

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

郭广明

(扬州大学 机械工程学院, 江苏 扬州 225127)

摘要: 利用大涡模拟方法对受周期性控制的超声速混合层进行数值模拟, 揭示出受控涡结构的特性; 使用光线追踪方法计算光束穿越受控混合层流场产生的气动光学波前畸变。通过对受控涡结构特性的分析, 提出了一种气动光学效应校正方法, 并以不同控制周期下的超声速混合层为例, 对设计的校正方法进行检验。结果表明: 对于受周期性控制的超声速混合层, 按照校正方法获取的波前补偿信号能够使气动光学波前畸变的幅值降低 50% 以上; 指出混合层流场中涡结构的规整程度是影响畸变波前校正效果的关键因素。

关键词: 周期控制; 气动光学效应; 超声速混合层; 波前校正

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.0809001

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

Guo Guangming

(College of Mechanical Engineering, Yangzhou University, Yangzhou 225127, China)

Abstract: The periodic controlled supersonic mixing layer was simulated using large eddy simulation (LES) method. Features of vortices in this flow field was revealed clearly, and the ray tracing method was employed to calculate wave front distortion of a beam passing through the controlled supersonic mixing layer. A correction method for wave front distortion was proposed based on the analysis of dynamical characteristic of vortices in the controlled flow field, and it was tested by a supersonic mixing layer periodic controlled with different frequencies. The results show that the presented correction method can reduce the amplitude of wave front distortion to 50 percent or more, and shape of the controlled vortex in mixing layer is the key factor dominating the correction effect.

Key words: periodic control; aero-optical effects; supersonic mixing layer; wave front correction

收稿日期: 2019-03-11; 修订日期: 2019-04-21

基金项目: 国家自然科学基金(11802264); 江苏省自然科学基金(BK20180896)

作者简介: 郭广明(1984-), 男, 讲师, 博士, 主要从事空气动力学和气动光学方面的研究。Email: guoming20071028@163.com

0 引言

对做超声速飞行的飞行器(如导弹)而言,高速来流在其光学窗口附近形成的复杂流场结构使来自目标的光束产生如目标图像偏移、模糊和抖动等现象的气动光学效应。其中,冷却喷流与光学窗口外部主流形成的混合层流场是引起光束畸变的重要因素^[1]。因此,探寻光束的波前畸变与混合层流动结构之间的内在关系不仅有助于深入认知气动光学效应的产生机理,也为采取有效的控制方法来降低气动光学效应对飞行器光学系统成像质量的影响提供方法和途径,是气动光学效应研究的重要方面。

在光学窗口气动光学效应的研究领域,国内学者近几年取得了较大研究进展。王乃祥^[2]获得了高马赫飞行 0° 、 5° 和 10° 攻角下钝头体、导弹头体和钝头宽平体型飞行器模型周围流场分布,并对比了不同攻角下流场对光学系统性能的影响。结果表明:攻角变化和飞行器头部模型的变化都将对流场的分布产生明显的影响;随着攻角增大,窗口周围流场对光学性能的影响也增大。在气动光学效应的校正方面,丁浩林等^[3]通过利用背景纹影技术测量光线穿过变折射率场后的光线偏移量,建立畸变图像与参考图像之间的控制点对,利用双三次卷积方法对图像灰度值进行重采样处理,完成对畸变图像的校正。风洞实验结果验证了该校正方法的有效性。

混合层产生的气动光学效应与光束传输经历的涡结构动力学特性紧密相关^[4-5],即涡结构流动特性对混合层的气动光学效应有着决定性的影响^[6]。甘才俊等^[7]分析了混合层涡结构尺寸与光束传输的视线误差(图像偏移)之间的关系。郭广明^[8]等的研究进一步指出混合层流场的气动光学效应与涡结构的尺寸和对流速度等相关。

鉴于混合层气动光学效应与其流场中涡结构之间的紧密联系,近年来,学者们尝试从控制流场中涡结构的角来研究气动光学效应的校正问题。Visbal等^[9]研究了气动光学畸变在受控制混合层中的变化,发现在受抽吸控制的混合层流场中,涡结构在一定的流向区域变得更加规整。Rennie等^[10-11]使用声音激励器研究混合层气动光学效应的主动控制问题,发现声音激励能够将光束抖动的频谱成份向特

