

doi:10.3788/gzxb20134201.0054

基于激光雷达回波的飞机尾涡参量提取

徐世龙, 胡以华, 赵楠翔

(脉冲功率激光技术国家重点实验室; 电子制约技术安徽省重点实验室(电子工程学院), 合肥 230037)

摘 要: 为了实现对飞机尾涡的有效监测, 解决机场飞行安全与跑道容量受限的问题, 提出了一种基于激光雷达回波的飞机尾涡参量提取算法. 从尾涡的物理模型出发研究飞机尾涡的涡旋环量、径向速度分布等参量, 对尾涡结构进行描述. 依据尾涡参量的性质, 给出了参量提取算法的设计流程, 即对回波信号进行分解除噪等处理; 通过选取门限确定正负速度包络, 进而得到径向速度分布; 利用径向速度分布反演得到涡核半径、涡核位置及涡旋环量等尾涡参量. 最后以某型飞机的激光雷达探测实验数据为例进行了实例计算并与模型仿真结果进行对比, 验证了该算法的有效性.

关键词: 飞机尾涡; 激光雷达; 参量提取; 飞行安全; 跑道容量

中图分类号: V328.3

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2013)01-0054-5

Extrication of Wake Vortex Parameters Based on Lidar Echo

XU Shi-long, HU Yi-hua, ZHAO Nan-xiang

(State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology; Anhui Province Key Laboratory of Electronic Restriction(Electronic Engineering Institute), Hefei 230037, China)

Abstract: In order to realize the monitoring of the aircraft wake vortex effectively, solve the puzzles of flight safety and runway capacity limitation, an algorithm of wake vortex parameter extrication based on Lidar echo is proposed. The physical model of circulation and radial velocity distribution is studied, and the structure of wake vortex is described. Based on the features of the vortex parameters, the flowchart of parameter extrication is given, as echo signal processing for noise reduction, threshold selection for velocity envelopes to resolve the velocity distribution and parameter (core radius, core position, circulation) extrication. Moreover, the calculation example of extrication algorithm is carried by taking a certain type of aircraft for example which is compared with the model simulation. The experimental result verifies the effectiveness of the extrication algorithm.

Key words: Aircraft wake vortex; Laser detection and ranging (Lidar); Parameter extrication; Flight safety; Runway capacity

0 引言

由空气动力学原理, 飞机升力的产生伴随着飞机翼尖的两个强烈的涡旋流动场——飞机尾涡. 高转速的尾涡流动场对靠近尾涡飞机的飞行安全构成了威胁. 而且, 飞机越是靠近跑道, 交通密度就越大, 遭遇尾涡的可能也就越大. 据报道, 美国近 20 年来所发生的尾涡安全事故多达 130 起. 飞机尾涡已经

成为限制当今机场跑道吞吐量的一个重要因素^[1-4].

为了解决上述问题, 国内外许多团队开展了飞机尾涡实时探测的各项研究. 激光雷达以其波束窄、分辨率高等特点已经被公认为尾涡探测最有效的工具之一^[5]. Onera 在 2006 年首先发展了第一个 1.5 μm 光纤脉冲激光用于尾涡检测与描述, 类似的激光能量与信号处理技术的进步使得风场测量可以达到数公里外^[6]. 美国 Fibertek 公司于研制了一套

基金项目: 国家自然科学基金(No. 60672154)和安徽省自然科学基金(No. 10040606Q61)资助

第一作者: 徐世龙(1988—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为光电信息处理. Email: xushi1988@yeah.net

责任作者/导师(通讯作者): 胡以华(1962—), 男, 教授, 博士, 主要研究方向为光电信息处理. Email: skl_hyh@163.com

收稿日期: 2012-07-16; 录用日期: 2012-10-11

1.55 μm 全光纤脉冲相干激光雷达系统,其在探测器灵敏度约为 2fw ($\text{SNR} = 6$) 时其作用距离在 2.5 km,具有有机载航空安全应用的潜力^[7].

使用激光雷达进行尾涡探测不仅需要发现尾涡,更需要进一步得到尾涡的特征参量,以便对于航空管理提供数据支持.为了有效利用激光雷达的回波数据,得到探测区域的尾涡参量,本文从尾涡参量的物理模型出发,设计了一种基于激光雷达回波的飞机尾涡参量提取算法,并通过实验验证了该算法的有效性.

