

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201712015

拉格朗日剖面法在拖曳水槽涡系演化中的应用

陈庆民¹, 胡天翔¹, 刘沛清², 刘岳³, 赵悦¹, 屈秋林⁴

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 航空气动声学工信部重点实验室(北京航空航天大学), 北京 100191; 3. 北京航空航天大学 大型飞机高级人才培训班, 北京 100191; 4. 流体力学教育部重点实验室(北京航空航天大学), 北京 100191)

摘要: 传统研究方法对于拖曳水槽中的旋涡涡系演化实验, 通常水槽的横流面使用激光片光, 并对 CCD 相机拍摄的时间序列下的旋涡运动图像进行分析, 但此类研究方法只局限于研究涡系的平面运动. 为能从三维空间对于复杂旋涡的演化过程形成进一步的认识, 文中提出了一种提取、重构三维复杂涡系的新方法: 拉格朗日剖面法, 即在基于流场描述的拉格朗日方法下, 利用拍摄到的旋涡运动照片, 结合伽利略变换和 Matlab 软件的图像处理技术, 编写代码, 确定颜色阈值, 将流显图片转化为相应数字图像, 并提取拖车运动速度与相机拍摄间隔时间重构涡系在时间维度上的相对位置, 将二维平面图像转换到三维尺度中, 刻画出旋涡的空间演变形态. 本方法对直观认识复杂三维涡系演化现象, 分析涡系干扰、演变机理具有一定价值, 与常规研究尾涡空间演变的方法相比, 具有性价比高的特点.

关键词: 拖曳水槽; 伽利略变换; 图像处理; 空间演变; 涡系干扰

中图分类号: V211.76 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2018)10-0057-09

Application of Lagrangian section method in vortex evolution experiments of a towing tank

CHEN Qingmin¹, HU Tianxiang¹, LIU Peiqing², LIU Yue³, ZHAO Yue¹, QU Qiulin⁴

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Key Laboratory of Aero-Acoustics Ministry of Industry and Information Technology(Beihang University), Beijing 100191, China;

3. Large Aircraft Advanced Training Center, Beihang University, Beijing 100191, China;

4. Key Laboratory of Fluid Mechanics(Beihang University), Ministry of Education, Beijing 100191, China)

Abstract: For common methods of investigating the vortex motion evolution experiment in a towing tank, a cross-flow plane is usually illuminated by the laser sheet, and vortex motion photos taken by the CCD camera which is placed on one side of the end face of the towing tank are usually analyzed. However, this method only contributes to investigating vortex planar motion. For offering further insight into its spatial evolution process, a new method named Lagrangian section method is developed to extract and restructure the three-dimensional complex vortex system structure. The method is based on the Lagrangian theory to depict the flow field, combined with the image processing technology of Matlab software to transform vortex motion photos into digital ones. Owing to Galilean transformation, their spatial relative locations are determined by considering the trailer speed and the camera shooting interval. After they are arranged logically, the three-dimensional spatial structure of the vortex system is restructured well to depict the real physical structure. The new method can help people cognize the evolution phenomenon on three-dimensional complex vortex system directly and comprehend vortex interaction mechanism better. Compared to common research technique, it has the characteristics of high cost performance.

Keywords: towing tank; Galilean transformation; image processing; spatial evolution; vortex interaction

近年来,对大型飞机的尾流研究一直是国内外研究的热点问题. 机体表面的不连续性和压强差等原因使得飞机飞行过后会形成尾涡. 对大型飞机而

言,尾涡往往携带巨大能量且持续距离远,严重威胁着后续飞机的飞行安全^[1-2]. 对机场来说,前一架飞机起飞、着陆过程中产生的尾涡将影响后续飞机的起飞、着陆时间^[3],因而一定程度上降低了机场容量和运行效率. 因此研究飞机尾涡结构的演变规律,寻求加速尾涡结构失稳的有效方法,对提高飞行安全和机场容量具有重要意义. 对于飞机尾流演变的研究,国外起步较早, NASA 从上世纪 60 年代就研究不同天气环境对飞机尾涡结构的变化影响^[4],欧

收稿日期: 2017-12-04

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(11502012); 国家自然科学基金面上项目(11772033)

作者简介: 陈庆民(1990—),男,博士研究生;

刘沛清(1960—),男,教授,博士生导师

通信作者: 胡天翔, tianxiang_hu@buaa.edu.cn

洲的德国航空太空中心和法国航空太空中心也在飞机尾流控制领域积累了丰富的经验^[5]. 而中国起步较晚, 相关的研究内容尚比较缺乏, 想清晰认识飞机尾流演变机理仍需要付出大量的努力. 这其中, 寻求一种清晰刻画飞机尾流结构的方法以供研究就显得尤为重要.

鉴于大型飞机真实尾涡的结构复杂性和旋涡演变机理^[6-10]的相似性, 本文利用 NACA0012 矩形翼段作为涡发生器, 在拖曳水槽中运动造涡, 以对飞机尾流涡系的演化机理开展基础实验研究. 实验在北京航空航天大学沙河校区的航空气动声学工信部重点实验室(陆士嘉实验室)的拖曳水槽中进行. 水槽实验段长 4 000 mm, 截面尺寸 400 mm(宽) × 700 mm(高), 实验装置如图 1 所示. 其中, 拖车在伺服电机带动下拖拽矩形 NACA0012 机翼在水槽中运动, 速度大小为 0.15 m/s. 因为拖车保持匀速运动, 坐标系可选为运动坐标系, 方向如图 1 所示(其中 X 轴正向与运动方向相反), $X=0$ 的平面与 NACA0012 翼段前缘相切, 坐标原点选在 $X=0$ 平面所处的水槽横截面右下角.

