



三轴稳定静止卫星赋形天线指向误差分析

杨慧*, 王东*

中国空间技术研究院总体部, 北京 100094

* 联系人, E-mail: 2008yanghuiling@sina.com; dong.cn@sohu.com.cn

收稿日期: 2011-03-22; 接受日期: 2011-04-14

摘要 对于静止轨道三轴稳定卫星, 天线的指向精度是用户要求的重要指标. 在卫星定点后处于工作姿态时, 要求天线波束覆盖用户规定的地面区域, 并满足规定的电性能指标. 卫星的姿态、轨道、天线性能和总装等误差对赋形天线的指向精度均具有一定的影响. 本文对影响赋形天线指向精度的各类误差的形成原因、误差数据的计算方法进行了逐项分析. 研究了各类误差对赋形天线指向精度的影响, 其中重点分析了姿态和轨道误差的影响, 给出了相应的算法公式, 并基于实际工程数据进行了算例仿真, 得到卫星在正常和位保两种模式下赋形天线的指向误差数据. 通过对比, 仿真计算结果与卫星在轨天线方向图的实测结果具有一致性, 证明了该分析思路和计算方法的有效性和正确性.

关键词 天线指向, 误差分析, 赋形天线

PACS: 89.20.-a, 89.20.Bb, 91.10.Sp, 95.40.+s

1 引言

对于静止轨道三轴稳定卫星, 天线的指向精度是用户要求的重要指标. 在卫星定点以后, 卫星姿态处于工作姿态时, 要求天线波束覆盖用户规定的地面区域, 在覆盖区域内满足电性能指标. 定义波束天线的某一电性轴为波束中心(以下简称波束中心), 波束中心是一条虚拟的射线. 设计应能保证波束中心准确的指向预定地面点, 天线波束实际覆盖区和理论覆盖区应保持一致并且满足要求. 天线波束和天线波束中心相对关系的变化, 造成波束实际覆盖区和理论覆盖区不一致, 这种不一致可以等价于波束中心指向误差. 误差可用姿态误差描述, 分解为滚动角、俯仰角和偏航角^[1].

误差的性质分为系统误差和随机误差. 误差特

性分为长期误差、短周期误差和周期为一天的误差. 本文以静止轨道三轴稳定卫星为例进行天线指向误差分析. 卫星的主要特征为: 采用中心承力筒式结构方式, 太阳翼安装在卫星的正负 Y 面, 天线安装在正 X 面, 展开后反射面指地^[2].

2 天线指向误差分析

引起天线指向误差的原因主要包括: (1) 天线性能误差; (2) 卫星姿态误差; (3) 轨道位置误差; (4) 总装误差. 本节逐一分析这些误差的影响和计算处理的思路.

2.1 天线性能误差

天线性能误差包括天线的热变形和湿度变形.

引用格式: 杨慧, 王东. 三轴稳定静止卫星赋形天线指向误差分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2011, 41: 589-595

Yang H, Wang D. Analyzing the antenna pointing error of three-axis stabilized geostationary satellite (in Chinese). Sci Sin Phys Mech Astron, 2011, 41: 589-595, doi: 10.1360/132011-379

天线展开机构的重复度误差、地面光学系统校准精度(天线方向图测试误差)各误差项分别叙述如下。

2.1.1 天线的热变形和湿度变形

采用反射面赋形技术, 天线方向图和反射面形状关系密切, 热变形和湿度变形会引起反射面形状变化。另外天线支撑结构的变形也会影响波束中心。

预计变形量的主要方法是热分析法。变形量与空间热环境和太阳光照射方向、卫星材料性能变化有关。太阳光照射星体方向与季节、每天的时间有关。材料性能选定后, 还与卫星寿命有关。分析包括了卫星寿命期间的两个典型季节: 二分点(寿命初期)和冬至(寿命末期)。对这两个季节, 选择定点位置当地的4个特征时间: 12:00(太阳直射卫星的天顶面)、18:00(太阳直射卫星西面)、00:00(太阳直射卫星天底面)、06:00(太阳直射卫星东面)。

在最坏情况下, 分析热变形用到的数学模型的误差, 得到热变形对天线指向精度的影响, 换算成天线指向误差。天线热变形误差中以日周期变化最为显著, 其量级可达 10^{-2} 度。