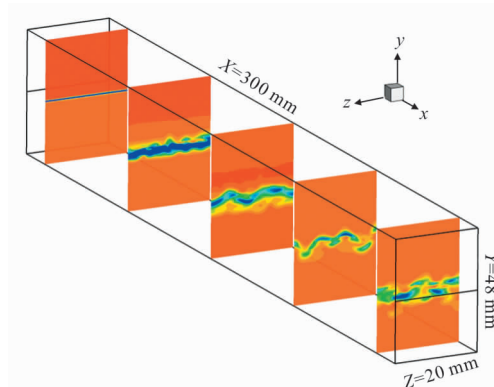
定的频率处集中。此外,Freeman等^[12]的研究结果也表明:对混合层施加控制可以有效地抑制涡结构的生长且使涡结构更加规整。

气动光学在本质上是流体-光学相互作用的问题,文中从流体力学的视角,通过周期控制使混合层流场中的涡结构规律化,在此基础上研究混合层气动光学效应的校正问题。具体而言,使用周期激励方式模拟对超声速混合层的流动控制,采用大涡模拟(Large Eddy Simulation, LES)实现受控混合层流场的数值可视化;借助光线追踪方法计算光束穿越受控混合层的光程差(Optical Path Difference, OPD)。基于对受控流场涡结构动态特性的分析,提出一种气动光学效应校正方法,并以不同控制周期作用下的超声速混合层为对象,对校正前后光束的气动光学波前畸变进行研究和分析。结果表明:使用文中设计的校正方法能够显著降低光束穿越混合层产生的波前畸变。

1 数值方法

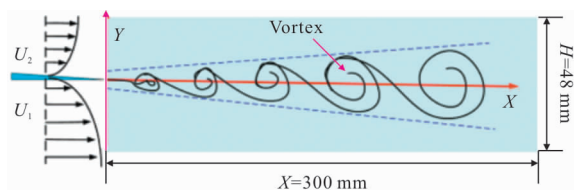
1.1 大涡模拟及研究对象

LES是介于直接数值模拟与雷诺时均方法之间的一种数值模拟方法^[13],发展至今已比较成熟,此处不再对LES本身进行介绍。如图1(a)所示,文中研究的超声速混合层流场尺寸为 300 mm (流向, X) \times 48 mm (法向, Y) \times 20 mm (展向, Z),其二维中心平面内的涡结构可由图1(b)示意,其中 H 表示流场法向高度; U_2 和 U_1 分别表示组成混合层的上下两股来流的流向速度。



(a) 三维计算域

(a) 3D computational area



(b) 涡结构示意图

(b) Sketch of vortex

图 1 超声速混合层流场

Fig.1 Flow field of the supersonic mixing layer

选取一个典型的超声速混合层，其初始流动参数如表 1 所示，其中 M_∞ 、 U 、 T_{tep} 和 P 分别表示来流马赫数、速度、静温和静压。

表 1 超声速混合层的来流参数

Tab.1 Flow parameters of supersonic mixing layer

Mixing layer	M_∞	$U/\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	T_{tep}/K	P/kPa
Lower inlet	2.2	740.1	281.6	89.8
Upper inlet	3.4	1 143.9	281.6	89.8

1.2 计算网格

LES 使用的计算网格由商业软件 POINTWISE 生成。为了精确模拟涡结构的形成及生长过程，同时考虑到涡结构的运动区域主要在混合界面，网格在混合源点及混合界面均进行了加密处理。以流场的中心二维平面为例，其子网格在流向(X)和法向(Y)分别有 600、280 个，能够精确地捕获流场信息，如图 2 所示。

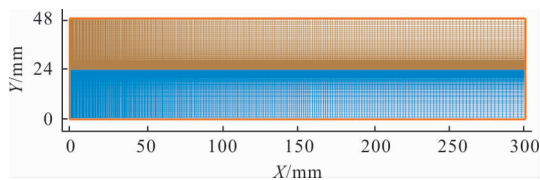


图 2 超声速混合层的计算网格(二维中心平面)

Fig.2 Computational grid for supersonic mixing layer in 2D central plane

尽管文中使用的 LES 能够对三维流场进行数值模拟(见图 1(a)),但考虑到研究的方便以及流场中心平面的流动具有代表性，下文以混合层中心平面的流场(即二维流场)为对象，开展周期性流动控制及气动光效应校正等方面的研究。