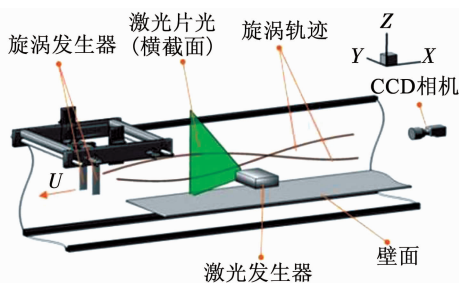


图 1 拖曳水槽实验模型示意

Fig. 1 Experimental model of a towing tank

由于机翼具有一定迎角, 在机翼模型经过的静止流场中产生机翼三维效应作用下的自由集中涡. 在研究过程中, 事先将准备好的荧光染料(罗丹明 B、荧光素钠等)均匀涂抹于机翼翼尖附近, 在实验过程中翼尖附近的流动与荧光染料充分掺混在激光片光下照明形成了由染色液构成的二维旋涡结构.



图 2 尾流演变过程的染色液流动显示

Fig. 2 Dye flow visualization of wake vortex evolution

1 原理介绍

拉格朗日剖面法的核心是伽利略时空变换^[11]

考虑到罗丹明 B 和荧光素钠在本实验的激光片光下会分别显示橙黄色和绿色, 因此可对复杂涡系实验中各涡发生源所产生的旋涡进行区分. 通过更改实验中矩形机翼涡发生器的数量, 以研究单涡与双涡的空间演变发展; 通过在水槽底部是否添加平板, 来模拟有无近地面效应下涡系演变的过程. 当涡发生器运动时, 利用激光片光对测量截面局部照亮, 并借助放置在水槽端面的 CCD 相机拍摄得到一组时间序列下的旋涡运动照片. 本文以拍摄到的旋涡运动照片为基础, 提出了一种刻画飞机尾流复杂涡系空间结构演变的新方法: 拉格朗日剖面法, 即以拉格朗日流场描述理论为基础, 将 CCD 相机拍摄到的时间序列下的旋涡运动照片视为涡系空间结构的不同剖面, 结合伽利略时空变换^[11]与 Matlab 软件的图像处理技术^[12-13], 编写程序, 确定颜色阈值, 将旋涡照片转化为相应数字图像, 根据拖车运动速度与相机拍摄的时间间隔计算出旋涡演化的空间相对位置, 并将图像从二维平面转换到三维空间, 进而展示出不同实验工况下复杂涡系结构在三维空间中的发展特征, 对于认识旋涡的三维演变规律, 分析理解飞机尾流的大气与近地效区的不稳定性与耗散具有一定意义.

常规研究涡系演化的方法有染色液法(如图 2 所示)、PIV 技术和数值仿真技术. 染色液法的有效观察时间(有明显涡系结构的持续时间)较短, 拍摄到的尾涡照片通常是二维图像; PIV 技术获得的图像往往噪点较多、质量不佳, 数据处理周期较长, 且由于设备成本高的原因不适用于一般的科研人员; 数值模拟的技术通常因计算量很大而需要很高性能的计算机, 且计算的结果也并非实验得到的真实结果. 与常规研究方法相比, 本文提出的拉格朗日剖面法却可以很好地规避掉一些问题, 不仅可以较为清晰直观地还原出实际情况下飞机尾流演变的空间结构, 进行局部定量分析(单涡实验), 而且对计算机性能、计算成本要求低, 具备新颖性强、性价比高的特点.

与图像处理技术的应用, 以下依次给予介绍.

1.1 伽利略时空变换

伽利略时空变换, 是表征同一时空点在不同惯

性系之间进行时空坐标变换的方法. 由于坐标轴的取向可以任意选择, 在不失一般性的情况下, 本文可以将相对运动方向设为两惯性系的 x 方向, 如图 3 所示.

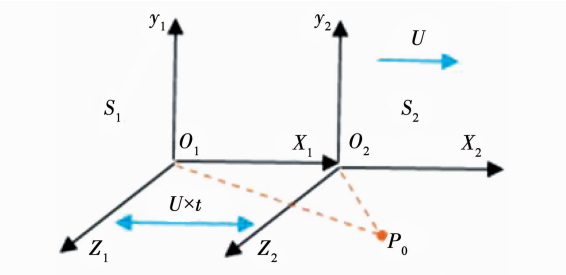


图 3 伽利略时空变换

Fig. 3 Galilean space-time transformation

假设惯性系 S_1 静止, 惯性系 S_2 相对其作速度为 U 的匀速直线运动, 设同一时空点 P_0 在两坐标系下的时空坐标分别为 $(x_{01}, y_{01}, z_{01}, t_{01})$ 和 $(x_{02}, y_{02}, z_{02}, t_{02})$, 则有如下对应关系:

$$\begin{aligned}x_{02} &= x_{01} - U \times t, \\y_{02} &= y_{01}, \\z_{02} &= z_{01}, \\t_{02} &= t_{01}.\end{aligned}$$

依托上述方程组给出的同一时空点在不同惯性系下的映射关系, 本文将实验中地面参考系下同一截面不同时刻的旋涡运动映射成运动参考系下的对应时空坐标, 实现平面图像到三维空间的转换.

1.2 图像处理技术

图像处理技术, 是利用计算机对由 CCD 相机得到的数字图像进行去噪、增强、复原、分割、提取特征等操作的方法和技术^[14-17]. 常见的数字图像包括二值图像、索引图像、灰度图像和 RGB 图像等, 不同数字图像在计算机中的数组存储方式不同. 本文中主要是二值图像和 RGB 图像, 下面对这两种数字图像的存储格式进行简单说明. 二值图像数组仅由 0 和 1 构成, 其中 0 为黑色, 1 为白色, 像素值只能取 0 和 1, 故二值图像也被认为是黑白图像, 可用于反映目标的轮廓或有显著区分度的特征信息, 所含的目标信息量较少, 对计算机的处理性能需求很低. RGB 图像为真彩色图像, 在计算机中以 3 个 $M \times N$ 的二维矩阵来分别表示不同位置处各像素的 R (红)、G (绿)、B (蓝) 颜色分量, 像素呈现的最终颜色由存储在相应位置的颜色分量的组合来确定. 只要清楚不同数字图像在计算机内的存储格式, 就可以实现对数字图像的运算、变换、增强、分割和编码压缩等操作, 达到图像处理的目的. 由于 Matlab 系统提供了面对科学计算、可视化及交互式程序设计的高科

技计算环境, 因而也被选为本文的计算平台.