同热变形一样, 湿度变化引起的天线变形也是不可忽略的(地面有湿度到空间无湿度)。但鉴于其分析的复杂性, 该项误差一般用经验值来计算。

2.1.2 天线展开机构的重复度误差

发射时天线一般为折叠状态, 反射器在轨展开并锁定。在地面时, 需进行展开过程试验。在轨展开实际的位置和地面展开时的差别, 称为展开的重复度误差。这项误差引起馈源和反射面的相对位置变化, 进而影响天线方向图^[3,4]。该项误差为常量, 可通过地面多次展开试验给出统计结果进行计算分析, 其量级为 10^{-2} 度。

2.1.3 地面光学系统校准精度

天线方向图测试时, 需要建立电性能和机械部分的对应关系, 得到波束中心的机械方位。测量时采用光学测量系统, 其误差包括: 天线参考光学镜误差; 用瞄准望远镜瞄准远场目标和馈源孔径平面时, 与光学对准有关的机械误差; 天线射频波束中心轴方向对准误差; 与射频瞄准和机械瞄准对准误差; 统称为天线测量误差。天线测量误差为常值, 其量级一般为 $10^{-3}^{\circ} \sim 10^{-2}^{\circ}$ 。

天线对准误差还应含有下列因素:

(1) 重力加速度影响。在远场测量和卫星最后装配时, 采用了零重力支架, 克服了地面重力加速度的影响。

(2) 测距机械安装误差。在远场测量时, 由馈源共用部分和辅助支架的最后锁定产生的残余不对准误差。

(3) 测距定位仪稳定性。在远场测量时反射器支架的稳定性误差。但一般这些误差都是极小量, 因此在指向误差计算中忽略。

2.2 卫星姿态误差

卫星姿态误差和天线性能误差的描述方式相同, 姿态误差直接影响天线指向误差。姿态误差包括: 控制模式引起的姿态控制误差、姿态测量误差、控制器误差、执行机构的误差、位置保持时的控制误差。

2.2.1 控制模式引起的姿态控制误差

对于三轴稳定卫星, 定点以后, 卫星处于工作姿态, 即 X 轴指向卫星前进方向, Y 轴指向轨道面负法向(向南), Z 轴指向地心。在长期工作中, 卫星大部分时间使用正常工作模式, 以保持姿态的稳定性; 在轨道控制时, 卫星才转为位保模式, 作轨道位置机动。两种模式姿态精度不同, 通常位保模式姿态误差是正常模式的1.5倍^[5]。

在正常模式时, 只对滚动和俯仰方向进行主动控制, 设置控制阈值, 只有超过设置值时才进行控制。偏航方向的控制是被动控制, 即当偏航误差由于轨道运动转变为滚动误差时, 由滚动通道实施控制, 同样, 只有超过阈值时才实施控制, 因此偏航控制有滞后。

卫星章动表现为滚动角和偏航角周期性运动, 其周期为约6分钟, 属短周期项。

2.2.2 姿态测量误差

(1) 地球敏感器误差。地球敏感器是正常模式姿态测量的部件, 地球敏感器误差包括以下几方面^[6]:

(i) 零轴对准的不确定性。地球敏感器零轴相对于地球敏感器组件光学基准瞄准镜位置的不确定性产生的误差。

(ii) 地球敏感器标定的不可重复性。

(iii) 地球敏感器的绝对精度误差。它定义为对

地面测试获得的输出传递函数的偏离, 此误差包括了各种环境, 主要有: 地面标定、发射环境及其他环境条件的影响.

(iv) 地球敏感器线路误差. 地球敏感器线路短期脉冲抖动(如白噪声)造成地球敏感器噪声引起的测量误差.

(2) 被测量体引起的误差. 作为地球敏感器的测量对象, 地球本身由于某些因素也会引起一些测量误差, 主要包括以下几方面:

(i) 由于季节变化, 地球南半球和北半球的辐射环境存在差异.

(ii) 由于地球辐射梯度和高空冷云的影响, 地球敏感器探测器在给定的时间内探测到的地球红外像不均匀造成的误差.

(iii) 地球敏感器安装面在卫星的对地面, 多次进出地影昼夜温度变化引起的地球敏感器探测线路灵敏度下降, 寿命末期达到最坏, 对测量精度亦有影响.

