

文章编号:1674-8190(2023)01-157-08

# 基于GPU的荧光油膜运动路径实时测量

吴培灵<sup>1</sup>,张征宇<sup>1,2</sup>,孙维<sup>1</sup>

(1.西南科技大学 信息工程学院,绵阳 621010)

(2.中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所,绵阳 621010)

**摘要:**在风洞试验中,现有的基于CPU的光流法求解荧光油膜运动速度场耗时过长,而基于GPU的光流法存在GPU资源利用不充分的问题。为此,提出基于荧光油膜图像分块和临界约束的GPU荧光油膜运动路径实时测量方法。将荧光油膜时序图像按照GPU的资源将整帧图像切割分块并行处理,创建其对应的光流并行计算策略,即充分利用GPU的并行流水架构优势和共享内存实现各并行块的光流计算的硬件加速;同时结合块间临界约束条件,以各块的速度矩阵迭代差为标志控制其迭代计算次数。结果表明:本文方法在保证荧光油膜运动速度场计算精度的条件下,较传统的基于CPU的光流法解算速度平均提升了2 789.5倍,较整帧图像的GPU光流法速度平均提升了10.09倍,实时解算速度可达90帧/秒。

**关键词:**光流法;图像分块;临界约束;荧光油膜;共享内存

中图分类号:V211.7

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.19

## Real-time measurement of fluorescent oil film motion path based on GPU

WU Peiling<sup>1</sup>, ZHANG Zhengyu<sup>1,2</sup>, SUN Wei<sup>1</sup>

(1. School of Information Engineering, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621010, China)

(2. High Speed Aerodynamics Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621010, China)

**Abstract:** In the wind tunnel experiment, the existing CPU-based optical flow method takes too long to solve the velocity field of the fluorescent oil film, while the GPU-based optical flow method has the problem of insufficient utilization of GPU resources. To this end, a real-time measurement method of GPU fluorescent oil film motion path based on fluorescent oil film image segmentation and critical constraints is proposed. The fluorescent oil film time-series image is divided into blocks and processed in parallel according to the resources of the GPU, and the corresponding optical flow parallel computing strategy is created, that is, the advantages of the parallel pipeline architecture of the GPU and the shared memory are fully utilized to realize the optical flow calculation of each parallel block. At the same time, combined with the critical constraints between blocks, the number of iterative calculations is controlled by the iterative difference of the speed matrix of each block as a symbol. The experimental results show that the method proposed in this paper is 2 789.5 times faster than the traditional CPU-based optical flow method under the condition of ensuring the calculation accuracy of the velocity field of the fluorescent oil film motion, and the average speed of the GPU optical flow method of the whole frame image is improved. 10.09 times and the real-time solution speed can reach 90 frames per second.

**Key words:** optical flow method; image block; critical constraint; fluorescent oil film; shared memory

收稿日期:2022-03-02; 修回日期:2022-05-03

基金项目:国家自然科学基金(11872069)

通信作者:张征宇, zhang\_zy@189.cn

引用格式:吴培灵,张征宇,孙维. 基于GPU的荧光油膜运动路径实时测量[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 157-164, 174.

WU Peiling, ZHANG Zhengyu, SUN Wei. Real-time measurement of fluorescent oil film motion path based on GPU[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 157-164, 174. (in Chinese)

## 0 引言

风洞试验模型表面的荧光油膜受来流的黏性摩擦作用,在模型表面产生位移(形成荧光油膜运动路径),因此,风洞试验中模型表面荧光油膜运动的时序图像蕴含了油膜在来流剪切力作用下的运动信息,即采用光学流动技术<sup>[1-3]</sup>处理模型表面荧光油膜运动的时序图像,可以解得模型表面流场的拓扑结构和荧光油膜运动路径速度场<sup>[4-5]</sup>。一方面,可定量观测模型壁面流场的奇点(结点和鞍点)分布,为掌握试验模型壁面发生流动分离的位置、分离方式与特点以及漩涡形成机理等提供重要的研究数据;另一方面,可用于计算模型的表面摩擦力分布信息<sup>[6-8]</sup>。

G. Schrauf<sup>[9]</sup>研究发现,摩擦阻力(简称摩阻)占据飞行器所受总阻力的45%~50%,其占比大于其他阻力项,摩阻每降低1%燃油消耗可下降0.625%。飞行器防护设计依赖于表面摩阻的测量<sup>[10]</sup>,在高超声速条件下,飞行器防护设计不当会导致飞行器的外壳烧毁或制造材料严重浪费。因此,摩阻测量研究对于飞行器的燃料节省、航程增加以及防护材料设计都有重要意义。