另外, 本文还涉及到旋涡边界的提取、图像滤波、旋涡中心点计算和颜色阈值的确定等一系列技术, 下文依次给予介绍. 对于旋涡边界的提取, 本文采用 Matlab 软件中的 edge 函数获取旋涡轮廓特征. edge 函数以二值图像和灰度图像作为输入值, 并返回同样尺度大小的二值图像作为处理后的边界信息图像. 如果待处理图像为 RGB 图像, 通常先将其转换为灰度图像, 以此灰度图像作为 edge 函数的输入值. 它包括 Sobel、Prewitt、Roberts、Laplacian、Zero-cross 和 Canny 等 6 种不同的边界判定算子, 本文选用 Canny 算子进行边缘检测, 它是一种寻求图像梯度局部最大值的算子, 而图像梯度的计算来自于高斯滤波的微商. 对于图像滤波, 本文采用是 Matlab 软件中的 medfilt2 中值滤波函数, 可以有效地降低图像边界的模糊程度, 较好的保留图像的边缘细节信息, 与均值滤波相比, 总体上可以较好的保留原图像中的阶跃部分, 相当于局部均值滤波. 由于数字图像在计算机中以数组的形式储存, 因而可以设置算法对数组值进行检索排查, 从而实现求解旋涡中心点的目的. 假设待求解的旋涡为 Oseen 涡^[18], 编写程序代码, 将旋涡覆盖的有效区域进行数组提取, 并对提取后的数组按维度进行循环检索, 统计各维度下不同检索尺度所含有有效像素点数, 借助 Matlab 软件中的 find 函数设定判断条件, 以给出旋涡中心点的大致位置. 由于程序求解需要以 Oseen 涡为假设前提, 故本文的旋涡中心点确定方法只适用于无界单涡黏性扩散过程. 颜色阈值的确定是处理彩色图像中的重要环节, 是划分不同颜色的门槛, 设置合理可以有效的对多色图像进行色彩更换和色彩提取 (获得其中一种或多种目标颜色). 本文确定的方法是根据经验首先给定一初始值 K , 以该值作为阈值进行彩色图像的目标色提取, 将提取结果与原始目标色的分布区域进行比对, 调整 $K = K + \Delta k$ (Δk 为 2% ~ 4% 倍的初始 K 值), 重复上述操作, 直至两者的分布区域已显著一致为止.

图 4 给出一组效果对比图, 其中图 4(a) 为相机拍摄的某时刻旋涡运动照片, 图 4(b) 是转为二值图像并提取边界后的效果图, 图 4(c) 给出设置颜色阈值后进行目标色提取所生成的 RGB 图像的效果图. 图 4(b) 与图 4(a) 比较, 可以看到本文能很好地实现对旋涡边界信息特征的提取, 能准确捕捉到涡核周围离散涡量的边界结构; 图 4(c) 与图 4(a) 比较可知, 本文具备确定合理颜色阈值和提取目标色彩的能力, 生成的 RGB 真彩色图像颜色区域分布与图 4(a) 对应良好.

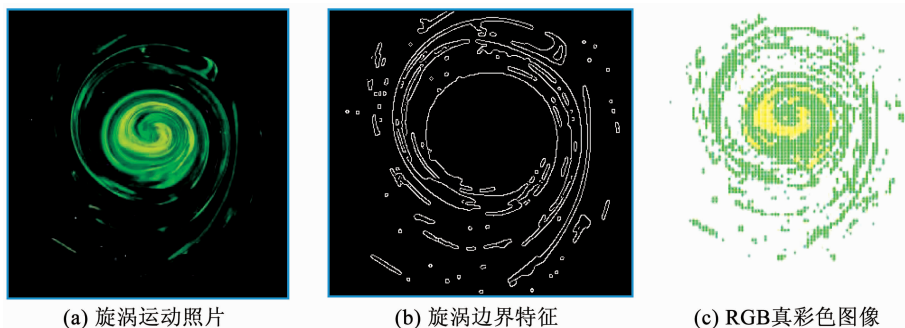


图 4 拉格朗日剖面法对旋涡运动照片的处理结果

Fig. 4 Application of Lagrangian section method in a vortex motion picture

2 拉格朗日剖面法的应用

本文将对拉格朗日剖面法在不同实验工况(包括单涡无地效实验、等强度同向双涡无地效实验和等强度同向双涡有地效实验)中的应用给予介绍,以说明它的适用性,按照应用的类别划分,可以分为单涡实验的应用与多涡实验的应用两类。

2.1 单涡实验中的应用

单涡无地效实验,即采用单个涡发生器,在拖车的带动下,在静止水槽中产生自由集中涡的过程,水槽底部不添加模拟地面效应的平板. 图 5 给出相机

拍摄的一组激光片光照射面处的单涡运动照片,其中,初始时刻定义为 NACA0012 矩形翼段与激光照亮的测量截面刚发生接触时(下同). 可以看到,荧光液越靠近涡心分布越集中,导致照片亮度也越高,远离则相反;随着时间的进行,涡心处亮度高的区域面积在逐渐减小. 照片中反映出的信息表明旋涡的半径随时间在逐渐增大;涡核的能量通过扩散作用不断被输送到外围流场区域,并被消耗掉的过程(流体的黏性作用),这与 Oseen 涡的黏性扩散过程十分符合.

