开展的相关研究显然更贴近实际，具有更高的应用价值。已有的研究结果也表明，以喷流为主的热防护措施会对流场的气动光学效应、窗口的气动加热现象产生显著影响，必须在接下来的研究中予以重视。由于涉及到流、热、结构之间的响应，窗口制冷条件下光传输效应研究可以作为一个重要切入点开展多场耦合分析的相关研究。

4 结 论

随着光学和流体力学相关数值计算理论的不断发展以及计算机性能的不断提升，数值计算已经成为了气动光学传输效应研究的主要手段之一，在气动光学流场求解、光学传输计算研究以及光学窗口气动热力响应分析等方面均发挥了重要作用。

在气动光学流场求解方面，CFD 技术的发展有力地推动了气动光学效应的计算研究。当前，LES、WMLES、RANS/LES 混合方法已经成为了气动光学研究中主要采用的流场求解方法，且普遍搭配高精度数值格式以获取高置信度的流场数据，这也将是接下来的主要研究方法。作为气动光学研究人员，有必要密切关注 CFD 研究进展，获取更高效的计算方法为我所用；同时应该把握气动光学作为一门交叉学科的特点，从流场与光传输之间的耦合机理分析入手，将 CFD 技术改造为更加适用于气动光学效应传输特性计算研究的有效工具。

在光学传输计算方面，几何光学方法仍旧是光传输计算的有效方法，在传统算法的基础上，研究人员需要关注更新的数值计算方法以及快速发展的智能算法，以提高光线追迹的精度和效率。未来对流场结构的刻画将会更加精细，成像谱段与流场计算尺度的拓展会使光的波动特性无法被忽略，届时将有必要使用波动方程求解光波在流场中的传输过程。

在气动光学波前畸变分解方面，模态分析方法能够有效地缩减数据维度、提取特征结构，在气动光学传输效应的机理与校正研究中将发挥更大的作用；而 Zernike 多项式作为经典的畸变波前分解方法也不应被完全忽视，以此为接口开展气动光学校正研究，成熟的自适应校正方法也将会提供可靠的思路与方案。

在光学窗口的气动光学传输研究方面，由于子学科建模技术的不成熟以及多场耦合在时间尺度、计算网格尺度以及相互作用关系等方面的复杂性，目前的多数研究都简化了实际的物理过程，将连续过程拆分计算。接下来的研究中有必要将现有研究方法纳入多场耦合研究，在子学科建模技术以及多场耦合理论方面进行突破将会为光学窗口的热力响应分析与气动光学传输研究提供新的思路和方法，使气动光学研究表现出更强的“交叉学科”特性。

制冷条件下光学窗口的气动光学传输效应研究是气动光学多场耦合分析的一个重要切入点。当前针对光学窗口的光传输研究中不应过度简化窗口模型，有必要将制冷技术对窗口温度和气动光学效应的影响纳入考虑范畴，开展多场耦合分析获取更加真实的流场与窗口光传输效应，增强研究的理论意义和实用价值。

参考文献：

[1] 李桂春. 气动光学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.

[2] Yao Y, Xue W, Wang T, et al. Influence of LOS angle on aero-optics imaging deviation [J]. ***Optik***, 2020, 202: 163732.

[3] Gao P, Li T, Yuan Y, et al. Numerical approaches and analysis of optical measurements of laser radar cross-sections affected by aero-optical transmission [J]. ***Infrared Physics & Technology***, 2022, 121: 104011.

[4] Trolinger J, Rose W. Technique for simulating and evaluating aero-optical effects in optical systems [C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004: 471.

[5] Shi K, Shi J, Ma H. Aero-optical effects simulation based on turbulence vortex model [C]//Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2018: 2231-2236.

[6] Miller N E, Guildenbecher D, Lynch K P. Aero-optical distortions of turbulent boundary layers: DNS up to Mach 8 [C]//AIAA Aviation 2021 Forum, 2021: 2832.

[7] 殷兴良. 气动光学原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.

[8] Xing B, Li D, Zhang B, et al. Vortex structures evolution in supersonic mixing layers with different inlet Reynolds numbers based on the Lagrangian method [J]. ***AIP Advances***, 2021, 11(12): 125128.