L. C. Squire<sup>[11]</sup>在考虑剪切力作用下的油膜运动时推导得出薄油膜方程,为基于油膜的剪切应力测量技术奠定了基础;L. H. Tanner等<sup>[12]</sup>通过油膜干涉测量表面摩阻,将推导出的方程赋予实际意义,为后续研究打下了坚实的基础;随后D. J. Monson等<sup>[13]</sup>、J. L. Brown等<sup>[14]</sup>对油膜演化方程进行了进一步完善;Liu Tianshu等<sup>[15]</sup>提出了采用荧光油膜代替传统油膜的方法,进一步推进了摩阻的测量研究;李鹏<sup>[16]</sup>推导了荧光油膜控制方程并进行了简化,得到了荧光油膜测量方程,该方程表明,摩阻测量与荧光油膜运动速度、荧光油膜厚度相关,需要采用光流法求出荧光油膜运动速度再将厚度代入即可获得摩阻。

在现有众多全局摩阻的测量技术中,如Preston管法、热线法、MEMS摩擦天平<sup>[17]</sup>等,大都需要依托复杂的外部设备,而且制造难度系数大、成本高、空间分辨率低、风洞环境条件要求高等问题都在一定程度上限制了其应用发展。荧光油膜摩阻测量方法具有设备简单、成本低、对环境模型无特殊要求、空间分辨率高等优点,是当前研究的热点。

荧光油膜运动路径速度求解在摩阻测量中是至关重要的环节,但采用光流法对荧光油膜进行运动速度求解时,因为其解算方程的数值计算涉及大量的卷积计算和多次迭代计算,导致基于中央处理器(Central Processing Unit,简称CPU)的光流法求解一次风洞荧光油膜试验图像太耗时,需要花费4~6 h<sup>[18]</sup>,且不能在试验过程中实时定量显示试验模型物面流态及其演化过程,降低了其工程应用的价值。

现有的现场可编程门阵列<sup>[19-20]</sup>(Field-Programmable Gate Array,简称FPGA)技术,受限于片上资源,加之编程难度大,目前常用于图像的预处理阶段。戚烜<sup>[20]</sup>的研究表明,对于分辨率为640×480的普通图像,其光流解算时间为22.7 ms。可见若利用FPGA进行较高分辨率的图像解算效果并不理想<sup>[21]</sup>。鉴于图形处理器<sup>[22]</sup>(Graphics Processing Unit,简称GPU)既有擅长数据并行处理的架构,又具有大量与CPU相同的算术逻辑单元(计算能力优于FPGA),因此,可以直接基于GPU并行迭代的硬件架构将图像分块,利用CPU无法比拟的大量线程完成分块图像数据的并行计算,即有通过硬件加速实现实时求解光流方程的可能性。同时,相较于FPGA技术,统一计算设备架构(Compute Unified Device Architecture,简称CUDA)编程更灵活,从而为模型表面流场的拓扑结构和荧光油膜运动路径速度场实时观测提供了一条新的可行路径。

A. Plyer等<sup>[23]</sup>和孙瑞鑫等<sup>[24]</sup>分别实现了以14.4和30帧/秒的计算速度解算分辨率为1 920×1 080的图像,但仅适用于特定场景。对于风洞试验的高分辨率高帧率图片而言,这样的计算速度无法满足工业实时解算需求。为此,本文提出基于荧光油膜图像分块和临界约束的GPU荧光油膜运动路径实时测量方法,将荧光油膜时序图像按GPU的资源自适应分块,分别创建其对应的光流并行计算与块边界光滑约束方法,充分利用GPU的并行架构优势,实现实时定量观测模型表面流场的拓扑结构和荧光油膜运动路径速度场。

## 1 油膜图像的分块并行约束法

本文提出荧光油膜时序图像按GPU的资源分块方法,在GPU上将待计算的图像先进行分块处

理,分块后的图像子块分别存储于 GPU 的共享内存上,利用 GPU 多线程对需要光流解算的每帧图像数据进行并行计算,可大量减少内存数据的存储次数,从而减少光流迭代计算中的时间消耗,再针对图像中存在突变噪声或者运动趋势不明显的情况,以块为单位添加约束条件,减少冗余计算量。

### 1.1 GPU 的并行架构

GPU 上含有多个流式处理器(Streaming Multiprocessors,简称 SM),如图 1 所示,每个 SM 中包含有多个 block,一个 block 的最大线程数为 1 024。同时,GPU 上存有两种内存:全局内存和共享内存,其中全局内存空间大但是读写速度较共享内存慢很多,而共享内存虽然读写速度很快,但其内存空间小。