1 飞机尾涡参量的物理模型

1.1 涡旋环量与涡核距离

飞机尾涡是两个旋向相反的气流涡旋场,一般使用涡旋环量 $\Gamma(r, t)$ 表示尾涡的强度.涡旋环量被定义为涡旋场中的速度值在某一个闭合回路上的线积分.在物理意义上它表征了涡旋的强度大小.它常常被用作一个计算机翼或其他物体上作用力的中间变量.典型的涡旋环量分布应当在涡旋中心为零,逐渐达到最大值并随半径增长保持为一个常量记为 $\Gamma_v(t)$.在尾涡刚刚卷起没有进行扩散衰减时,初始涡旋环量取决于飞行中飞机的重量、速度、翼展等参量,可以表示为

$$\Gamma_{v0} = \frac{Mg}{\rho s_0 b V} = \frac{Mg}{\rho b_0 V} \quad (1)$$

式中: Mg 表示飞机飞行所需要的升力,即飞机重量, ρ 为当地空气密度, V 为飞机飞行速度, b 为飞机翼展, s_0 为载荷因子, $b_0 = s_0 b$ 为涡核距离.对于椭圆型机翼的飞机而言 $s_0 = \pi/4$,所以得到在刚卷起的两个尾涡的距离 b_0

$$b_0 = s_0 b = \frac{\pi}{4} b \quad (2)$$

1.2 切向速度与涡核半径

使用在极坐标系表示的由空气涡旋速度分布,一般情况下使用切向速度来表示这个涡旋结构的特征.典型的涡旋切向速度分布应当在其中心处与无穷远处具有速度零点.常用的切向速度模型有:Rankine 速度模型、Lamb-Oseen 模型、Burnham-Hallock 模型、Winckelmans 模型、Jacquin VM2 模型和双高斯模型.其中常用的经典尾涡模型为由 Burnham 与 Hallock 从波音 707 和 DC8 型飞机的实验数据中获得的切向速度模型,其具有简洁的表达式,并最为接近实际情况^[8-9].

若以单个尾涡为例^[10],距离尾涡涡核中心 r 处的切向速度 $V(r, t)$ 为

$$V(r, t) = \frac{\Gamma_v(t)}{2\pi r} \frac{r^2}{r^2 + r_c^2} \quad (3)$$

r_c 为涡核半径,通常定义为切向速度值达到最大值的位置.值得注意的是,涡核半径只能在尾涡进入成熟阶段时才具有意义.当条件满足 $r = r_c, t = 0$ 时,刚卷成尾涡的切向速度将会达到最大值.

$$V_{\max} = V(r_c, 0) = \frac{\Gamma_{v0}}{4\pi r_c} \quad (4)$$

2 基于激光雷达回波的尾涡参量提取算法

激光雷达发射脉冲激光光束对于机场的特定空域进行扫描,并通过望远镜接收大气分子或气溶胶粒子的后向散射信号.通过对激光雷达回波信号处理,解算处探测区域的风场径向速度的分布情况,最终提取其中尾涡的参量信息.据此设计出基于激光雷达回波的尾涡参量提取算法流程图如图 1 所示.

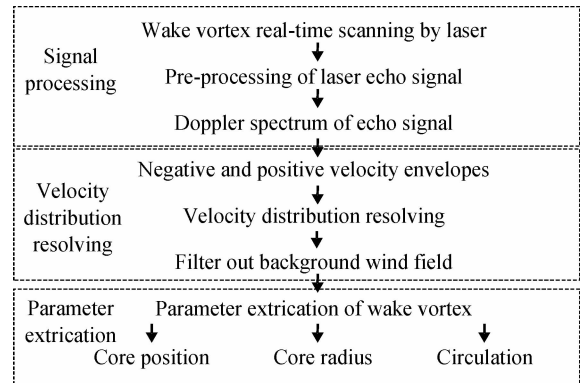


图 1 基于激光雷达回波的尾涡参量提取算法流程图
Fig. 1 Flow chart of wake vortex parameter extraction method based on Lidar echo

2.1 激光雷达回波信号处理

激光雷达的回波信号中不仅包含了所需要的气溶胶后向散射信号,还混杂着背景光等噪音.同时在激光的传输与探测过程中也会产生噪音.为了消除这些噪音的影响,提高信噪比,首先需要对回波信号进行预处理.本文采用经验模式分解法(EMD),它是一种新的用于分析非线性和非平稳信号的处理方法,可以有效地提取一个数据序列的趋势,去掉列中的高频噪音^[11].

