

文章编号:1000-8055(2011)01-0054-06

电脉冲除冰(EIDI)系统电动力学模型分析

李广超, 何 江, 林贵平

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 总结了电脉冲除冰(EIDI)系统电动力学模型的研究现状, 针对几种常见的计算模型进行了分析, 以 Bernhart-Schrag 模型为例, 重点阐述了电动力学模型的理论基础、等效模型的建立以及状态方程的求解, 分析了模型的正确性. 针对由环状平绕线圈及金属平板构成的 EIDI 简化系统, Bernhart-Schrag 模型可以预测通电线圈中电流的变化规律以及蒙皮受到的脉冲作用.

关 键 词: 电脉冲除冰; 电动力学; 计算模型; 有限元方法; 离散求解; 脉冲力

中图分类号: V244.1⁺5

文献标识码: A

Research of electrodynamics in electro-impulse de-icing (EIDI) system

LI Guang-chao, HE Jiang, LIN Gui-ping

(School of Aeronautics Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The current status of the research on electrodynamics in electro-impulse de-icing (EIDI) system was summarized in this paper; several common calculation models were analyzed. By taking Bernhart-Schrag model, for example, the theoretical basis of electrodynamics model, the establishment of equivalent model and the solution of state equation were expatiated; the correctness of the model was also analyzed. For the simplified system of EIDI composed of circular flat coil and metal flat plate, Bernhart-Schrag model can help to predict the regular variation pattern of current in the coil and the pulse effect under the skin.

Key words: electro-impulse de-icing; electrodynamics; calculation models; finite element method; discrete solution; impulse force

从人类早期的飞行开始, 飞机机翼上的积冰一直是一种危险因素. 大量试验证明, 飞机关键部位少量的结冰, 都会使飞机的升力下降, 飞行阻力显著增大. 引起飞机的操纵性和稳定性品质恶化^[1].

电脉冲除冰(electro-impulse de-icing, 简称 EIDI)作为一种电动-机械除冰系统, 具有耗能低、质量小、易维护、可靠性高等优点, 有很大应用发展空间^[2]. 最早使用基于 EIDI 技术的除冰历史可

以追溯到 1939 年^[3], 而最早对 EIDI 技术进行理论说明的是 Levin^[4]. 从 1972 年开始, 前苏联开始在飞机飞行过程中用该系统进行除冰^[5], 并在伊尔-18 飞机上进行了结冰气象条件下的飞行试验^[6]. 同一时期, 法国、英国和美国的很多工业厂家也对 EIDI 系统进行了一些研究和试验, 但均未取得实质性成果. 1982—1991 年间, 美国 NASA(美国航空航天局)对 EIDI 技术组织了深入的试验研究和系统试飞, 并对电磁线圈、绝缘材

收稿日期:2010-04-20; 修订日期:2010-10-25

基金项目:“凡舟”青年基金(20100508)

作者简介:李广超(1979—), 男, 黑龙江庆安人, 博士生, 主要从事电脉冲防冰等方向的研究.

料、安装架、蒙皮及电源工作疲劳寿命等进行了大量试验,但鲜见已装机使用的报道^[7]。虽然 EIDI 系统具有很多优势,但该系统的除冰效力由翼剖面几何形状决定^[8]。当前缘的曲率半径小于 10 mm,则基本无法实现除冰^[9]。另外,由于该系统必须安装在蒙皮内表面,安装位置需与蒙皮相互配合,同时还要考虑固定装置及其他附件与机翼本身结构的相互配合,因此对于每种机型都需进行一次设计与制造,从而使得该系统的通用性较差,造价昂贵,经济性较差^[10]。但是,如果设计合理,电脉冲除冰技术可以很好适应新的飞行器的出现和新的性能要求^[11],并改进传统除冰防冰系统,特别是从减少能量的使用角度,其优越性和发展前景也是显而易见的。

EIDI 系统研究主要包括电动力学研究、结构动力学研究和除冰区域预测。电动力学研究主要解决“发生电路-线圈-蒙皮”这一除冰模型产生电脉冲力的问题,包括该电脉冲力的各种特性研究;结构动力学研究的重点是由电脉冲力所产生的结构应变及振动特性;除冰区域预测是根据结构应变及振动的动力学特性,建立一套预测除冰的评价准则。