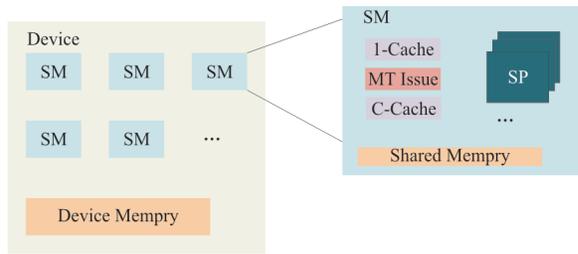


图 1 GPU 结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of GPU structure

GPU 以一个 warp 为程序运行调度单位,一个 warp 中包含有 32 条并行线程,共享内存位于 SM 上,被 SM 上的 block 所共享,因此共享内存是限制设备并行性的一个重要因素,使用的共享内存越多,处于并发活跃状态的 block 越少。

对于一个给定的 GPU 而言,其共享内存是既定的大小,在进行图像分块时,在满足计算需求的条件下,共享内存使用要尽量小。依据 Horn-Scunck(HS)光流法公式<sup>[25]</sup>可知在进行光流计算时至少需要 4 个图像块大小的共享内存,分别用于存储迭代前后求解到的速度矩阵  $u^{n+1}$ 、 $u^n$ 、 $v^{n+1}$ 、 $v^n$ 。

### 1.2 分块并行计算

当 GPU 中 block 线程数量为  $A$ ,由于线程调度时以 warp 为单位,则分块大小最好为 warp 的整数倍。若图像分块大小为  $S$ , $B$  为一常数,则:

$$S = S_{\text{warp}} \times B \quad (1)$$

$$A = S_{\text{warp}} \times S_{\text{warp}} \quad (2)$$

一个 block 中线程数为 1 024,一个 warp 含 32 条线程。因此,将一个 block 大小定为处理像素块大小,即  $S = A$ ,那么  $B = 32$ ,一个图像分块大小定为  $32 \times 32$ 。

在光流计算中,整张图像以卷积的方式进行迭代解算:一张大小为  $h \times w$  的图像(如图 2 所示),其外层数据计算先于内层数据,且内层数据依赖于上一次迭代的外层数据,最外层的数据无法进行差分计算,会损失掉外层数据的精度。

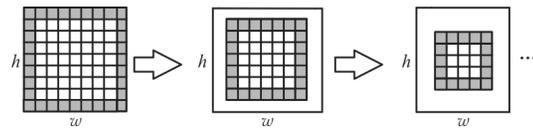


图 2 传统光流法计算过程

Fig. 2 Calculation process of traditional optical flow method

图像分块后的图像,在完成计算过程后需要将每个子块的可信层进行拼接,为了达到分块并不会影响原来光流结果的目的,在一个像素块内进行多次迭代时,对每一子块划分前考虑对数据进行补偿,即各个分块之间需要有重叠边界,大小定为  $\lambda$ 。图像划分效果如图 3 所示,将图像划分为  $x \times y$  大小的正方形块( $x = y$ )。

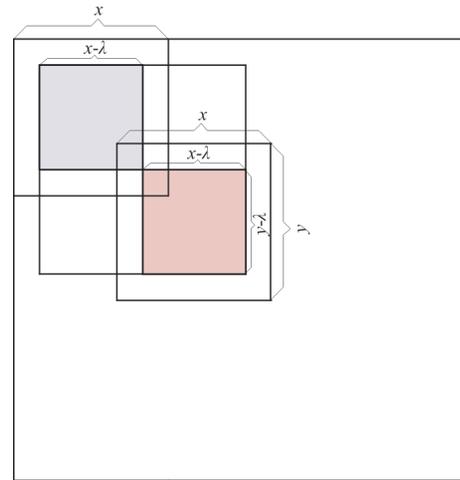


图 3 图像分块图

Fig. 3 Image block diagram

子块间最大可迭代次数为  $k$ ,由于子块大小定为  $x \times y$ ,故  $k < x/2$ 。如图 3 所示,第一块迭代  $k$  次以后,内层可信数据大小  $H_1$  为

$$H_1 = (32 - 2k) \times (32 - 2k) \quad (3)$$

相邻两子块迭代以后内存数据之间实际距离大小为  $2k$ ,为保证第一块与第二块内层可信数据

无缝拼接,相邻两个子块之间重叠部分距离大小也应为  $2k$ ,即:

$$\lambda = 2k \quad (4)$$

当两个相邻子块之间重叠部分大小为  $2k$  时,在完成  $k$  次子块迭代以后,拼接图像内层数据大小  $S_0$  为

$$S_0 = (\omega - 2k) \times (h - 2k) \quad (5)$$

而原图像经过  $k$  次迭代以后内层数据大小同样是  $S_0$ 。为了保证计算效果,重叠部分的数据均取原图像数据,没有改变原图像数据。因此分块以后的图像与传统 HS 光流法在光流计算后得到的数据并无不同,但是本文方法在速率上却有明显的改善。拼接后的图像数据与未经过分块的原图像内层数据是一致的,并未造成数据丢失。