[9] Emelyanov V N, Teterina I V, Volkov K N, et al. Aero-optical effects in free and wall-bounded turbulent compressible flows [J]. ***Acta Astronautica***, 2018, 150: 144-152.

[10] Shotorban B, Zhang M, Zhang S. Aero optical effects over a cylindrical turret [C]//AIAA Aviation 2021 Forum, 2021: 3125.

[11] Mani A, Wang M, Moin P. Resolution requirements for aero-optical simulations [J]. ***Journal of Computational Physics***, 2008, 227(21): 9008-9020.

[12] Mathews E, Wang K, Wang M, et al. Turbulence scale effects and resolution requirements in aero-optics [J]. ***Applied Optics***, 2021, 60(15): 4426-4433.

[13] Guo G, Luo Q. Modeling aero-optical wavefront of the forced supersonic mixing layer for adaptive-optic correction [J]. ***Optics Communications***, 2019, 452: 48-55.

[14] Sun X W, Liu W. Validation case for supersonic boundary layer and turbulent aero-optical investigation in high-Reynolds-number freestream by WCNS-E-5 [J]. ***Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering***, 2020, 234(15): 2153-2166.

[15] 陈勇, 袁强, 姚向红, 等. 转塔气动光学效应的自适应校正分析 [J/OL]. 光学学报. (2022-07-18) [2022-11-18]. http://kns.cnki.net/kcms/detail/31.1252.o4.20220714.1345.140.html.

[16] Piomelli U. Wall-layer models for large-eddy simulations [J]. ***Progress in Aerospace Sciences***, 2008, 44(6): 437-446.

[17] Castillo Gomez P, Gross A, Guildenbecher D R, et al. Wall-modeled large-eddy simulations of Mach 8 turbulent boundary layer and computation of aero-optical distortions [C]//AIAA Scitech 2022 Forum, 2022: 1674.

[18] Castillo Gomez P, Gross A, Guildenbecher D R, et al. Wall-modeled large-eddy simulations of turbulent Mach 3.5, 8, and 14 boundary layers-effect of Mach number on aero-optical distortions [C]//AIAA Aviation 2022 Forum, 2022: 3441.

[19] Tian R Z, Xu H Y, Dong Q L, et al. Numerical investigation of aero-optical effects of flow past a flat-windowed cylindrical turret [J]. ***Physics of Fluids***, 2020, 32(5): 056103.

[20] Malkus M J, Frede M T, Sherer S E, et al. Effect of submergence on transonic flow around a hemisphere [J]. ***AIAA Journal***, 2022, 60(11): 6082-6096.

[21] 张东阳. 基于光线追迹法的飞行器头罩外流场气动光学效应研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2019.

[22] Guo G, Luo Q, Gong J. Evaluation on aero-optical transmission effects caused by a vortex in the supersonic mixing layer [J]. ***Optics Communications***, 2021, 483: 126631.

[23] Xie J, Bai L, Wang Y K, et al. Influence of refractive index accurate model of supersonic vehicle window flow field on aero-optical characteristics [J]. ***Optik***, 2022, 252: 168524.

[24] Xu L, Zhang Z, Wang T, et al. Numerical study on aero-optical imaging deviations of vehicles at different altitudes [J]. ***Optoelectronics Letters***, 2022, 18(2): 97-102.

[25] Xiong Haoxi, Yi Shihe, Ding Haolin, et al. New ray tracing method for 3D irregular non-uniform refractive index field [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2019, 48(5): 0503005. (in Chinese)

[26] Sun X W, Liu W, Chai Z X. Method of investigation for numerical simulation on aero-optical effect based on WCNS-E-5 [J]. ***AIAA Journal***, 2019, 57(5): 2017-2029.

[27] Zhang B, He L, Yi S, et al. Multi-resolution analysis of aero-optical effects in a supersonic turbulent boundary layer [J]. ***Applied Optics***, 2021, 60(8): 2242-2251.

[28] Pan Bing, Xu Boqin, Li Kejing. Performance of gradient operators in algorithm of gradient-based subpixel registration [J]. ***Optical Technique***, 2005, 31(1): 26-31. (in Chinese)

[29] Luo Liang, Xia Hui, Liu Junsheng, et al. Cellular automata ray tracing in two-dimensional aero-optical flow fields [J]. ***Acta Phys Sin***, 2020, 69(19): 194201. (in Chinese)

[30] Chen Cheng, Fei Jindong. Numerical simulation on the optical transmission distortions throughout the laminar flow field [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2005, 34(5): 548-552. (in Chinese)

[31] Sutton G W. Aero-optical foundations and applications [J]. ***AIAA Journal***, 1985, 23(10): 1525-1537.