1.3 光束传输计算模型

当光线在密度不均匀的流场中传播时，流体介

质的折射率 n 随流场密度 ρ 的变化而变化，二者之间满足 Gladstone-Dale 关系式：

$$n=1+\rho\cdot K_{GD} \quad (1)$$

式中： K_{GD} 为与光波长和流体特性相关的常数。对在空气中传播的可见光， K_{GD} 约为 $2.27\times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{kg}$ 。

为了计算光束穿越流场的光程 (Optical Path Length, OPL)，采用基于计算网格的光线追踪方法。以二维平面为例，其示意图如图 3 所示。

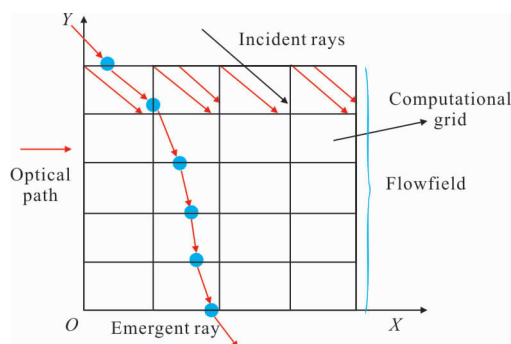


图 3 基于二维平面的光线追踪法示意图

Fig.3 Schematic of the ray tracing method in a 2D plane

光线穿越整个计算流场之后，沿着其历经的路径积分可以得到该光线的 OPL，计算公式如下：

$$\text{OPL}=\int_C n ds \quad (2)$$

式中： n 为当地折射率； C 为光线在流场中运动的轨迹。当地折射率根据 LES 模拟计算得到的混合层密度场经过 Gladstone - Dale 变换得到。相对于 OPL，光程差(Optical Path Difference, OPD)是光学评价中更加重要的参数，其定义如下：

$$\text{OPD}_i=\text{OPL}_i-\langle \text{OPL} \rangle \quad (3)$$

式中：下标 i 表示第 i 条光线； $\langle \cdot \rangle$ 为所有光线的空间平均。基于 OPD，光束的相位差和斯特列尔比 (Strehl Ratio, SR) 都能够计算得到，因此，下文以 OPD(即光束波前)指代光束的气动光学效应。

2 计算结果和分析

2.1 无控制超声速混合层

以表 1 描述的超声速混合层为例，在无控制的情况下，使用 LES 进行数值模拟，取流场稳定以后的某时刻并计算其涡量等值面和密度分布，结果如图 4 所示。

从图 4(a)能够清晰地观察到无控制超声速混合层流场中涡结构的演化过程,即从涡卷起开始,随后不断地经历相邻涡-涡结构的配对与融合等过程,以此促使涡结构随流向距离近似线性生长,如白色实线所示,这与当前文献中的理论分析和实验结果是一致的。从图 4(b)发现:随着涡结构尺寸在流向的逐渐增大,其在流场中产生的密度梯度区域也不断扩大。同时也注意到涡核处的密度较低,而在涡边缘及相邻两个涡结构之间则出现较大密度,这主要是因为涡结构的高速旋转,使涡结构内部空心化、涡结构外部因旋转挤压产生密度堆积。从局部放大图看到,涡结构的配对和融合等过程也会对其密度分布产生较大的影响。因此,对于无控制的超声速混合层,涡结构产生的密度梯度区不仅在空间上大小不等,在形状上不统一,而且具有一定的随机性。对比图 4(a)、(b)发现:涡结构与其密度分布之间具有较明确的对应关系,如涡核处的密度较低而涡边缘的密度较高;涡结构的边缘可近似为密度梯度区的边界。因此,混合层流场涡结构的特性能够近似反映该流场中的密度分布特性。