由于速度信息体现在频率域中,所以在每一个距离单元内对回波信号做傅里叶变换,速度分辨率与距离单元内的采样点数成正比,为了提高固定采样频率下的速度分辨率,在进行傅里叶变换过程中,采用插值法在 M 个采样点中插入 $3M$ 个零点,使速度分辨率提高四倍.通过这一过程,得到较高速度分辨率的空间各单元多普勒谱.

2.2 速度分布解算

从各个单元的多普勒谱中,可以得到空距离分辨单元的速度信息.在多普勒谱中选取一个门限,找

到这个门限与谱线的分别在峰值两侧最近处的两个交点如图2所示的 V_+ 与 V_- ^[12].各个距离单元中的 V_+ 与 V_- 就形成了表示风场中的速度大小的速度正包络与副包络.由于选取了最靠近峰值的两个点,所以一些噪音的影响被有效地消除掉.选取适当的门限,所得到的正包络线代表的就是探测区域中各探测单元径向速度分布的最大值,而负包络则代表最小值.在靠近涡核的地方,这个径向速度就是尾涡所诱导的切向速度与周围背景风场速度的叠加.

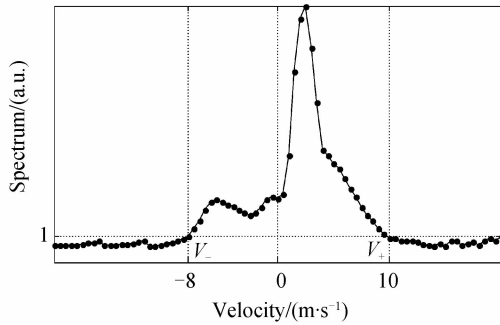


图2 速度包络中的正负速度值的选取

Fig. 2 The positive and negative velocity selection of the velocity envelopes

配合以扫描装置提供的角度信息和回波时间所得到的距离信息,可以得到以 $W(V, R, \theta)$ 表示的空间径向速度分布情况.其中 (R, θ) 表示以激光雷达为原点的极坐标系中空间某点的位置, V 表示由正负速度包络得到的平均速度.

在有尾涡诱导作用的风场区,径向速度是背景风场与尾涡诱导的切向速度的叠加.为了去除背景风的影响,选取尾涡前后各一个速度包络做平均,所得到的速度包络作为此次探测的背景风速,在上述空间径向速度分布中减去此速度,得到更接近实际尾涡诱导的速度的空间径向速度分布.如图3所示探测区域中,尾涡位于 $(187, 1028)$ 附近,在其前后选取速度包络 V_A, V_B ,则认为尾涡处的背景风速表示为 $(V_A + V_B)/2$.

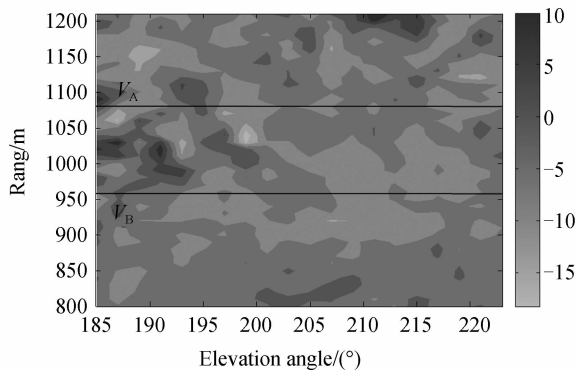


图3 存在尾涡时背景风速的确定

Fig. 3 The determination of the background wind velocity with the presence of wake vortex

2.3 尾涡参量反演

激光雷达回波经过上述处理,已经解算出了正负速度包络的曲线,得到了滤除大气背景风场的空间径向速度分布.通过对速度信息的进一步处理则可以提取出尾涡的涡核位置、涡核半径、涡旋环量等参量信息.如图4给出了在平面位置显示(Plan-Position Indicator, PPI)扫描方式下激光雷达探测尾涡的坐标图,激光雷达位于 O 点.