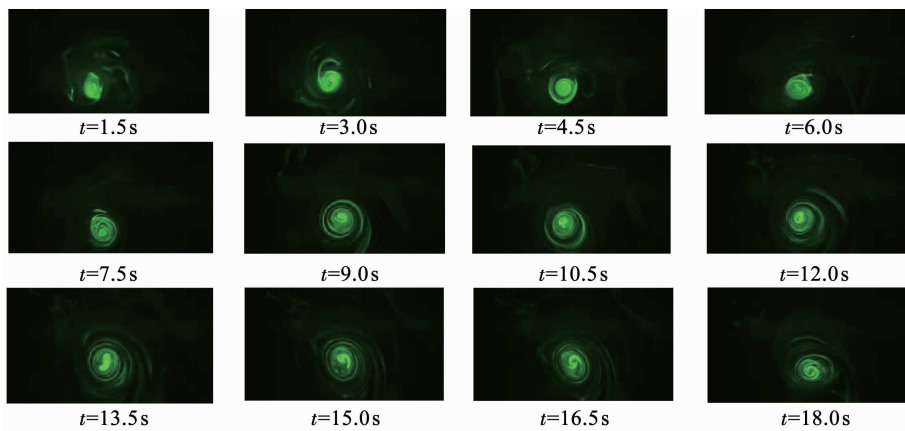


图 5 单涡无地效实验不同时刻的流显实验

Fig. 5 Flow visualization photos of a single vortex without ground proximity

选取某 $1/2$ 个旋转周期(由左上到右下)内的部分照片,提取边界结构,并按相对位置罗列在空间中,如图 6(a)所示. 本文可以明显地观察到旋涡呈逆时针旋转,在旋转的过程中不断有小尺度的涡量从涡核往外甩出,但在 $1/2$ 个旋转周期内,涡核半径增长不明显. 图 6(b)给出单涡边界轮廓在图 5 时间段内(从 $1.5 \sim 18.0$ s)的空间演变过程,可以看到,拖曳产生的旋涡在空间尺度上形成管状结构,涡半径由于黏性作用随时间在逐渐增大,中心涡量比较强的涡核区域由于旋涡的旋转和流场扰动的作用而围绕图中的红色轴线 $m-n$ ($Y = 180$ mm, $Z = 215$ mm)绕转,但整体偏移量不大.

利用本文编写的旋涡中心点计算程序,对该工况下涡心位置的空间分布规律进行刻画、分析,如图 7 所示. 其中图 7(a)为某时刻旋涡的数字图像与该方法计算得到的旋涡中心点(红色圆圈点)的位置关系对比图,可以看到,计算得到的旋涡中心点已十分接近旋涡的真实中心位置,说明将此实验中的单涡黏性发展过程近似为 Oseen 涡的黏性扩散过程是合理的. 图 7(b)给出一段时间内旋涡涡心在流向截面上的投影(图中的黑色点),其中红色虚线为涡核半径的大概位置,可以发现,涡心位置的变化区域面积占流动计算截面(400 mm $\times$ 400 mm)的 5% 左右. 以图 7(a)为例,涡核半径的确定方法为数字图

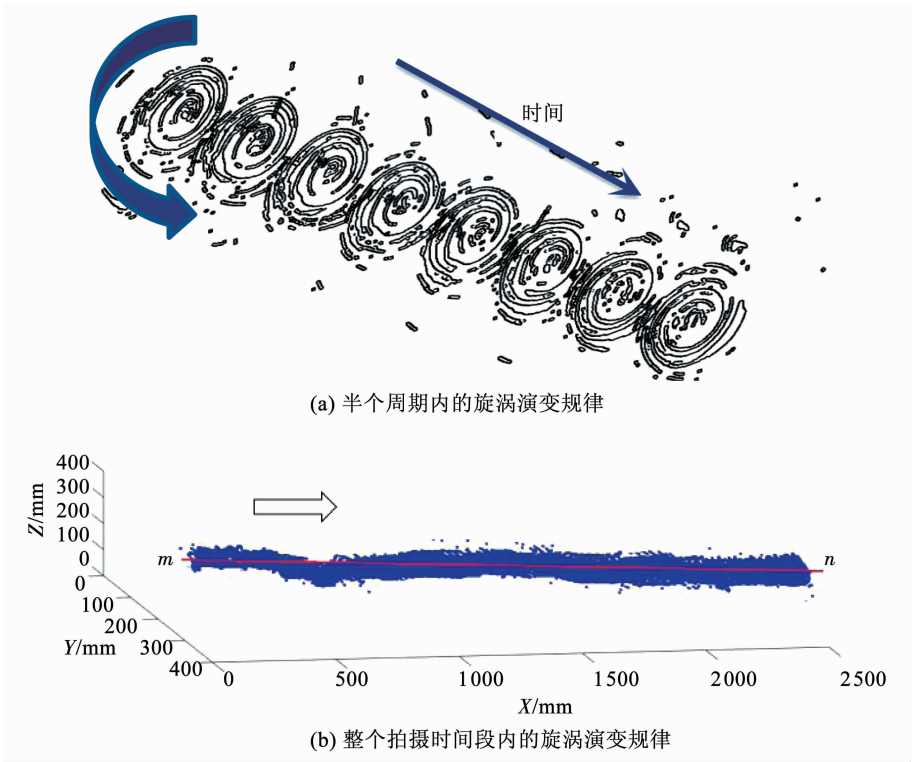


图 6 拉格朗日剖面法对单涡空间演变结构的刻画

Fig. 6 Spatial structure description of a single vortex with Lagrangian section method