(iv) 由于太阳或月球的干扰, 使地球敏感器探测器阵列灵敏度降低造成太阳/月球干扰零位漂移.

2.2.3 控制器误差

正常模式下, 姿态控制系统的控制器给出控制信号.

(1) 由器件的分辨率和电子线路噪声引起控制电路误差.

(2) 由参数误差和模型误差引起控制误差.

2.2.4 执行机构的误差

(1) 动量轮误差

除了在总装误差中需要考虑动量轮的安装误差外, 在指向分析中还需要考虑动量轮力矩相对于光学镜的误差.

(2) 推力器的性能误差

除推力器安装误差外, 由于推力器性能或环境条件(温度等)引起推力方向误差.

2.2.5 位置保持时的控制误差

位置保持时, 除以上分析的误差外, 还有以下因素需要考虑.

(1) 控制模式由正常模式转换为位保模式, 模式转换过程引起控制参数不连续变化, 引起姿态的短

时间的扰动.

(2) 推力器成对工作时, 推力不对称性引起的干扰力矩, 姿态控制的滞后引起的误差.

(3) 位保模式要进行偏航方向的控制, 测量偏航角的敏感器及控制器的误差, 例如, 太阳敏感器噪声、陀螺噪声、陀螺角速度漂移补偿精度等.

(4) 推力器工作过程卫星本体参数变化, 例如: 卫星的结构模态、天线挠性和动态弯曲、卫星质心偏差、燃料晃动导致的质心变化.

2.2.6 正常模式下的偏航误差

偏航角在正常模式下是被动控制. 估计偏航角误差首先要估计偏航干扰力矩的大小.

在正常模式下干扰力矩包括以下 4 种:

(1) 太阳翼产生的太阳光压力矩. 对于使用南北对称的太阳翼, 太阳压力的偏航方向影响几乎完全抵消, 只剩下极小的太阳干扰力矩. 由于两块太阳翼不同步, 南北帆板若呈风车状, 会产生绕太阳光方向的力矩, “正午”时力矩在偏航方向.

(2) 卫星本体和天线反射面, 产生的太阳光压力矩. 在冬夏季出现偏航方向的常值干扰力矩.

(3) 卫星中的电流回路与地球磁场相互作用产生的磁力矩. 这种相互作用产生长期力矩.

(4) 由于太阳磁暴造成的磁力变化和阴影导致的暂态力矩.

由于正常模式时, 偏航角是不可观测的, 但是可以通过被动控制消除. 这一被动控制滞后, 偏航误差由于倾角的影响耦合到滚动、俯仰角影响天线指向, 对于线极化的天线, 偏航角直接影响天线指向^[7].

2.3 轨道位置误差引起的天线指向误差

静止卫星位置保持在一定的范围内, 例如位置保持精度东/西、南/北都为 $\pm 0.1^\circ$. 位置误差将引起天线服务区的变化, 对于地面上的不同指向点影响是不同的. 假设卫星姿态没有误差时, 波束中心对应卫星坐标系的滚动角为 ϕ_0 、俯仰角为 θ_0 . 由于位置误差引起的天线指向误差为

$$\begin{aligned}\Delta\phi &= \frac{R_e}{R_0 - R_e} \Phi + \frac{i}{57.3} \times \cos(u) \times \theta_0, \\ \Delta\theta &= \frac{R_e}{R_0 - R_e} \Delta\lambda - \frac{i}{57.3} \times \cos(u) \times \phi_0, \\ \Delta\psi &= i \times \cos(u),\end{aligned}\quad (1)$$

式中, $\Delta\phi$ 为滚动误差, $\Delta\theta$ 为俯仰误差, $\Delta\psi$ 为偏航误差. R_e 为地球半径, R_0 为静止轨道半长轴, $\Delta\lambda$ 为卫星位置与定点位置的经度差, ϕ 为卫星纬度, i 为轨道倾角, u 为卫星纬度幅角. u 是轨道面内从升交点起量到卫星的角度, 可见偏航误差, 一天中不同的时间是不一样的, 最大值为 i .

2.4 总装误差

总装误差包括结构误差和安装误差. 结构误差表现在中心承力筒垂直度和结构残余误差.