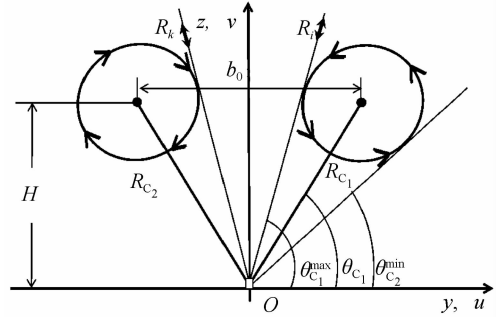


图4 激光雷达尾涡探测坐标图

Fig. 4 Plot of wake vortex detection by lidar

2.3.1 涡核位置

以右边涡旋为例在其正包络曲线 $V_+(R, \theta)$ 上寻找到最大速度值点的位置坐标 $(R_{C_1}^{\max}, \theta_{C_1}^{\max})$ 和负包络曲线上最小速度值点位置坐标 $(R_{C_1}^{\min}, \theta_{C_1}^{\min})$,将两坐标点连线的中点坐标作为左右涡核中心的位置坐标估计值 (R_{C_1}, θ_{C_1}) ,表达式为

$$R_{C_1} = \frac{R_{C_1}^{\max} + R_{C_1}^{\min}}{2}, \theta_{C_1} = \frac{\theta_{C_1}^{\max} + \theta_{C_1}^{\min}}{2} \quad (5)$$

2.3.2 涡核半径

在找到涡核位置的情况下,由正负包络中找到的速度最大与最小点位置可以推导出右边涡旋的涡核半径 r_{C_1} 表达式为

$$r_{C_1} = R_{C_1} \sin\left(\frac{\theta_{C_1}^{\min} - \theta_{C_1}^{\max}}{2}\right) \quad (6)$$

2.3.3 涡旋环量

尾涡的涡旋环量与涡旋场的速度分布密切相关.目前国外许多研究者采用最大似然估计法来实现该参量的估计^[10,13],Friedrich等人推导了距离高度显示器(Range Height Indicator, RHI)扫描方式下的涡旋环量表达式^[12,14].本文借鉴文献其方法在PPI扫描方式下,选取固定的角度 $\theta_1 = \theta_{C_1}^{\max}, \theta_2 = \theta_{C_1}^{\min}$,分别以距离作为变量取 $R_i, R_k (i = i_0, i_0 + 1, \dots, i_0 + n - 1, j = j_0, j_0 + 1, \dots, j_0 + m - 1)$ 使用求和平均的方法,由雷达探测径向速度与涡旋环量的关系可以推导出PPI扫描方式下涡旋环量的表达式为

$$\Gamma_1 = \frac{1}{nm} \sum_i \sum_k [V_1(R_i, \theta_1) N_2(R_k, \theta_2) -$$

$$V_2(R_k, \theta_2)M_2(R_i, \theta_1)]/[M_1(R_i, \theta_1)N_2(R_k, \theta_2) - N_1(R_k, \theta_2)M_2(R_i, \theta_1)] \quad (7)$$

$$\Gamma_2 = \frac{1}{nm} \sum_i \sum_k [V_1(R_i, \theta_1)N_1(R_k, \theta_2) - V_2(R_k, \theta_2)M_1(R_i, \theta_1)]/[M_1(R_i, \theta_1)N_2(R_k, \theta_2) - N_1(R_k, \theta_2)M_2(R_i, \theta_1)] \quad (8)$$

式中

$$M_1(R_i, \theta_1) = [R_{C_1} \sin(\theta_{C_1} - \theta_1)] / \{2\pi[(R_i \cos \theta_{C_1} - b_0/2)^2 + (R_i \sin \theta_{C_1} - H)^2]\} \quad (9)$$

$$M_2(R_i, \theta_1) = [R_{C_1} \sin(\theta_{C_1} + \theta_1)] / \{2\pi[(R_i \cos \theta_{C_1} + b_0/2)^2 + (R_i \sin \theta_{C_1} - H)^2]\} \quad (10)$$

$$N_1(R_k, \theta_2) = [R_{C_2} \sin(\theta_{C_2} - \theta_2)] / \{2\pi[(R_k \cos \theta_2 - b_0/2)^2 + (R_k \sin \theta_2 - H)^2]\} \quad (11)$$

$$N_2(R_k, \theta_2) = [R_{C_2} \sin(\theta_{C_2} + \theta_2)] / \{2\pi[(R_k \cos \theta_2 + b_0/2)^2 + (R_k \sin \theta_2 - H)^2]\} \quad (12)$$