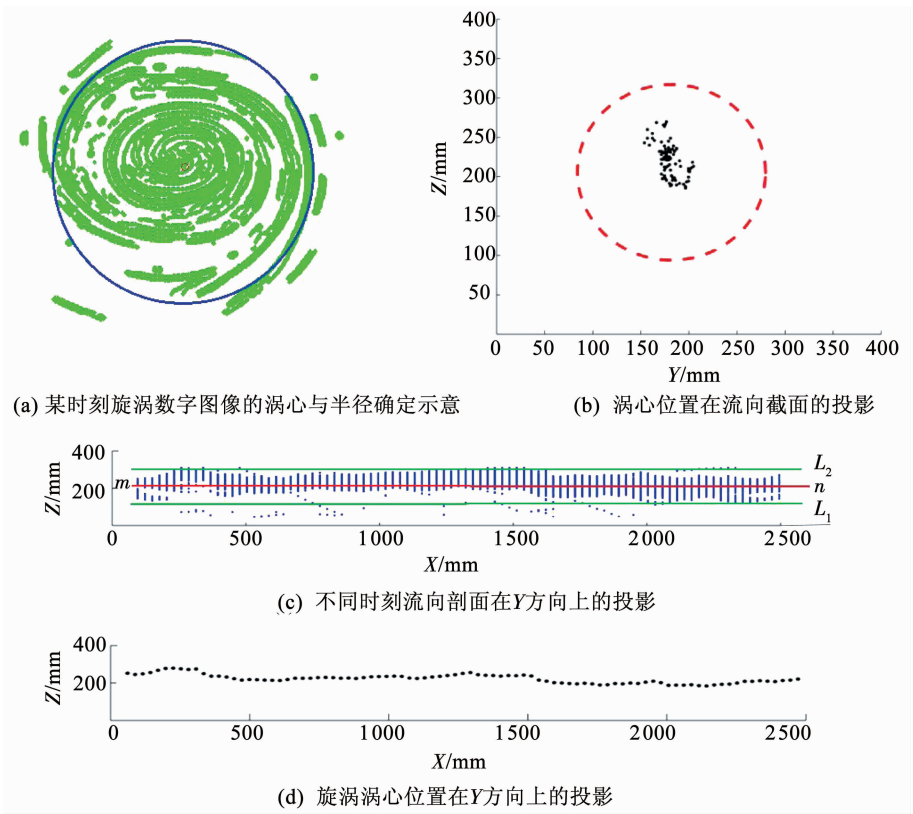


图 7 单涡实验中涡心位置的分布规律

Fig. 7 Distribution of vortex center in the single vortex experiment

像中周向有涡量区域占全部圆周边界的 50% 以上, 对应的最大半径值即为该时刻的涡核半径近似值, 即蓝色圆圈所确定的范围。

图 7(c) 给出 90 个流向剖面在 Y 方向上的投影, 其中的绿色线 L_1 ($Z = 95 \text{ mm}$) 与 L_2 ($Z = 320 \text{ mm}$) 界定了旋涡半径的分布规律, 这与图 7(b)

中红色虚线界定的上下范围一致. 利用旋涡中心点计算程序对这 90 个剖面进行涡心坐标求解, 得出图 7(d) 所示的涡心空间位置分布曲线. 可以看到, 涡心的 Z 坐标基本维持在 205 ~ 220 mm 之间, 这与 $m-n$ 轴的 Z 坐标 215 mm 已十分接近, 最大偏移相对误差不超过 5%; 在初始阶段, 涡心位置有较明显的波动现象, 这是由于在涡发生器造涡过程中受尾迹作用的影响, 刚刚生成的自由集中涡具有较强的不稳定性特征; 随着时间的继续进行, 不稳定性能量逐渐损耗, 旋涡的小幅振荡现象减弱, 旋涡中心逐渐趋于稳定.

2.2 多涡实验中的应用

多涡实验包括等强度同向双涡无地效实验与等

强度同向双涡有地效实验两种, 本文将给出拉格朗日剖面法在这两种工况中的适用性介绍.

2.2.1 等强同向双涡无地效实验中的应用

等强同向双涡无地效实验, 即采用一对机翼, 在它们靠近翼尖附近涂有不同的荧光液(罗丹明 B 和荧光素钠), 保持相同迎角, 在拖车的带动下, 在静止水槽中产生旋涡的过程, 其中, 水槽底部不添加模拟地面效应的平板. 图 8 给出实验中拍摄到的一组旋涡平面运动照片, 可以看到, 同向旋转的双涡在随着时间演变的过程中相互绕转并最终完全融合为一个旋涡, 且融合后的旋涡尺寸比之前单一旋涡的尺寸都要大一些.

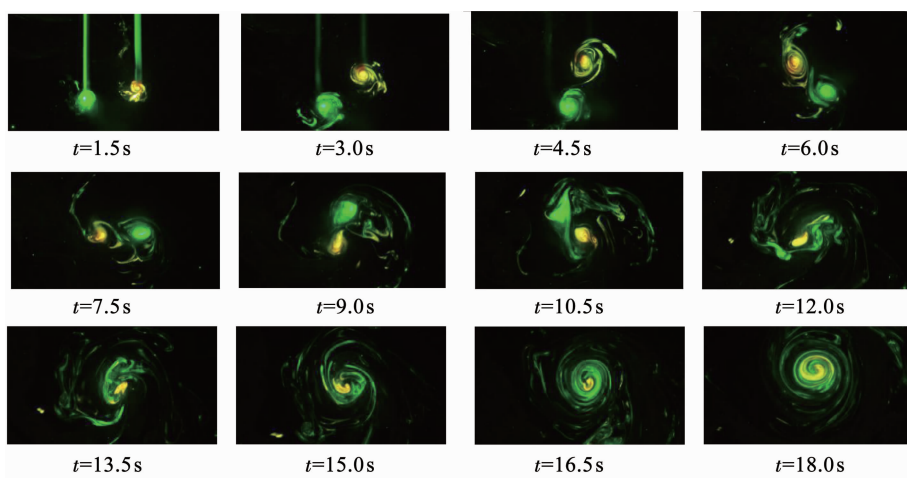
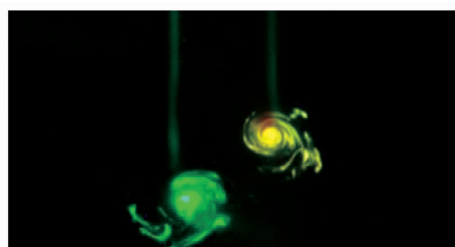
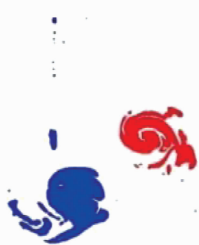