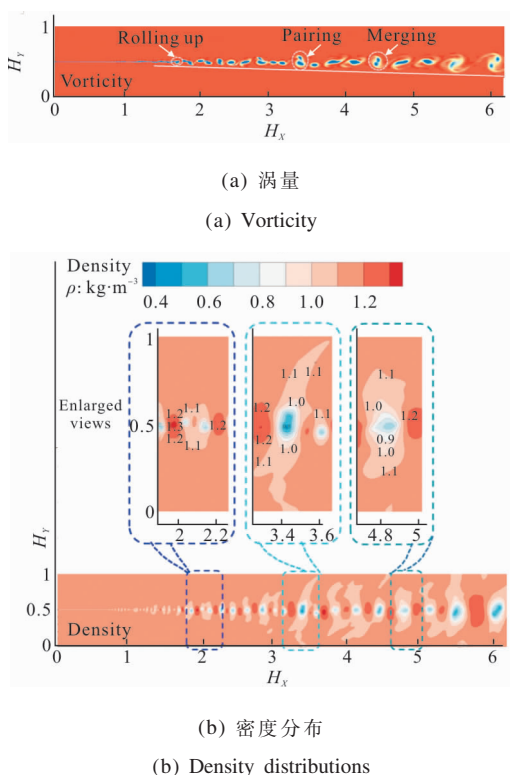


图 4 无控制的超声速混合层
Fig.4 Supersonic mixing layer without control

2.2 周期控制方法

参考文献[14]中的脉冲控制方式使受控流体的喷射和关闭在瞬间完成,这对混合层造成了较大的扰动。文中对其进行改进,使受控的下层来流速度平缓变化,以减弱对混合层的扰动,改进后的下层来流速度变化历程如图 5 所示。

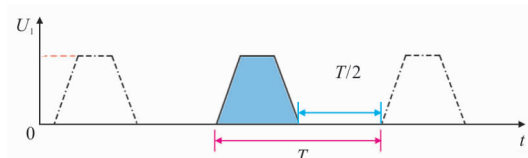


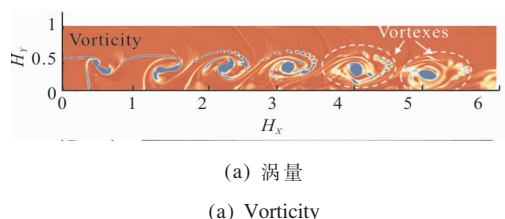
图 5 下层流体在周期控制下的速度变化示意图
Fig.5 Velocity variation of the lower inlet under periodic flow control

图 5 中 T 表示控制周期;梯形区域表示在一个控制周期内,受控的下层流体速度变化的时间跨度,空白区域则表示下层流体处于关闭状态的时间跨度,两者都等于半个控制周期; U_1 表示下层流体的最大速度(即来流速度)。

2.3 受周期控制的超声速混合层

为便于比较,仍以表 1 描述的超声速混合层为例,并对其施加不同周期的控制(即 $T=40、60 \mu s$)。以控制周期 $T=60 \mu s$ 为例,使用 LES 对受控的超声速混合层进行数值模拟,待流场稳定后,分别计算流场的涡量等值面、密度和温度分布,结果如图 6 所示。

对比图 4(a)和图 6(a)发现,尽管初始来流参数都相同,但施加了周期性控制之后,发现混合层流场中的涡结构具有明显的规律性。例如,受控流场中的涡结构更加规整,表现为发展稳定之后的涡结构不仅形状相似,而且空间尺寸也接近。相应地,受控涡结构的密度分布具有明显的层次性和相似性(见图 6(b)),即密度由涡结构外缘至涡核逐渐减小并呈现近似同心圆的分布特点,且不同涡结构的密度分布在大小和形状等方面具有相似性。图 6(c)为受控混合层流场的温度分布,涡结构外缘具有较高的温度,而涡核则是低温区。随着流向距离的增加,整个