结构残余误差是由于部件位置改变导致部件对准的总变化, 残余误差主要是由于公差导致螺栓连接处的滑动造成的. 残余误差常在卫星受到振动或结构拆卸后又重装时会表现出来.

安装误差表现在:

- (1) 天线安装误差;
- (2) 地球敏感器安装误差;
- (3) 动量轮安装误差;
- (4) 中心承力筒的垂直度误差;
- (5) 天线安装基准面的不平度误差.

这些误差在地面是可测量的, 也是可计算的.

3 指向误差对服务区的影响

在静止轨道上, 卫星天线覆盖在指定区域(即服务区). 当天线指向有误差时, 覆盖区域产生移动.

从前述的分析可知, 引起天线指向误差的因素包括: 天线性能误差, 卫星姿态误差, 轨道位置误差, 总装误差. 天线性能误差和总装误差的数据主要是常值误差, 通过地面测量和在轨进一步标定可实现对服务区的修订.

滚动、俯仰和偏航三方向的误差对服务区的影响是不同的, 在总误差的计算过程中也分方向进行. 以滚动为例, 指向总误差在计算过程中方法为: 误差按其特点分为常值项、日变项和短周期项, 各项误差分别按随机误差类型求其均方和, 再将各项误差的代数和作为总误差.

卫星姿态误差和轨道误差是时间的函数, 是可以实时测量的. 轨道位置误差如 2.3 节所述可折算到姿态误差. 本节重点讨论姿态误差对服务区的影响.

假设天线边缘指向地球上的一点(以下简称边缘点)的经、纬度分别为 λ, ϕ . 静止卫星在 λ_0 . 姿态误差

描述按 ZYX 的顺序, 分别记为 ψ, ϕ, θ . 设地球半径为 R_e , 同步卫星距地心为 R_0 . 定义卫星星体坐标系为 OXYZ, OX 指东, OY 指南, OZ 指地.

3.1 边缘点在星体坐标系中的方向余弦

当边缘点指向地球上的 λ, ϕ 点时, 天线中心在卫星坐标系中的方向余弦 F_x, F_y, F_z 的计算方法如(2)式所示. 为了方便, 本文中称 α, β 为方向角, 如图 1 所示.

$$\begin{aligned} \cos(\theta) &= \cos(\phi) \times \cos(\lambda - \lambda_0), \\ \cos(\beta) &= \cos(\phi) \times \sin(\lambda - \lambda_0) / \sin(\theta), \\ \tan(\alpha) &= (R_e \times \sin(\theta)) / (R_0 - R_e \times \cos(\theta)), \\ F_x &= \sin(\alpha) \times \sin(Q), \\ F_y &= -\sin(\alpha) \times \cos(\beta), \\ F_z &= \cos(\alpha). \end{aligned} \quad (2)$$

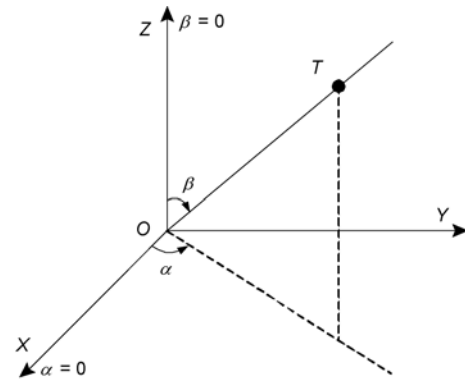


图 1 天线中心方向角示意图

Figure 1 The angles of antenna central axis.

3.2 姿态误差的影响

按照星本体 3-1-2 顺序定义姿态角, 设 ψ, θ, ϕ 分别是偏航、俯仰和滚动角. 在考虑轨道运动的基础上, 进一步考虑卫星姿态变化时最终的天线方向角计算公式如下:

考虑偏航角时的天线方向角 α_ψ, β_ψ :

$$\begin{cases} \beta_\psi = \beta', \\ \alpha_\psi = \alpha' - \psi. \end{cases} \quad (3)$$

偏航和滚动角变化时天线方向角 $\alpha_{\psi\phi}, \beta_{\psi\phi}$:

$$\begin{cases} \beta_{\psi\phi} = \arccos(-\sin\phi \sin\beta_\psi \sin\alpha_\psi + \cos\phi \cos\beta_\psi), \\ \alpha_{\psi\phi} = \arctan\left(\frac{\cos\phi \sin\beta_\psi \sin\alpha_\psi + \sin\phi \cos\beta_\psi}{\sin\beta_\psi \cos\alpha_\psi}\right). \end{cases} \quad (4)$$