图 8 等强同向双涡无地效实验不同阶段的流显实验

Fig. 8 Flow visualization photos of a co-rotating vortex pair without ground proximity



(a) 某时刻下涡对运动照片



(b) 提取到的RGB数字图像

图 9 某时刻的流显实验图与旋涡提取生成的数字图像比较
Fig. 9 Comparison between a flow visualization photo and its corresponding digital image at one moment

对于本实验, 利用双涡与图片背景色的颜色差异, 通过设置颜色阈值, 可以将双涡从背景色中提取

出来, 再对提取后的旋涡进行色彩变换以达到最佳区分效果, 如图 9 所示. 本文可以看到, 生成的 RGB 数字图像中双涡的轮廓特征捕捉良好; 色彩对比增强使得双涡区分更明显; 再结合图 4(a) 与图 4(c) 的比较(融合后的阶段), 说明了该方法能有效的用于双涡融合过程的处理与分析.

根据目前的研究结果, 影响旋涡融合的因素包括初始涡间距、初始旋涡半径、雷诺数和旋涡的涡量分布等. 而实际流动中, 由于受到流体黏性的影响, 旋涡在发展的过程中半径会逐渐增大, 从而往往导致融合过程的发生^[19]. 等强度同向旋涡融合的过程往往可以分为 3 个阶段^[8]: 第 1 扩散阶段、对流融合阶段和第 2 扩散阶段, 分别与图 10(a)、(b)、(c) 对应. 图 10(a) 可以看到, 同向旋转的旋涡相互绕转, 两涡涡心间距基本不变, 由于黏性扩散作用使得双涡的涡半径在不断增大; 双涡在黏性扩散的过程中逐渐产生变形, 并形成反对称形状^[20], 反对称变形后的旋涡会呈现反对称涡量分布, 从而诱导涡对的相互靠近^[21], 如图 10(b) 所示; 图 10(c) 可以看

出,融合后的旋涡只有一个涡管,涡轴近似的平直,融合后的涡管截面半径大于融合前的双涡半径,涡管壁上红蓝两种颜色的交错分布在一定程度上说明了

双涡的初始强度十分接近. 图 11 给出整个融合过程中双涡的空间演变规律,直观的体现了拉格朗日剖面法在刻画旋涡融合过程中的价值.

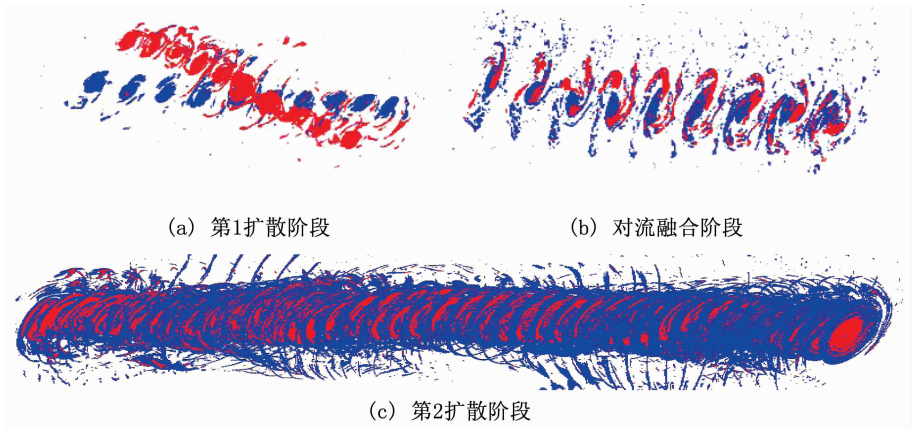


图 10 剖面法对融合过程的不同阶段给予刻画

Fig. 10 Depiction of different stages of a merging process by Lagrangian section method

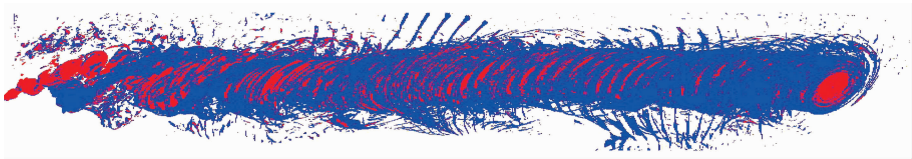


图 11 整个融合过程中双涡的空间结构演变规律

Fig. 11 A total merging process description of the co-rotating vortex pair without ground proximity

2.2.2 等强同向双涡有地效实验中的应用

等强同向双涡有地效实验,即在等强同向双涡无地效实验的基础上,添加模拟地面效应的平板来研究地面对涡对融合的影响,其他实验细节与等强同向双涡无地效实验中的应用一致.