电动力学研究是 EIDI 系统研究中的重要组成部分,是蒙皮结构动力学分析的基础。电动力学研究的目的是确定 EIDI 系统中各种电学、几何及结构因素对于脉冲力的影响,尤其是运行电路(包括电容器电容,电容器初始电压,线圈电流等)及线圈的静态参数(包括外径,内径,线圈厚度(无绝缘层),电导率,匝数等),这些参数是整个 EIDI 系统设计的核心要素。因此,需要建立精确的计算模型,研究各参数与脉冲力之间的数学关系。

1 计算模型

建立电动力学模型的目的是研究各电动力学参数(如放电电流、磁感强度、蒙皮感应涡流等)对电脉冲推动力的影响,以便能够对 EIDI 系统参数进行匹配设计。以下是几种常见的计算模型,其特点分别为:

1) El-Markabi 模型确立了线圈电感的计算方法,并计算出了试验件法向受力大小,试验件为一平板,线圈是平绕的,使用了 Hankel 变换的方法求解。

2) Bowley 模型对脉冲作用进行了计算,但其利用的放电电流是假设出来的,同样利用了平板试验件和一平绕线圈,研究方法包括 Hankel

变换和 Laplace 变换,列写了计算试验件中电流和磁场的方程,分析了作用力的空间分布情况。

3) Lewis 模型较为详细地计算了机械脉冲强度,并且给出了系统设计实例。

4) Henderson 模型利用了 El-Markabi 模型的建模方法,主要是在频率域求解电流与力和脉冲强度,若要求解时间域的结果,还要进行复杂的 Hankel 变换和 Fourier 变换。

5) Walsh 模型假设放电电流已知,得到了压力分布,由 Biot-Savart 定律出发,利用 Fourier 变换求解了磁场强度,但尚未找到减小计算值与试验值误差的方法。

6) Bernhart-Schrag 模型是用有限元素方法对参数在时间域里以状态空间形式列写微分方程组进行分析,不同于 Walsh 模型之处是对试验件进行了径向与法向的划分,可以直接得出时间域的计算结果,并且该模型考虑了多个线圈以及线圈与试验件之间间隙变化的情况,对系统放电电流、感应涡流、磁感应强度和试验件受力进行全面计算,与以往模型相比,具有计算简便、结果准确的优点。

2 Bernhart-Schrag 模型

该模型采用有限元方法,在时间域里以状态空间形式列写微分方程组进行分析,计算结果包括线圈电流、线圈产生的磁感应强度、蒙皮内感应涡流、蒙皮总的法向力。

2.1 模型的建立

以 Bernhart-Schrag 模型为例,给出电动力学模型的建立方法。为了避免模型过于复杂,首先给出限制条件:①将线圈和蒙皮简化为平板结构,线圈为环状平绕形式;②忽略电容放电过程中蒙皮的运动;③假设电流均匀流经线圈;④线圈与蒙皮间距离为定值;⑤ SCR(silicon-controlled rectifier)是理想开关,其上无压降、无阻抗;⑥考虑二极管的作用,当它工作时,认为其两端具有固定压降。

图 1 所示为 EIDI 系统的等效电路与电容器电压示意图。

系统中的导线可表示为串联的电阻和电感。默认系统中每个线圈的参数相同。 E 表示通过每个线圈的电压, I 表示该线圈中的电流, n_s 和 n_p 分别表示串联线圈数和并联线圈数,将 SCR 看作是理想开关,当二极管导通时认为它两端有固