[32] Liao Z, Dong Z, Wang H, et al. Analysis of flow field aero-optical effects on the imaging by near-earth space all-time short-wave infrared star sensors [J]. ***IEEE Sensors Journal***, 2022, 22(15): 15044-15053.

[33] Ding H, Yi S, Zhao X, et al. Research on aero-optical prediction of supersonic turbulent boundary layer based on aero-optical linking equation [J]. ***Optics Express***, 2018, 26(24): 31317-31332.

[34] Yin Xingliang. An engineering method to calculate transmitting effect of aero-optics for hypersonic interceptor [J]. ***Engineering Science***, 2006, 8(11): 74-79. (in Chinese)

[35] White M, Morgan P, Visbal M. High fidelity aero-optical analysis [C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010: 433.

[36] Tan Xiaotong, Xu Heyong, Tian Renzhi. Numerical simulation of aero-optical effect of flow around typical optical windows [J]. ***Acta Aerodynamica Sinica***, 2022, 40(X): 1-10. (in Chinese)

[37] Chen Yong, Xie Weiming, Lu Daju, et al. Study on unsteady aero-optical effect of turret wake [J]. ***Acta Optica Sinica***, 2020, 40(16): 1601001. (in Chinese)

[38] Kutz J N, Sashidhar D, Sahba S, et al. Physics-informed machine-learning for modeling aero-optics [C]//Applied Optical Metrology IV, SPIE, 2021, 11817: 70-77.

[39] Shi Jinfeng, Wu Qingwen, Zhang Jianping, et al. Analysis for

optical window of high-altitude and high-speed aerial camera [J]. ***Acta Optica Sinica***, 2012, 32(4): 0422004. (in Chinese)

[40] Fan Zhigang, Xiao Haosu, Gao Yuqiang. Characteristics analysis of high-speed aerocraft optical dome in aerodynamic heating environment [J]. ***Journal of Applied Optics***, 2009, 30(3): 361-365. (in Chinese)

[41] Zhang C, Cao G, Yuan S, et al. Integrated optomechanical-thermal analysis of aeronautic camera window [C]//IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2019, 237(3): 032037.

[42] Wang H, Chen S, Du H J, et al. Influence of altitude on aero-optic imaging quality degradation of the hemispherical optical dome [J]. ***Applied Optics***, 2019, 58(2): 274-282.

[43] Hui W, Chen S, Zhang W, et al. Evaluating imaging quality of optical dome affected by aero-optical transmission effect and aero-thermal radiation effect [J]. ***Optics Express***, 2020, 28(5): 6172-6187.

[44] Tan Xiaosong, Xu Dong. Thermal-fluid-solid coupling optical transmission analysis of high speed aircraft [J]. ***Aero Weaponry***, 2016(2): 32-37. (in Chinese)

[45] Wang Ziyi, Zhang Weiwei, Liu Lei. Review of simulation methods of hypersonic aerothermoelastic problems [J]. ***Physics of Gases***, 2020, 5(6): 1-15. (in Chinese)

[46] Zou Xuefeng, Pan Kai, Yan Qun, et al. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment [J]. ***Aeronautical Science & Technology***, 2020, 31(12): 3-15. (in Chinese)

[47] Xing Boyang, Yang Junyan, Yu Yue, et al. Aero-optical effects of hypersonic backward facing step with film cooling [J]. ***Flight Control & Detection***, 2020, 3(6): 57-65. (in Chinese)

[48] Xiong H, Yi S, Ding H, et al. Numerical simulation of film cooling effect and aero-optical effect of optical window [C]// AOPC 2019: Optical Sensing and Imaging Technology, SPIE, 2019, 11338: 82-94.

[49] Sun X W, Yang X L, Liu W. Aero-optical and aero-heating effects of supersonic turbulent boundary layer with a tangential wall-injection film [J]. ***Physics of Fluids***, 2021, 33(3): 035118.