对于宽为  $w$ ,高为  $h$  的图像而言,未对图像分块时,需要进行计算的像素点个数为:  $S = H \times W$ ; 对图像分块以后,需要进行计算的像素点个数为

$$S_r = b_x \times b_y \times x \times y \quad (6)$$

$$b_x = (\omega - 2k) / (32 - 2k) \quad (7)$$

$$b_y = (h - 2k) / (32 - 2k) \quad (8)$$

式中:  $b_x$  和  $b_y$  分别为在  $x$  轴方向和  $y$  轴方向划分的子块数;  $x$  和  $y$  分别为分块后子块的宽和高。

单次光流计算在 GPU 上的时间消耗可以分为三部分:数据全局访问时间  $t_a$ 、图像计算时间  $t_c$ 、解算结果保存时间  $t_s$ ,则 GPU 上执行一次光流计算的时间  $T$  为以上三部分时间的总和。

$$T_0 = t_a + t_c + t_s \quad (9)$$

当光流计算次数为  $N$  时,传统光流法计算时间为

$$T_1 = NT_0 \quad (10)$$

图像分块后计算时间为

$$T_2 = \frac{N}{k} (t_a + t_s) + (N + l - 1)t_c \quad (11)$$

其中,  $l = \frac{S_r}{S}$ 。

对比式(10)与式(11)可见,虽然分块增加了一小部分图像计算时间,但是显著减少了数据全局访问时间和解算结果保存时间。本文提出的图像分块方法与传统光流法相比,在整体光流解算过程时间上具有明显优势,能够有效提高图像的解算效率。

### 1.3 临界约束条件

在进行光流计算时,存在以下两种情况:一是

荧光油膜吹风试验过程中,某些像素点在经过一定迭代次数后,部分荧光油膜区域的像素点精度已足够高,若继续迭代,该部分速度大小几乎不发生改变,且耗费计算资源与时间;二是风洞荧光油膜试验环境复杂,环境光照变化导致在图像上产生突变噪点,这些像素点的变化相对于实际荧光油膜变化不明显,且无需迭代计算,否则会增加不必要的计算量。

因此在分块基础上提出一个临界约束条件,每个子块作为一个判定区域。以约束条件划分相应像素点是否继续进行光流计算。该约束项即计算荧光油膜图像上像素点速度矩阵与上一次迭代的对应像素点速度矩阵差值矩阵  $A$  的  $F$ -范数,其计算公式为

$$\|A\|_F = \sqrt{\text{tr}(A^T A)} = \sqrt{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n a_{ij}^2} \quad (12)$$

式中:  $m, n$  为图像的二维大小;  $i, j$  为像素坐标;  $\text{tr}$  表示求矩阵的迹;  $A$  为速度差值矩阵。

判断此范数是否小于矩阵  $A$  的均值,若小于该条件值,则将对子块中所有像素点进行标记,下次不再参与运算。该条件在一定程度上可以过滤掉一些像素点变化极小或因外界光照引发的突变噪点像素块计算,减少部分数据计算次数,提高图像进行光流解算的效率。

本文方法流程图如图 4 所示,首先读入图像,将读入的图像存入 GPU 内存中,需要进行计算之前再将图像分块存入 GPU 共享内存中,光流计算完成后判定是否满足条件,若满足条件则结束计算,若不满足则再次计算。

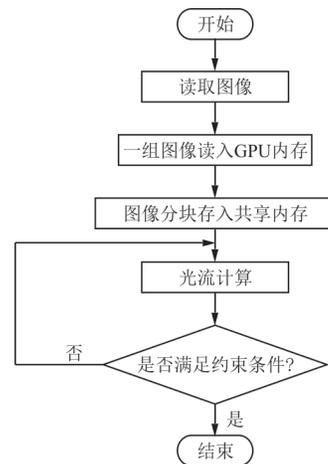


图 4 本文方法流程图

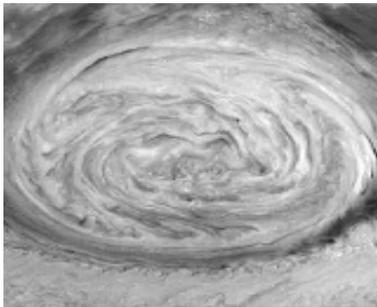
Fig. 4 Flow chart of the method in this paper