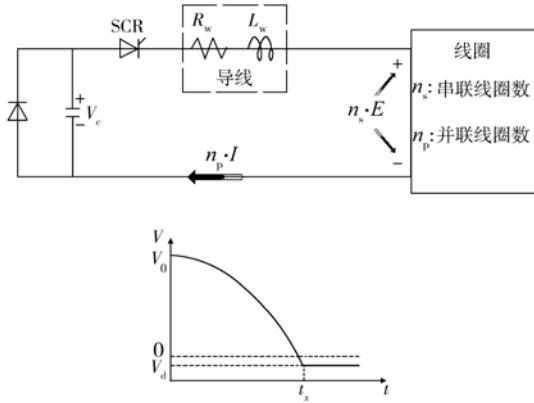


图1 EIDI系统的等效电路与电容器电压示意图

Fig. 1 Diagram of equivalent circuit and capacitor voltage of EIDI system

定电压降 V_d . 将电容电压第一次过零的时刻记为 t_x , 此时二极管导通, 那么电容两端电压等于二极管电压 V_d , 方向与其相反.

方程(1)~(10)是对线圈电流和蒙皮感应涡流的计算过程.

电容的初始电压定义为 V_0 , 那么可以得到电路方程为

$$V_c - R_w(n_p I) - L_w(n_p \dot{I}) = n_s E \quad (1)$$

电容电压表示为

当 $t \leq t_x$ 时,

$$V_c = V_0 - \frac{1}{C} \int_0^t n_p I dt \quad (2)$$

当 $t \geq t_x$ 时,

$$V_c = -V_d \quad (3)$$

在式(2)与式(3)中, 当线圈串联连接时 n_p 为 1, 并联连接时 n_s 为 1.

如图2所示为有限元素的划分方法. 将线圈沿厚度等分, 每一段称为一个单元. 单元 k 内流过的电流为 y_k , 线圈中的总电流为各单元电流之和. 蒙皮先沿涡流半径方向分割, 再沿厚度方向分割. 蒙皮中第 p 个单元内的电流为 x_p . 定义线圈各单元存在自感 M_{kk} , 与其他单元的互感 M_{kl} . 线圈对蒙皮之间的互感为 M_{kp} . 则线圈中电压方程为

$$E_k = y_k \Delta R_c + \sum_l M_{kl} \frac{dy_l}{dt} + \sum_p M_{kp} \frac{dx_p}{dt} \quad (4)$$

其中 ΔR_c 为每个线圈单元的电阻.

如图3所示, 可建立蒙皮的表达式. 定义蒙皮第 p 个单元的电阻为 ΔR_p , 单元 p 和 q 之间的互感 M_{pq} . 则蒙皮的电压方程式为

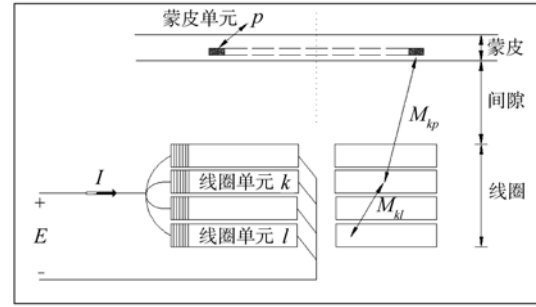


图2 有限元素的划分示意图

Fig. 2 Diagram of the finite element mode division

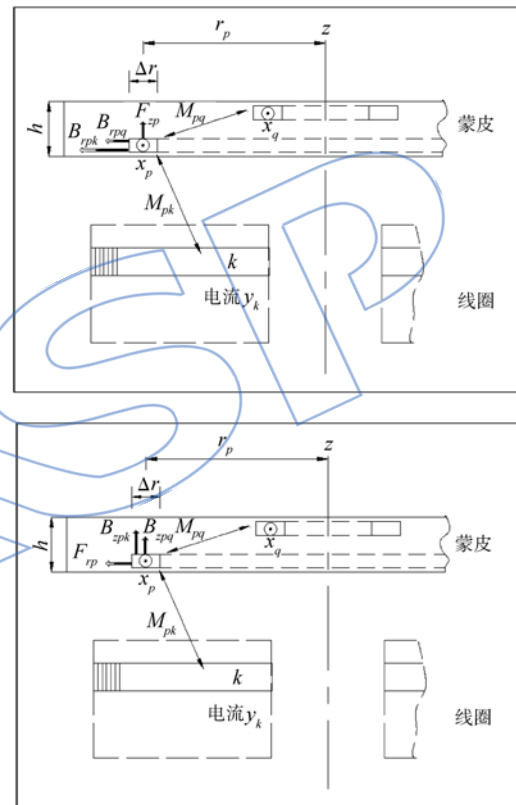


图3 蒙皮受力示意图

Fig. 3 Diagram of the force of skin

$$0 = x_p \Delta R_p + \sum_k M_{pk} \frac{dy_k}{dt} + \sum_q M_{pq} \frac{dx_q}{dt} \quad (5)$$