偏航、滚动和俯仰角变化时天线方向角 α, β :

$$\begin{cases} \beta = \arccos(\sin \theta \sin \beta_{\psi\phi} \cos \alpha_{\psi\phi} + \cos \theta \cos \beta_{\psi\phi}), \\ \alpha = \arctan\left(\frac{\sin \beta_{\psi\phi} \sin \alpha_{\psi\phi}}{\cos \theta \sin \beta_{\psi\phi} \cos \alpha_{\psi\phi} - \sin \theta \cos \beta_{\psi\phi}}\right). \end{cases} \quad (5)$$

取天线边缘足够多的点, 用以上公式逐步计算偏航、滚动和俯仰对天线方向角的影响, 可以得到有指向误差时, 新的覆盖区. 比较该覆盖区与理论覆盖区的差异, 获得有指向误差时对服务区的影响.

3.3 可移动点波束天线的指向精度

对于可移动点波束天线的指向精度, 姿态控制和轨道影响是相同的; 天线系统的自身误差除了考虑了上述的热变形和湿度变形误差外, 可移动点波束天线的误差还包含下列因素:

- (1) 天线指向机构的控制误差, 它是转动机构的机械误差和电机步进引起的误差;
- (2) 天线的测量误差;
- (3) 寿命影响, 它是摩擦力矩引起的累积误差.

各项误差影响的处理方法类似于天线性能误差的处理方法.

4 算例——姿态误差对赋形天线覆盖区影响分析结果

由于卫星姿态误差的存在, 所以实际天线的指向与理论指向会有所偏差.

本算例选择了一种 GEO 卫星三轴稳定平台为研究对象, 天线选择了工程中常用的赋形天线, 按照第 2, 第 3 节描述的方法进行了分析. 算例采用的数据是: 总装误差以实测数据为准; 天线展开重复度误差、天线测量误差以地面数据的统计平均值为准, 天线的数学模型误差采用经验值; 测量与控制部件误差按产品设计性能指标进行计算; 轨道误差取其要求值.

在此基础上, 计算出的是指向误差的最坏情况. 表 1 和 2 分别是卫星正常模式和位保模式下指向误差的计算结果. RSS 为各向周期误差的均方和开根值, “总计”为各方向(滚动、俯仰、偏航)误差的代数和. 经过对比, 该结果与卫星在轨天线方向图的实测结果具有一致性, 说明本文提出的分析思路和方法是正确的.

表 1 卫星正常模式下赋形天线指向误差
Table 1 Pointing errors of formed antenna in normal mode

误差源	滚动(°)			俯仰(°)			偏航(°)		
	常值	日变	短周期	常值	日变	短周期	常值	日变	短周期
天线热变形		0.032			0.025				
天线湿度	0.004			0.003					
天线系统	0.02			0.02			0.02		
误差	0.03			0.03			0.03		
地面光学系统校准精度	0.02			0.02			0.003		
数学模型的误差	0.0042			0.0042					
控制电子线路	0.01			0.01					
控制误差		0.075	0.025		0.06	0.02		0.38	0.03
姿态控制							0.02		
及轨道	0.02	0.03		0.02	0.03				
耦合误差					0.018				
东/西位置误差耦合		0.018			0.0025			0.1	
南/北位置误差耦合									
偏航耦合	0.002	0.017		0.004	0.053				
动量轮相对整星安装							0.017		
中心承力筒垂直度				0.006			0.006		
总装误差				0.005			0.005		
天线安装基准面平面度									
地球敏感器安装误差	0.017			0.017			0.05		
天线安装误差	0.017			0.017			0.017		
RSS	0.053	0.09	0.025	0.054	0.091	0.02	0.0696	0.3929	0.03
总计		0.169			0.165			0.4925	