## 2 仿真验证

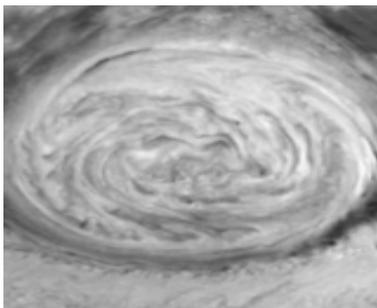
为验证本文方法计算结果的精度,采用荧光油膜图像模拟方法<sup>[16]</sup>,利用模拟荧光油膜图像(如图 5 所示,图 5(b)由图 5(a)演化 100 步得到)表征给定的速度场,即将一均匀速度场  $u$  与奥森涡对速度场叠加。

$$U = \frac{\Gamma}{2\pi r} [1 - \exp(-r/r_0^2)] + u \quad (13)$$

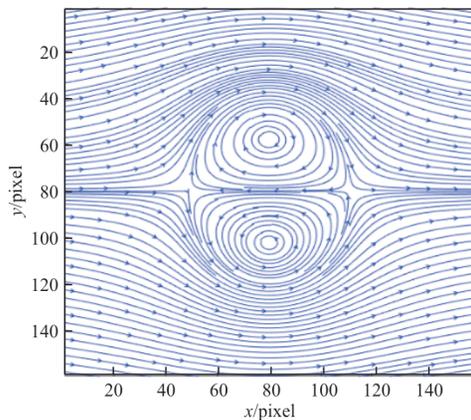
式中:  $\Gamma$  为涡强度,其取值范围为  $(-7\,000, 7\,000)$ , 单位为  $\text{pixel}^2/\text{s}$ ;  $r$  为图像中某一像素点与涡核的距离;  $r_0 = 20 \text{ pixel}$ ;  $u = 10 \text{ pixel}$ 。



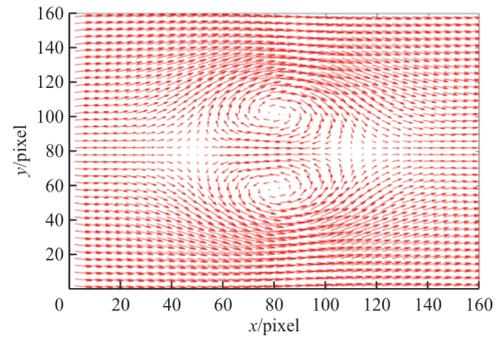
(a) 初始图像



(b) 演变后图像



(c) 奥森涡对流线图



(d) 奥森涡对矢量图

图 5 仿真试验图

Fig. 5 Simulation experiment diagram

计算过程中分别对比了分块重叠部分大小为 0、4、8、12、16 像素结果,如图 6 所示。

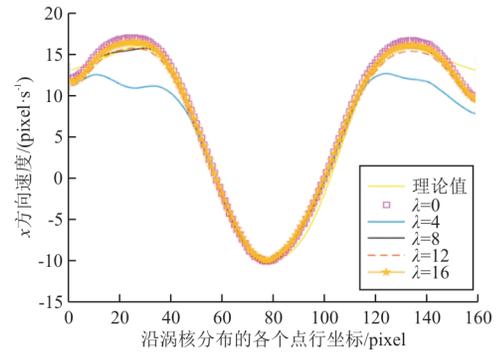


图 6 计算结果对比

Fig. 6 Superposition and comparison of calculation results of the two methods

沿涡核分布相邻子块重叠大小的最大速度相对误差如表 1 所示,可以看出:子块重叠大小为 16 像素图像和理论值相比,最大相对误差为 4.5%,图像子块重叠部分越大,分块个数越多,计算越精细,计算误差也越小。

表 1 沿涡核分布相邻子块重叠大小的最大速度相对误差  
Table 1 The maximum velocity relative error of the overlap size of adjacent sub-blocks distributed along the vortex core

重叠大小/pixel	最大相对误差/%	重叠大小/pixel	最大相对误差/%
0	4.3	12	4.7
4	19.3	16	4.5
8	8.6		

子块不同重叠大小图像计算时间对比如表 2 所示,可以看出:重叠部分越大其计算时间也需要越多。因此,对图像分块重叠部分考虑大小为 16

像素能够兼顾计算时间与计算精度。

表 2 不同分块重叠大小计算时间

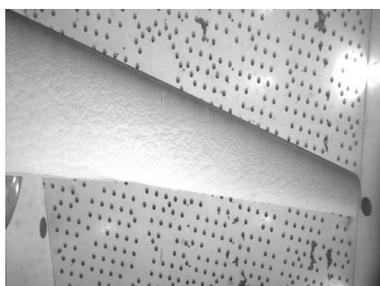
Table 2 Calculation time of different block overlap sizes