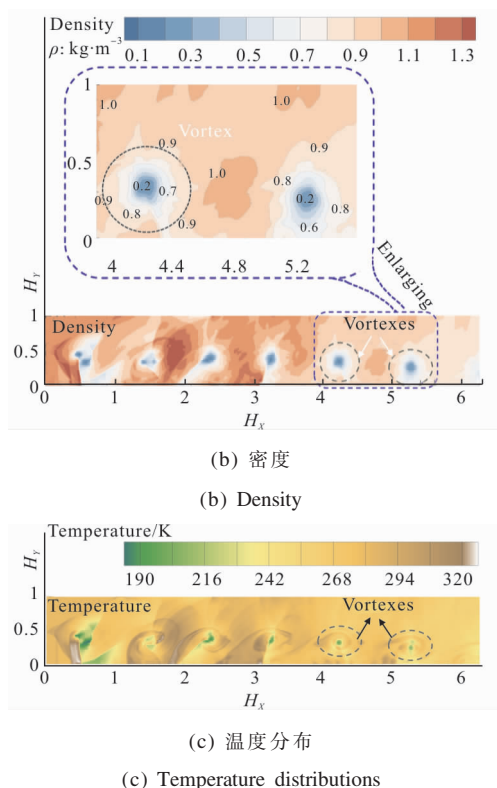


图 6 周期控制下的超声速混合层

Fig.6 Supersonic mixing layer with periodic control

涡结构的温度梯度逐渐减小。

2.4 气动光学波前畸变校正方法

气动光学效应在超声速情况下具有高频特性,使光学系统的控制带宽不能满足对光束波前畸变进行实时校正的需要。然而,根据可预测自适应光学(Predictive Adaptive Optics, PAO)校正方法^[15],如果光束穿越流场的波前畸变可以预测,则光学系统无需对畸变波前进行实时测量而直接对预测的畸变波前进行校正,进而有效地减小系统的延时、提高系统的控制带宽,并最终实现对高频气动光学畸变的同步校正。其中,对流场施加有规律的控制是实现波前畸变可预测的常用手段^[9-12]。

对混合层而言,涡结构的对流速度和空间尺寸能够反映它的动态特性,而图 6 表明受控涡结构的密度分布具有规律性。基于这个认识,以受控混合层流场中涡结构的对流速度和空间尺寸为输入参数,经过算法处理,输出波前补偿信号对光束的畸变波前进行校正。

以周期性的流动控制为前提,以实验可实现为目标,设计的气动光学波前畸变校正系统如图 7 所

示。图中流场探测器(Flowfield Sensor, FS)用于测量流场涡结构的对流速度,该信息送给控制器(Controller),如电脑设备,用来解算波前畸变的补偿信号并送给变形镜(Deformable Mirror, DM),使之产生相应的变形,以改变光束经过它之后的 OPD,实现对畸变波前的校正,输出为校正光束(Corrected Beam, CB)。

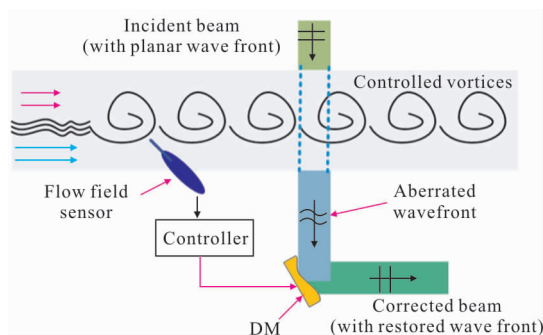


图 7 校正气动光学波前畸变的原理图

Fig.7 Schematic of aero-optical aberration correction for wavefront distortion

对整个校正系统而言,如何生成畸变波前的补偿信号是关键,它决定了光束校正方法的有效性。由于文中的研究对象为周期性流动控制的混合层,其流场涡结构比较规整。此外,混合层产生的气动光学畸变波前随时间具有正弦变化的特性^[8]。因此,对受控混合层而言,其波前畸变的补偿波面可设计为正弦曲线的样式。正弦曲线的具体形状由控制器根据算法得到,并作为补偿信号进行输出,其产生原理如图 8 所示。

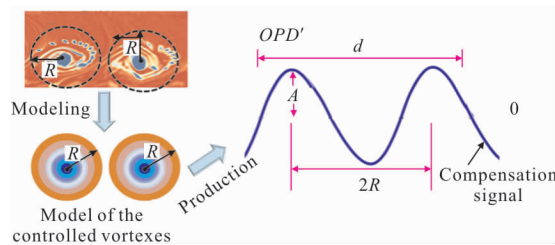


图 8 波前畸变的补偿信号生成原理图

Fig.8 Schematic diagram of production of the compensation signal for wavefront distortion

图 8 中,正弦曲线即表示控制器输出的波前补偿信号 OPD' ; $2R$ 表示受控混合层流场中涡结构的尺寸(直径); d 为入射光束的宽度,由测量得到;

A 为补偿信号的振幅,反映光束穿越混合层引起的波前畸变程度,其由数值计算的结果赋值。其中,涡结构的尺寸由下式近似计算^[15]:

$$U_c \times T = 2R \quad (4)$$

式中: U_c 为混合层流场中涡结构的对流速度,由测量获得; T 为流动控制周期。

根据笔者近期的计算结果,对于真实光束传输(即二维畸变波前),其畸变波前的补偿信号可由图 8 产生的补偿信号经展向(Z 表示光束在展向的宽度)拓展近似得到,生成原理如图 9 所示。因此,尽管文中以混合层中心平面(二维流场)为研究对象,所提出的校正方法对三维流场也具有参考价值。