3 算法计算实例

本文选用一种基于碘分子滤波器的非相干测风激光雷达开展了飞机尾涡的探测实验. 激光雷达放置在飞机起飞后飞行航线的正下方, 离机场不远, 可以观察飞机的飞行方向, 便于调整激光雷达扫描的范围. 具体雷达扫描参量如表 1 所示.

表 1 尾涡探测激光雷达扫描参量

Table 1 Scanning parameters of wake vortex detect lidar

Parameter	Unit	Value
Scanning mode	Scanning mode	PPI
Scanning velocity	$V/(\circ \cdot s^{-1})$	3
Scanning cycle	T/s	20
Elevation angle	$\alpha/(\circ)$	35
Azimuth angle	$[\theta_{\min}, \theta_{\max}]/(\circ)$	[60, 120]
Radial range	$[R_{\min}, R_{\max}]/m$	[300, 800]

根据本文所提出的算法, 经过对回波信号的处理和径向速度分布的解算, 得到的风场径向速度分布如图 5. 可以明显看到在距离 650 m, 方位 90° 附近有两个飞机尾涡的存在. 由上述参量提取方法提取

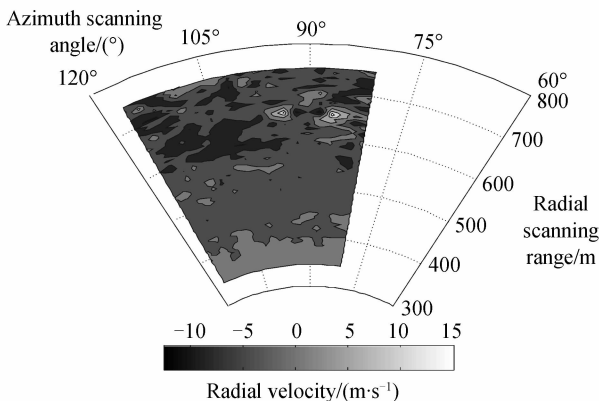


图 5 尾涡诱导下的径向速度分布图

Fig. 5 Plot of wake vortex detection by lidar

出的尾涡参量与使用第二节所述的模型仿真结果进行比较, 具体参量如表 2.

表 2 尾涡参量提取实验结果与仿真结果比较
Table 2 Wake vortex parameter comparison between experiment and simulation result

Parameter	Unit	Simulation results	Experimental results
Core position	$[R_{C_1} (m), \theta_{C_1} (\circ)]$	Aircraft	[657, 87]
	$[R_{C_2} (m), \theta_{C_2} (\circ)]$	position	[660, 93]
Core radius	r_c/m	5.42	5.73
Circulation	$\Gamma_1/(m^2 \cdot s^{-1})$	528	544
	$\Gamma_2/(m^2 \cdot s^{-1})$	528	538

从比较的结果可以看出, 算法提取得到结果与仿真结果基本相符, 可以说明文中所提出的算法的有效性. 同时雷达数据所提取的涡核半径和涡旋环量较之模型仿真的结果略大一些, 是因为雷达探测时, 尾涡已经不是初始状态而已经开始扩散, 导致其涡核向外扩张, 环量相应增大.

4 结论

本文提出的基于激光雷达回波的飞机尾涡参量提取算法利用激光雷达的回波信息, 克服了各种噪音与背景风场的影响, 使用门限选取速度包络的方法实现径向速度分布场的有效解算, 并进一步从中提取了尾涡的参量信息. 该算法的计算结果受到了激光雷达的探测准确度的影响.