重叠大小/pixel	计算时间/ms	重叠大小/pixel	计算时间/ms
0	9.74	12	1.68
4	1.53	16	2.31
8	1.57		

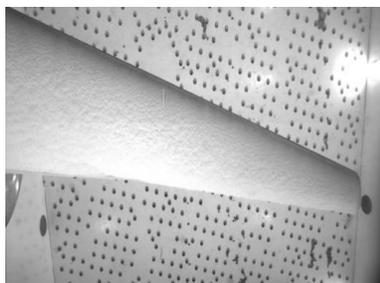
### 3 风洞试验

风洞产生高速气流使油膜流动,利用工业相机记录下整个油膜流动过程。本文试验使用的计算平台是 Matlab 2012b 以及基于 64 位的 Windows 10 专业版操作系统,平台硬件设备 GPU 型号为: NVIDIA Geforce GTX 2080Ti; CPU 型号为: Intel (R) Core(TM) i7-9800X, 内存大小 64 GB。试验所需各类设备如下:大量相关荧光油膜试剂,风洞试验机翼模型一架,风洞试验飞机模型一架,CCD 工业相机一台,紫外光照灯两台。

使用机翼模型(如图 7 所示)和飞机模型(如图 8 所示)分别进行图像分块试验,前后连续两帧为一组试验,共计 1 000 组试验,图像初始分辨率  $1\ 728 \times 2\ 352$ 。在相同光流迭代次数下进行试验测试,对比不同方法得到的图像解算速度。



(a) 时刻 1 机翼模型



(b) 时刻 2 机翼模型

图 7 机翼模型

Fig. 7 Wing model



(a) 时刻 1 飞机模型

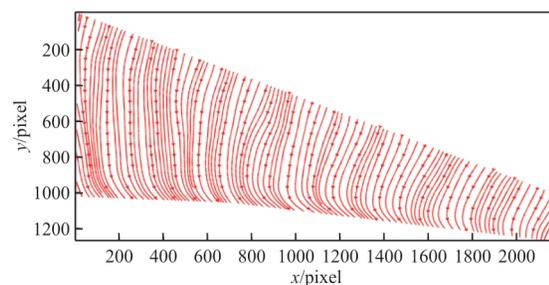


(b) 时刻 2 飞机模型

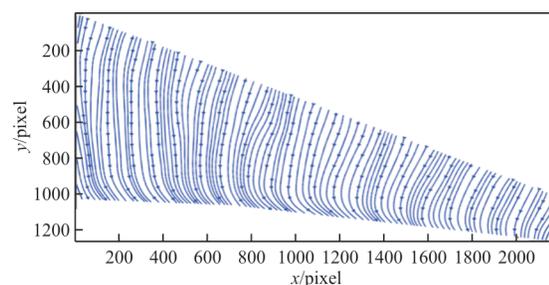
图 8 飞机模型

Fig. 8 Aircraft model

基于 CPU、GPU 传统光流法以及本文方法解算结果的对比图如图 9~图 10 所示,绘制流线图反映荧光油膜在风洞吹风过程中的运动路径与方向。可以看出:基于图像分块的光流法解析出的荧光油膜路径流线图与传统光流法流向趋势一致,表明本文方法解算效果与传统方法具有同样的效果。