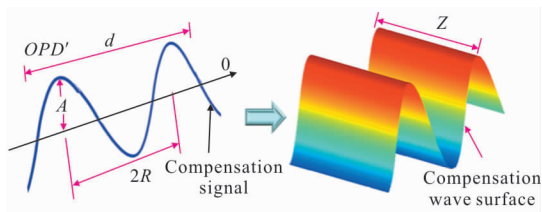


图 9 三维光束穿越受控流场的补偿表面生成原理图

Fig.9 Schematic diagram of production of the compensation wave surface for the 3D beam passing through controlled flow field

2.5 结果与讨论

本小节以数值模拟的方式对所提的校正方法进行检验,因此,理应由测量获取的参数值则分别通过赋值(如 d)和计算(如 U_c)取得。具体而言,光束直径 d 赋值 80 mm;根据表 1 的参数,计算出 U_c 约为 942 m/s。振幅 A 根据不同的流场由数值计算结果赋值。分别以 $T=40$ 和 60 μs 周期控制下的受控混合层为研究对象,检验图 7 给出的校正方法对气动光学畸变波前的校正能力,结果分别如下:

(1) 控制周期 $T=40 \mu\text{s}$,补偿信号振幅 $A=0.5 \mu\text{m}$ 。

由公式(4)计算此混合层流场中涡结构的尺寸($2R$)约为 37.68 mm。根据图 8,则能够给出与光束宽度相对应的波前补偿信号(Compensation Signal, CS),如图 10(b)部分虚线所示。图 10 给出了光束穿越受控混合层产生的畸变波前(Aberrated Wavefront, 图 10 (b))和经过校正之后的复原波前(Restored Wavefront, 图 10(c))。对比校正前后的波前分布能够发现,校正前的畸变波前的振幅大于 $0.6 \mu\text{m}$,而校正后的复原波前主要分布在 $0.2\sim 0.3 \mu\text{m}$ 以内,即经过校正的波前畸变的振幅能够降低 50%以上。

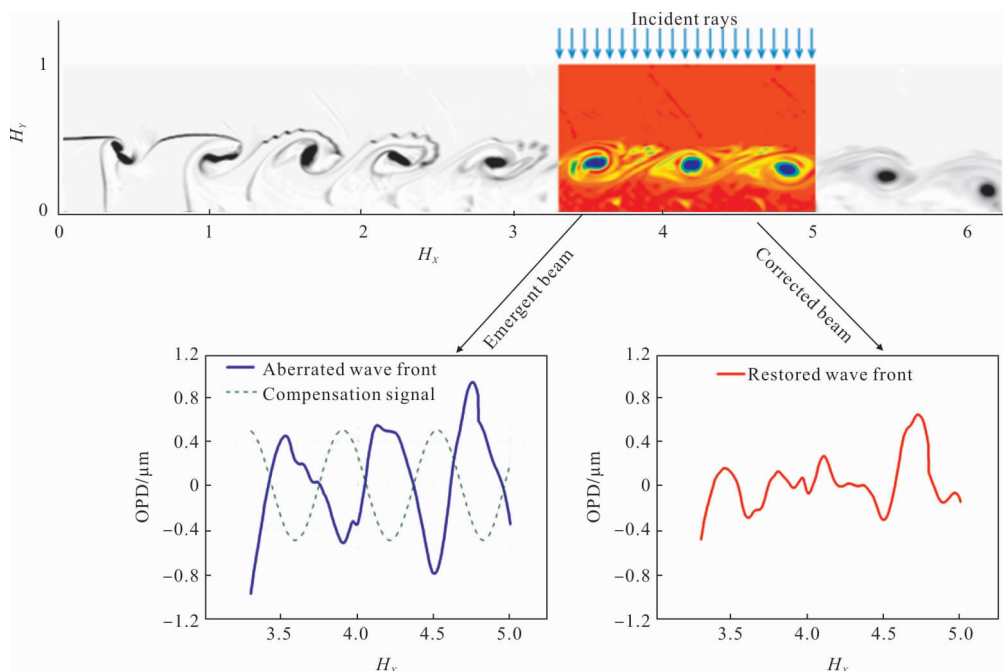


图 10 出射光束的波前在校正前后的比较($T=40 \mu\text{s}$)

Fig.10 Comparison between wavefronts before and after correction ($T=40 \mu\text{s}$)