表 2 卫星位保模式下赋形天线指向误差

Table 2 Pointing errors of formed antenna in station keeping mode

误差源		滚动(°)			俯仰(°)			偏航(°)		
		常值	日变	短周期	常值	日变	短周期	常值	日变	短周期
天线系统 误差	天线热变形		0.032			0.025				
	天线湿度	0.004			0.003					
	天线展开重复度	0.02			0.02			0.02		
	天线测量误差	0.03			0.03			0.03		
	地面光学系统校准精度	0.02			0.02			0.003		
	数学模型的误差	0.0042			0.0042					
姿态控制 及轨道 耦合误差	控制电子线路	0.01			0.01					
	控制误差			0.21			0.18			0.46
	动量轮力矩相对光学镜							0.02		
	地球敏感器性能	0.02	0.03		0.02	0.03				
	太阳敏感器							0.1	0.05	
	东/西位置误差耦合					0.018				
	南/北位置误差耦合		0.018			0.0025			0.1	
	偏航耦合	0.002	0.017		0.004	0.053				
总装误差	动量轮相对整星安装							0.017		
	中心承力筒垂直度				0.006			0.006		
	天线安装基准面平面度				0.005			0.005		
	地球敏感器安装误差	0.017			0.017			0.05		
	天线安装误差	0.017			0.017			0.017		
	RSS	0.053	0.05	0.21	0.054	0.068	0.18	0.0696	0.11	0.46
	总计		0.313			0.302			0.640	

5 结论

影响卫星赋形天线指向精度的误差来源包括天线性能误差、卫星姿态误差、轨道位置误差及总装误差。本文对各误差来源的起因和机理进行了逐项分析,并对各项误差对天线精度的影响进行了分析,重

点给出了姿态误差影响的算法公式。通过将计算值与工程值的对比,证明了分析思路和算法公式的正确性。本研究的后续可对各项误差来源的分布和变化规律进行量化研究,以建立更为精确的误差分析模型。

参考文献

1 Soop E M. 地球静止轨道手册. 王正才, 刑国华, 张宏伟, 等译. 北京: 国防工业出版社, 1999

2 Yang H, Yuan L F. Effect analysis of work of thruster to satellite orbit (in Chinese). Chin Space Sci Technol, 2008, 8(4): 47-52 [杨慧, 袁莉芳. 推力器工作对卫星轨道的影响分析. 中国空间科学技术, 2008, 8(4): 47-52]

3 Bernard D, Dorais G A, Gamble E, et al. Remote agent experiment. In: Deep Space 1 Technology Validation Symposium. Pasadena, CA: NASA, 2000

4 Steve C, Sherwood R, Tran D, et al. The EO-1 autonomous science agent. In: Conference on Autonomous Agents and Multi-Agent Systems (AAMAS 2004). New York: IEEE, 2004

5 Conger R E, Gurevich G E, Werts J R. Autonomous on-board orbit control. In: 20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference. AIAA Paper, 2002, AIAA-2002-1976

6 卫星姿态敏感器的进展. 技术报告, 航天工业总公司第五零二研究所, 1995. 31-56

7 Yang H. Research and simulation of autonomous position determination of geostationary satellite (in Chinese). J Syst Simul, 2008, 20(18): 4798-4805 [杨慧. 地球静止卫星位置自主确定方法与仿真研究. 系统仿真学报, 2008, 20(18): 4798-4805]

Analyzing the antenna pointing error of three-axis stabilized geostationary satellite

YANG Hui* & WANG Dong*

Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

The pointing precision is an important performance required by users for three-axis stabilized geostationary satellite. It is required that the antenna beam should cover the prescriptive district and satisfy the predetermined electrical performances when satellite is under the task attitude after fixation. The pointing precision of the formed antenna is affected in a certain extent by errors of satellite attitude, orbit, antenna performances and installation. This paper presents an analysis about the causes of various errors that affect the formed antenna pointing precision and the algorithmic method of error data handling. Effects to formed antenna pointing precision by various errors, especially that by errors of satellite attitude and orbit, are studied and corresponding algorithmic formulas are presented. A simulation example is carried out based on practical engineering data, from which we acquire the formed antenna pointing error data when satellite works under the Normal Mode and Station Keeping Mode. By comparison, the simulation results are consistent with practical measurements of satellite antenna map in orbit, which demonstrates the effectiveness and validity of the proposed idea and algorithmic method.

antenna pointing, error analysis, formed antenna

PACS: 89.20.-a, 89.20.Bb, 91.10.Sp, 95.40.+s

doi: 10.1360/132011-379