(a) 基于 CPU 传统光流法



(b) 基于 GPU 传统光流法

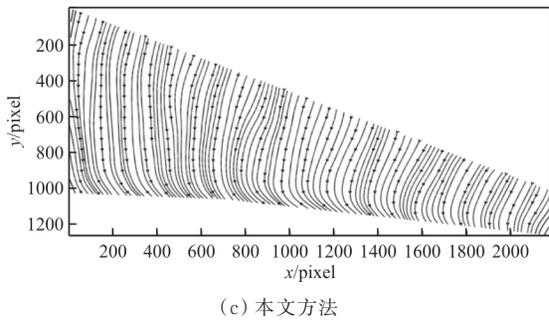
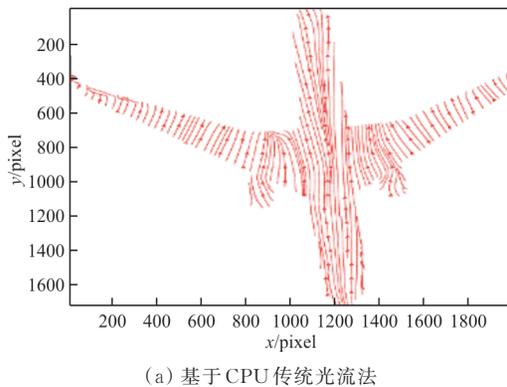
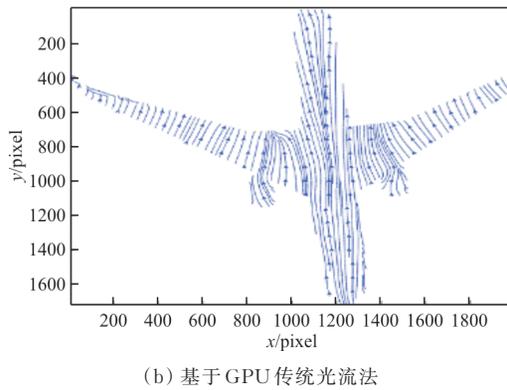


图 9 机翼模型结果对比图

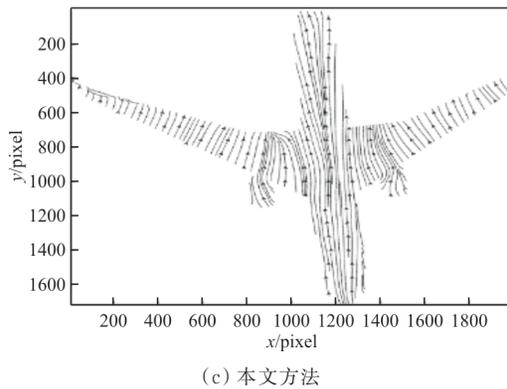
Fig. 9 Comparison of wing model results



(a) 基于 CPU 传统光流法



(b) 基于 GPU 传统光流法



(c) 本文方法

图 10 飞机模型结果对比图

Fig. 10 Comparison of aircraft model results

设置共三组不同分辨率试验,统一设定光流迭代次数为 500 次,分别记录基于 CPU、GPU 传统光流法解算耗时与本文方法解算耗时。

机翼模型单组试验平均耗时如表 3 所示,可以看出:图像分辨率越高耗时越长,基于 GPU 的传统光流法解算时间远小于在 CPU 上进行光流解算的时间,计算效率是 CPU 上的 270.8 倍,本文方法解算效率则是其 2 789.5 倍,即本文方法解算效率优于在传统 CPU 上的解算效率;相同迭代次数情况下,本文方法都有不同程度的速度提升;针对采样程度不同,本文方法比基于 GPU 的传统光流法分别提升了 10.8 倍、9.59 倍、8.64 倍,本文方法相比基于 GPU 的传统光流法,其处理速度有明显提升,其中提升效率最高为基于 GPU 的传统 HS 光流法的 10.8 倍。

表 3 机翼模型计算时间对比

Table 3 Comparison of calculation time of wing model

分辨率	基于 CPU 传统光流法/ms	基于 GPU 传统光流法/ms	当前方法/ms
1 728×2 352	46 618.22	134.59	12.46
864×1 176	10 007.13	42.20	4.40
432×588	2 017.00	10.20	1.18

飞机模型单组试验的平均耗时如表 4 所示,可以看出:与机翼模型结果一致,本文方法能提升光流法在 GPU 上的计算效率,其中效率最大提升为基于 GPU 传统光流法的 12.73 倍。机翼模型与飞机模型在时间上存在细微不一致是因为以上值为 1 000 组试验的平均时间,且时间测量与 GPU 温度和程序启动先后等因素有关。在相同试验条件下,机翼模型与飞机模型解算时间有所不同,如分辨率为 1 728×2 352 时,机翼模型耗时为 12.46 ms,而飞机模型耗时为 10.55 ms。

表 4 飞机模型计算时间对比

Table 4 Comparison of calculation time of aircraft model

分辨率	基于 CPU 传统光流法/ms	基于 GPU 传统光流法/ms	当前方法/ms
1 728×2 352	46 097.67	134.40	10.55
864×1 176	10 062.62	35.30	3.40
432×588	2 021.89	10.15	1.20

综上,风洞试验数据表明:在不同试验模型试验条件下,本文方法可有效提升光流法计算效率。

当图像分辨率为  $1\,728 \times 2\,352$ , 本文提出的基于荧光油膜图像分块和临界约束的 GPU 荧光油膜运动路径实时测量方法较基于 GPU 的传统光流法计算效率平均提升了 10.09 倍, 且对于  $1\,728 \times 2\,352$  图像能够达到 90 帧/秒实时处理。图像数据解算效率能够满足风洞试验对数据进行实时处理要求。试验结果体现了本文方法的优势, 同时验证了本文方法的有效性。