参考文献

- [1] HAHN K U, SCHWARZ C W. Safe limits for wake vortex penetration [C]. Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, USA; AIAA Guidance, 2007: 1-14.
- [2] GERZ T, HOLZAPFEL F, DARRACQ D. Commercial aircraft wake vortices[J]. *Progress Aerospace Science*, 2002, 38(2): 181-208.
- [3] FREDERIC B, PHILIPPE J, MATHIEU K, et al. Optimizing runway throughput through wake vortex detection, prediction and decision support tools [C]. Proceedings of ESAV11, Capri, Italy, 2011: 27-32.
- [4] VEILLETTE P R. Data show that U. S wake-turbulence accidents are most frequently at low altitude and during approach and landing[J]. *Flight Safety Digest*, 2002, 21(3-4): 1-47.
- [5] FRIEDRICH K, STEPHAN R, IGOR S I. Characterization of aircraft wake vortices by 2- μ m pulsed Doppler lidar [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2004, 21(2): 194-206.
- [6] STEEN M, SCHONHALS S, CARIOUS J P. Candidate technologies survey of airport wind & wake-vortex monitoring sensors[C]. 9th Innovative Research Workshop & Exhibition, 2010.
- [7] AKBULUT M, HWANG J, KIMPEL F, et al. Pulsed coherent fiber lidar transceiver for aircraft in-flight turbulence and wake-vortex hazard detection [C]. Laser Radar Technology and Applications XVI, Proc. of SPIE Vol. 8037, 2011.
- [8] GERZ T, HOLZAPFEL F, DARRACQ D. Commercial

- aircraft wake vortices [J]. *Progress in Aerospace Sciences* (S0376-0421), 2002, **38**(3): 181-208.
- [9] BARBARESCO F, MEIER U. Radar monitoring of a wake vortex; electromagnetic reflection of wake turbulence in clear air[J]. *Comptes Rendus physique*, 2010, **11**(9): 54-67.
- [10] FREHLICH R, SHARMAN R. Maximum likelihood estimates of vortex parameters from simulated coherent Doppler lidar data[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2005, **22**(11): 117-130.
- [11] TAO Xiao-hong, HU Yi-hua, LEI Wu-hu, *et al.* Application of empirical mode decomposition in atmospheric echo processing of lidar[J]. *Laser Technology*, 2008, **32**(6): 590-595.
陶小红, 胡以华, 雷武虎, 等. 经验模式分解用于激光雷达大气回波处理[J]. *激光技术*, 2008, **32**(6): 590-595.
- [12] FRIEDRICH K, STEPHAN R, IGOR S. Characterization of aircraft wake vortices by 2 μm pulsed doppler lidar [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2004, **21**(2): 914-206.
- [13] STEPHAN R, IGOR S. Aircraft wake vortex measurement with airborne coherent doppler lidar [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, **45**(4): 1148-1155.
- [14] WU Yong-hua, HU Yi-hua, DAI Ding-chuan, *et al.* Research on the technique of aircraft wake vortex detection based on 1.5 μm doppler lidar[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2011, **40**(6): 811-817.
吴永华, 胡以华, 戴定川, 等. 基于 1.5 μm 多普勒激光雷达的飞机尾涡探测技术研究[J]. *光子学报*, 2011, **40**(6): 811-817.

• 下期预告 •

量子理论新方法研究光的双缝衍射

严立云¹, 李宏¹, 刘晓静¹, 王婧¹, 张斯淇¹, 吴坤朋¹, 李春红¹, 吴向尧¹, 郭义庆²

(1 吉林师范大学 物理学院, 吉林 四平 136000)

(2 中国科学院高能物理研究所, 北京 100049)

摘要: 本文用量子理论新方法研究光的双缝衍射实验现象, 首先用光的量子理论计算光在缝中双缝衍射的波函数, 再由基尔霍夫定律计算光的衍射波函数, 由衍射强度正比于衍射波函数模方, 从而得到光双缝衍射强度的解析式, 把量子理论计算结果和经典电磁理论计算结果以及与实验数据三者进行比较, 发现量子理论结果与实验数据符合更好, 而经典电磁理论计算结果与实验有一定偏差. 从而说明量子理论更能精确解释光的衍射现象. 该方法还可进一步研究光的单缝、多缝以及光栅衍射的实验现象.

关键词: 经典理论; 量子理论; 光双缝衍射; 基尔霍夫定律