(2) 控制周期 $T=60 \mu\text{s}$,补偿信号振幅 $A=0.2 \mu\text{m}$ 。同理,由公式(4)得到此混合层流场中涡结构的

空间尺寸($2R$)约为 56.52 mm。由图 8,则能够给出与光束宽度相对应的波前补偿信号,如图 11 左下部分

虚线所示。图 11 给出了光束穿越受控混合层产生的畸变波前(图 10(b))和经过校正之后的复原波前(图 10(c))。对比较正前后的波前分布能够发现:校正前畸变波前的振幅约为 $0.2 \mu\text{m}$, 校正后的复原

波前主要分布在 $0.07\sim 0.1 \mu\text{m}$ 以内,即经过校正的波前畸变的振幅能够降低 50%以上。

由以上计算结果发现:对于不同的流场控制周期,尽管光束穿越混合层流场产生的畸变波前的振

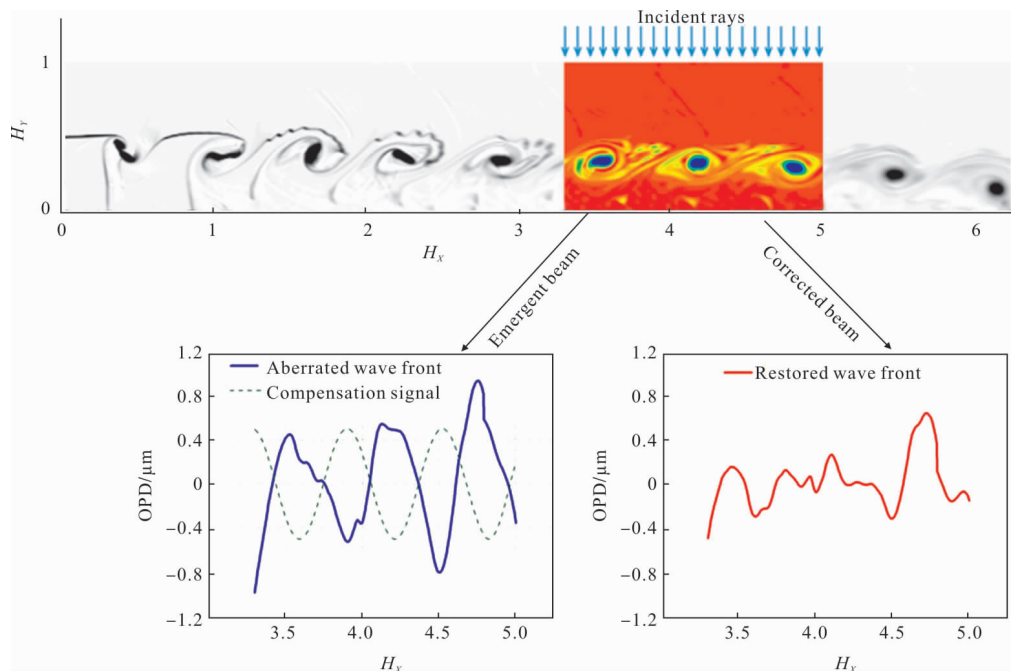


图 11 出射光束的波前在校正前后的比较($T=60 \mu\text{s}$)

Fig.11 Comparison between wave fronts before and after correction ($T=60 \mu\text{s}$)

幅存在差异(控制周期 $T=40 \mu\text{s}$, 畸变波前的振幅约为 $0.6 \mu\text{m}$;控制周期 $T=60 \mu\text{s}$, 畸变波前的振幅约为 $0.2 \mu\text{m}$), 但经过校正以后, 都能够使波前畸变的振幅降低 50%以上,这也表明文中设计的校正方法在削弱受控混合层流场引起的光束波前畸变方面是有效的。然而,不足之处在于:(1) 补偿信号的振幅需要通过数值计算提前给定;(2) 考虑到数值模拟的方便,流场测量值采用了赋值或计算的方式给定,因此,后续若要在实验条件下对校正方法的有效性进行检验,真实的流场测量是必需的。

需要指出的是,为研究方便而将光束设置为垂直穿越受控超声速混合层,而实际光学系统的光束传输角度一般较小。然而,对不同的光束传输角度,由于受控涡结构在形状上比较规整、在大小上近似,其产生的畸变波前的规律性不会因光束传输角度的不同而改变。因此,文中提出的气动光学校正方法对不同的光束入射角度仍然具有适用性。