## 4 结 论

(1) 奥森涡流仿真图像试验结果表明, 本文方法得到的结果与理论值相比, 相对误差为 4.5%。

(2) 风洞机翼模型与飞机模型试验表明, 本文方法在不同试验模型中较传统 GPU 光流法平均计算效率提升了 10.09 倍。

(3) 风洞试验数据进一步表明, 在 GPU 型号为 NVIDIA Geforce GTX 2080Ti 的条件下, 对于分辨率  $1\,728 \times 2\,352$  图像, 本文方法实时解算达到 90 帧/秒, 具有较高的工程实用价值。

### 参考文献

- [1] 邹易峰, 张征宇, 王学渊, 等. 风洞试验模型表面的荧光油膜路径运动速度测量[J]. 航空学报, 2019, 40(6): 92-105.  
ZOU Yifeng, ZHANG Zhengyu, WANG Xueyuan, et al. Velocity measurement of fluorescent oil path movement on wind tunnel testing model surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(6): 92-105. (in Chinese)
- [2] CHEN H, BOHUSH R P, CHEN C, et al. Estimation of people movement in video based on optical flow block method and motion maps[J]. Pattern Recognition and Image Analysis, 2021, 31(2): 261-270.
- [3] DITRIA E M, JINKS E L, CONNOLLY R M. Automating the analysis of fish grazing behavior from videos using image classification and optical flow[J]. Animal Behavior, 2021, 177: 31-37.
- [4] 黄湛, 王宏伟, 魏连风, 等. 基于荧光油膜的全局表面摩擦阻测量技术研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 373-378.  
HUANG Zhan, WANG Hongwei, WEI Lianfeng, et al. Research of global skin friction measurement based on fluorescent oil film[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 373-378. (in Chinese)
- [5] NAUGHTON J W, SHEPLAK M. Modern developments in shear-stress measurement[J]. Aerospace Sciences, 2002, 38(6/7): 515-570.
- [6] 邹镇, 尹东, 刘绪鹏, 等. 油流法流场显示技术研究及应用[J]. 计测技术, 2017, 37(s1): 350-352.  
ZOU Zhen, YIN Dong, LIU Xupeng, et al. Research and application of oil flow method flow field display technology[J]. Metrology & Measurement Technology, 2017, 37(s1): 350-352. (in Chinese)
- [7] LIU Tianshu. Global skin friction measurements and interpretation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 111: 1-19.
- [8] LIU Tianshu, WOODIGA S, MONTEFORT J, et al. Global skin friction diagnostics in separated flows using luminescent oil[J]. Journal of Flow Visualization and Image Processing, 2009, 16(1): 19-39.
- [9] SCHRAUF G. Status and perspectives of laminar flow[J]. The Aeronautical Journal, 2005, 109: 639-644.
- [10] 朱自强, 吴宗成, 丁举春. 层流流动控制技术及应用[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 765-784.  
ZHU Ziqiang, WU Zongcheng, DING Juchun. Laminar flow control technology and application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 765-784. (in Chinese)
- [11] SQUIRE L C. The motion of a thin oil sheet under the steady boundary layer on a body[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 11(2): 161-179.
- [12] TANNER L H, BLOWS L G. A study of the motion of oil films on surfaces in air flow, with application to the measurement of skin friction[J]. Journal of Physics E: Scientific Instruments, 1976, 9(3): 194.
- [13] MONSON D J, MATREE G G. Boundary-layer transition and global skin friction measurement with an oil fringe imaging technique[J]. Society of Automotive Engineers, 1993, 102(1): 1829-1843.
- [14] BROWN J L, NAUGHTON J W. The thin oil film equation[M]. Washington DC: NASA AMES Research Center, 1999.
- [15] LIU Tianshu, MONTEFORT J, WOODIGA S, et al. Global luminescent oil-film skin-friction meter[J]. AIAA Journal, 2008, 46(2): 476-485.
- [16] 李鹏. 全局表面摩擦应力直接测量技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
LI Peng. Studies of direct measurement techniques about global skin friction[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [17] HAKKINEN R. Reflections on fifty years of skin friction measurement[C]// The 24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. US: AIAA, 2004: 2111-2124.
- [18] LIU Tianshu. Open optical flow: an open source program for extraction of velocity fields from flow visualization images[J]. Journal of Open Research Software, 2017, 5(1): 29-56.