图 12 给出等强同向双涡有地效实验下相机拍摄的一组旋涡运动照片. 从图中可以看出,当涡对距离壁面很近时,将对壁面处产生强剪切作用,从而诱导二次涡的产生,进而影响主涡对的融合过程^[22]. 从图 12 中可以看到二次涡引起主涡对的抬升和横向侧滑^[23-24]. 图 13 给出两个不同时刻拍摄到的旋

涡运动照片与 RGB 图像的对比. 可以看到,RGB 图像能准确地刻画主涡对的形态结构;红蓝两种颜色可以清晰的区分开演变过程中的主涡对与地面二次涡. 图 14 给出二次涡与主涡的相互影响过程,可以看到,在主涡对的诱导下,二次涡量逐渐离开地面向上方发展,开始与主涡对并未直接接触,仅通过诱导作用影响主涡对的融合. 因为受到黏性扩散作用的影响,二次涡量与主涡对逐渐接触并最终卷绕到主涡对的周围. 利用主涡对与二次涡量在照片中的颜色差异,可以将二次涡量单独提取出来,以进一步研究它的空间发展规律. 图 15 给出二次涡自身在空间

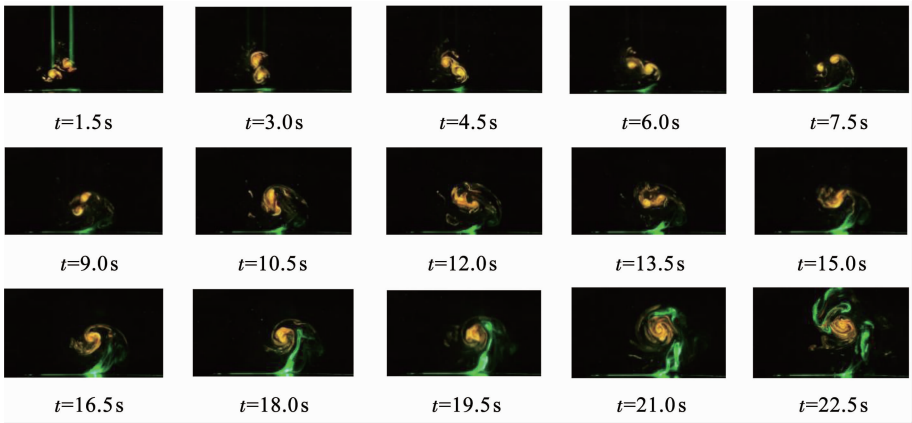


图 12 等强同向双涡有地效实验不同阶段的流显实验

Fig. 12 Flow visualization photos of a co-rotating vortex pair with ground proximity



图 13 流显实验图与旋涡提取生成的数字图像比较

Fig. 13 Comparison between flow visualization photos and their corresponding digital images

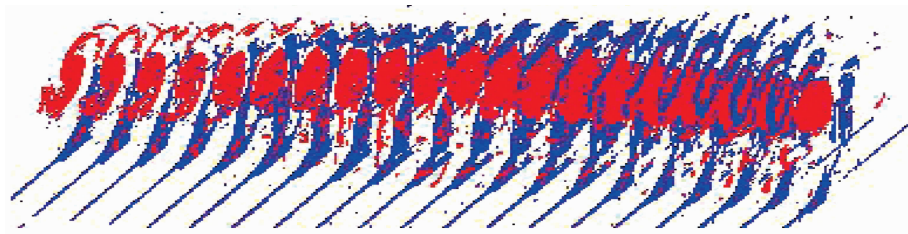


图 14 主涡对与二次涡的相互诱导过程

Fig. 14 Mutual induction process of the co-rotating vortex pair and a secondary vortex

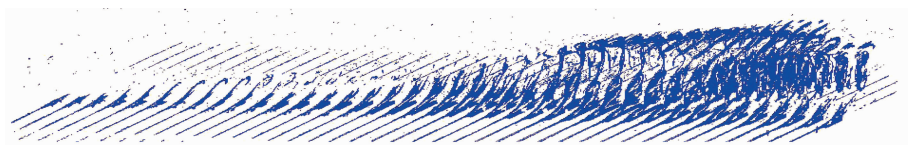


图 15 二次涡结构在空间尺度上的演变发展

Fig. 15 Spatial evolution process of the secondary vortex structure

上的结构演变发展,可以发现,随着时间的继续进行,离开壁面的二次涡量不断增加并在空间绕转,继而逐步发展为管状结构,这是由于二次涡量受主涡对诱导造成的.由图 14 可以看到,二次涡量大部围绕在主涡对的外围,并没有借助自己的涡量形成涡核区.

3 结 论

1) 常规获取尾涡结构的方法为染色液法、PIV 技术和数值模拟,它们都具有一定的局限性:染色液法仅限于肉眼观察,通过拍摄只能获得演变过程的平面图像,无法将它的空间结构直观立体的刻画出来;PIV 技术图像噪点多且设备成本高;数值模拟的方法对计算机性能要求很高,且数值计算的结果并非实验结果.为此,本文提出了一种描述飞机尾涡演变的新方法:拉格朗日剖面法,它以拉格朗日流场描述理论为基础,将 CCD 相机拍摄到的时间序列下的旋涡运动照片视为涡系空间结构的不同剖面,借助 Matlab 软件的图像处理技术进行颜色提取,图像分割,边界识别与中心点计算,按照拖车速度与拍摄间隔计算各图像的空间相对位置并罗列(伽利略时空变换),将二维平面图像转换到三维立体空间中,从而描绘出旋涡在空间尺度中的结构演变发展.通过单涡无地效实验、等强同向双涡无地效实验和等强同向双涡有地效实验 3 种工况中的应用可以看到,本方法能有效的区分与提取多涡实验中的目标涡分布,剥离出近壁面效应下二次涡量自身的空间

演变结构,较清晰的刻画主涡或主涡对的三维演变形态,且刻画范围长,对计算机性能要求低、成本低廉,能较好地弥补现有方法的一些不足,具有新颖性强、性价比高的特点.