理论上,如果受控混合层流场中涡结构的形状更加规整,即趋近标准的圆形,则光束的畸变波前也会趋于标准的正弦曲线形状,那么,采用文中设计的校正方法将会得到更加满意的校正效果。因此,选择更适合的控制方法使受控涡结构更加规整将是下一步的研究方向。此外,由于补偿信号的振幅是根据数值结果预置的,其不同的取值会影响校正效果,如何自动获得较优的振幅也将是后续研究的重要方向。

3 结论

对一个典型的超声速混合层,应用 LES 模拟其流场,并使用光线追踪方法计算光束穿越混合层流场产生的气动光学波前畸变。在周期性的流场控制下,混合层流场中的涡结构表现出形状规整且大小相近的特性,并以此为基础提出了一种气动光学波前畸变校正方法。综上所述,得到如下结论:

- (1) 周期性的流动控制使混合层流场中涡结构

的大小和形状具有明显的规律性；对混合层而言，涡结构的特性能够近似反映混合层流场的密度分布特性。

(2) 光束穿越受控混合层产生的气动光学波前畸变具有类似正弦曲线的分布特点；畸变波前的振幅受控制周期的影响，但都在微米量级。

(3) 基于正弦分布生成的波前补偿信号能够有效校正光束穿越受控混合层流场产生的气动光学波前畸变，使用文中设计的校正方法，能够使波前畸变(OPD)的大小减少 50%以上。

气动光学波前畸变的有效校正是超声速飞行器面临的一个现实而又迫切的问题，文中从流场控制的角度，提出了一种校正方法，并通过数值模拟验证了其有效性。下一步将从实验的角度对这个问题进行更加细致的研究，为工程上简便可行的气动光学校正方法提供技术支持。

笔者在超声速混合层流场的数值模拟方面得到上海交通大学刘洪教授课题组的帮助，在此表示衷心感谢！

参考文献：

- [1] Yin Xingliang. Principle of Aero-optics [M]. Beijing: China Astronautics Press, 2003: 2. (in Chinese)
- [2] Wang Naixiang, Xu Yulei, Shi Lei, et al. Analysis of the impact of windward and angle of attack to the flow field around the optical window on high Mach condition [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (4): 1267-1272. (in Chinese)
- [3] Ding Haolin, Yi Shihe, Wu Yuyang, et al. Investigation on correction method of aero-optical transmission effects imaging deviation based on BOS technique [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(4): 0418003. (in Chinese)
- [4] Jumper E J, Hugo R J. Quantification of aero-optical phase distortion using the small-aperture beam technique[J]. *AIAA Journal*, 1995, 33(11): 2151-2157.
- [5] Catrakis H J, Aguirre R C. New interfacial fluid thickness approach in aero-optics with applications to compressible turbulence[J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(10): 1973-1981.
- [6] Dimotaksi P, Catrakis H, Fourguette D. Flow structure and optical beam propagation in high-reynolds-number gas-phase shear layers and jets [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 433: 105-143.
- [7] Gan Caijun, Li Lang, Ma Handong, et al. Theoretical and experimental investigations on aero-optical effect of the compressible mixing layer [J]. *Acta Physica Sinica*, 2014, 63: 054703. (in Chinese)
- [8] Guo G M, Liu H, Zhang B. Development of a temporal evolution model for aero-optical effects caused by vortices in the supersonic mixing layer [J]. *Applied Optics*, 2016, 55 (10): 2708-2717.
- [9] Visbal M R, Rizzetta D P. Effect of flow excitation on aero-optical aberration [C]//44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2008: 1074.
- [10] Rennie R M, Siegenthaler J P, Jumper E J. Forcing of a two-dimensional, weakly-compressible subsonic free shear layer [C]//44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2006: 561.
- [11] Rennie R M, Duffin D A, Jumper E J. Characterization of a Forced two-dimensional, weakly-compressible subsonic free shear layer [C]//38th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2007: 4007.
- [12] Freeman A P, Catrakis H J. Direct reduction of aero-optical aberrations by large structure suppression control in turbulence [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(10): 2582-2590.
- [13] Guo Guangming, Liu Hong, Zhang Bin, et al. Characteristics of convective speeds of vortex structures in mixing layer [J]. *Acta Physica Sinica*, 2016, 65(7): 074702. (in Chinese)
- [14] Guo G M, Liu H, Correcting aero-optical wavefront aberration of the supersonic mixing layer based on periodic pulse forcing [J]. *Applied Optics*, 2017, 56(16): 4613-4621.
- [15] Ravindraan S S. Reduced-order adaptive controllers for fluids using proper or thogonal decomposition [C]//9th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001: 0925.