2) 由于拉格朗日剖面法是以 CCD 相机拍摄的旋涡运动照片为基础,因此影响拍摄质量的因素也将影响到本方法的精度,如相机镜头焦距、环境光线强度和染色液浓度等.使用长焦距镜头可以增大旋涡在成像介质上的成像尺寸,提高拍摄的清晰度;最大限度的降低实验过程中的外部光线强度,可以保证 CCD 相机拍摄的激光照亮处的截面更清晰;增加染色液浓度也可以增强实验照片中的旋涡区分度,通过上述措施可以达到改善本方法精度的目的.本文通过计算旋涡图像在空间中的相对位置来罗列图像,进而刻画涡管结构,相邻图像之间是存在间隔的,间隔距离的大小取决于相机拍摄间隔和拖车速度,无法做到空间上的连续描绘.解决方法是在实验条件允许的范围内调小拍摄间隔和拖车速度,以获得最小的图像间隔距离.需要说明的是,间隔距离的存在并不能认为是本方法的一个不足,基于有限差分思想,如果间隔距离足够短,数字图像足够密集,理论上本文可以采用相邻数字图像像素坐标有限差值的方法来刻画真实连续的涡系结构.

3) 另外,本文给出的多涡实验工况主要为同向涡对,对应于大型飞机单侧机翼的翼尖涡、襟翼涡等的尾流融合情形,拉格朗日剖面法可以良好地刻画同向尾涡的融合演变过程.对于由飞机两侧机翼形

成的对转尾流涡对,道理一致,本文依旧可以应用本方法(设定颜色阈值、提取目标涡分布、计算空间相对位置)来描绘对转尾涡的空间结构演变情况.因此,本文可以归为刻画飞机尾流空间结构演变的一般性方法.考虑到它较常规方法的显著优势,本文认为,它将帮助人们在深入认识飞机尾流空间演变结构,分析尾流三维不稳定性发展,理解尾流近地面效应等方面发挥一定的作用.

参考文献

[1] BREITSAMTER C. Wake vortex characteristics of transport aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(2): 89. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.09.002

[2] GERZ T, HOLZAPFEL F, DARRACQ D. Commercial aircraft wake vortices[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(3): 181. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00004-0

[3] VEILLETTE P R. Data show that US wake-turbulence accidents are most frequent at low altitude and during approach and landing[J]. Flight Safety Digest, 2002, 21(3/4): 1

[4] HALLOCK J N, BURNHAM D C. Decay characteristics of wake vortices from jet transport aircraft [C]//Proceedings of the 35th Aerospace Sciences. Reno, NV: AIAA, 1997. DOI: 10.2514/6.1997-60

[5] HARRIS M, YOUNG R I, KÖPP F, et al. Wake vortex detection and monitoring [J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(5): 325. DOI: 10.1016/S1270-9638(02)01171-9

[6] MEUNIER P, DIZÉS S L, LEWEKE T. Physics of vortex merging Aspects physiques de la fusion de tourbillons[J]. Comptes Rendus Physique, 2005, 6(4/5): 431. DOI: 10.1016/j.crhy.2005.06.003

[7] JACQUIN L, FABRE D, GEFFROY P, et al. The properties of a transport aircraft wake in the extended near field: an experimental study[C]//Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2001. DOI: 10.2514/6.2001-1038

[8] MEUNIER P, LEWEKE T. Three-dimensional instability during vortex merging[J]. Physics of Fluids, 2001, 13(10): 2747. DOI: 10.1063/1.1399033

[9] CERRETELLI C, WILLIAMSON C H K. The physical mechanism for vortex merging[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 475(1): 41. DOI: 10.1017/S0022112002002847

[10] BRANDT L K, NOMURA K. The physics of vortex merger: further insight[J]. Physics of Fluids, 2006, 18(5): p051701. DOI: 10.1063/1.2201474

[11] 陆果. 基础物理学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1997

LU Guo. Fundamental physics[M]. Beijing: Higher Education Press, 1997

[12] 王慧琴. 数字图像处理[M]. 北京: 北京邮电大学出版社, 2006

WANG Huiqin. Digital image processing [M]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications Press, 2006

[13] 高飞. MATLAB 图像处理 375 例[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2015

GAO Fei. 375 examples on MATLAB image processing [M]. Beijing: POSTS & TELECOM PRESS, 2015

[14] 张志涌, 杨祖樱. MATLAB R2010a 教程[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010

ZHANG Zhiyong, YANG Zuying. MATLAB R2010a Course[M]. Beijing: Beihang University Press, 2010

[15] 马平. 数字图像处理和压缩[M]. 北京: 电子工业出版社, 2007

MA Ping. Digital image processing and compressing[M]. Beijing: Publishing House of Electronics in Dustry, 2007

[16] 闫敬文. 数字图像处理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007

YAN Jingwen. Digital image processing [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007

[17] 杨丹, 赵海滨, 龙哲. MATLAB 图像处理实例详解[M]. 北京: 清华大学出版社, 2016

YANG Dan, ZHAOHaibin, LONG Zhe. Detailed explanation for MATLAB digital image processing [M]. Beijing: TSINGHUA UNIVERSITY PRESS, 2016

[18] 童秉纲, 尹协远, 朱克勤. 涡运动理论[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009

TONG Binggang, YIN Xieyuan, ZHU Keqin. Vortex motion theory [M]. Hefei: Press of USTC, 2009

[19] HUANG M J. The physical mechanism of symmetric vortex merger: a new viewpoint[J]. Physics of Fluids, 2005, 17(7): 074105. DOI:10.1063/1.1949647

[20] DIZÉS L E, LAPORTE F. Theoretical predictions for the elliptical instability in a two-vortex flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 471: 169. DOI:10.1017/S0022112002002185

[21] CERRETELLI C, WILLIAMSON C H K. The physical mechanism for vortex merging [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 475(1): 41. DOI: 10.1017/S0022112002002847

[22] HOLZÄPFEL F, STEEN M. Aircraft wake-vortex evolution in ground proximity: analysis and parameterization [J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 218. DOI:10.2514/1.23917

[23] PUEL F, VICTOR X D S. Interaction of wake vortices with the ground[J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(4): 239. DOI:10.1016/S1270-9638(00)001395

[24] WANG Yaping, LIU Peiqing, HU Tianxiang, et al. Investigation of co-rotating vortex merger in ground proximity [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 53: 116. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.017

(编辑 张 红)