由式(1), (4), (5)联立求解可得线圈及蒙皮中的电流. 一旦获得电流值, 则可计算蒙皮的受力状况. 对于蒙皮, 单元 p 的法向(z 向)受力

$$F_{zp} = -2\pi r_p x_p \left(\sum_k B_{rpk} + \sum_q B_{rpq} \right) \quad (6)$$

其中 r_p 是单元 p 的平均半径, B_{rpk} 是蒙皮单元 p 中由线圈单元 k 引发的磁感应强度, B_{rpq} 是蒙皮单元 p 中由蒙皮单元 q 引发的磁感应强度. 这两个磁通量密度由下式计算:

$$B_{rpk} = -\frac{y_k}{2\pi r_p} \frac{\partial M_{pk}}{\partial z} \quad (7)$$

$$B_{rpq} = -\frac{x_q}{2\pi r_p} \frac{\partial M_{pq}}{\partial z} \quad (8)$$

因此,作用在蒙皮上的法向力为

$$P_z(r) = \frac{1}{2\pi r_p \Delta r} \sum_h F_{zp}$$

其中 Δr 是有限单元沿半径方向变化的范围, h 是蒙皮厚度. 同理可得蒙皮在 Δr 区域所受径向力为

$$\Delta F_r(r) = \sum_h 2\pi r_p x_p \left(\sum_k B_{zpk} + \sum_q B_{zpq} \right) (9)$$

其中

$$B_{zpk} = \frac{y_k}{2\pi r_p} \frac{\partial M_{pk}}{\partial r},$$

$$B_{zpq} = \frac{x_q}{2\pi r_p} \frac{\partial M_{pq}}{\partial r}.$$

2.2 模型的离散求解

联立式(1),(2),(4)和式(5),将其合写为矩阵形式

$$\begin{pmatrix} n_s \mathbf{M}_{tt} & n_s \mathbf{M}_{tc} & 0 \\ n_s \mathbf{M}_{ct} & n_s \mathbf{M}_{cc} + n_p \mathbf{L}_w & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{C}{n_p} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dV_c}{dt} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} n_s \Delta \mathbf{R} & 0 & 0 \\ 0 & n_p \mathbf{R}_w + n_s \Delta \mathbf{R} & -1 \\ 0 & -1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{y} \\ V_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{CV_0 \delta(t)}{n_p} \end{pmatrix} \quad (10)$$

其中子矩阵的含义如下:

$\mathbf{M}_{tt}$ ——金属平板有限元素之间的自感和互感,它是一个对称方阵,行数和列数都等于金属平板被分割的有限元素个数 N_t .

$\mathbf{M}_{cc}$ ——线圈有限元素之间的自感和互感,它是一个对称方阵,行数和列数都等于线圈被分割的有限元素个数 N_c .

$\mathbf{M}_{tc}$ —— N_t 个金属平板有限元素与 N_c 个线圈有限元素之间的互感,该矩阵的维数为 (N_t, N_c) .

$\mathbf{M}_{ct}$ —— $\mathbf{M}_{tc}$ 的转置矩阵.

$\mathbf{L}_w$ ——外部电路的电感系数,主要来自配电线,它是一个 N_c 阶的方阵,并且每个矩阵元素都相同,等于标量电感值 L_w .

$\mathbf{R}_w$ ——外部电路的电阻值,主要来自配电线,它是一个 N_c 阶的方阵,并且每个矩阵元素都

相同,等于标量电阻值 R_w .

$\Delta \mathbf{R}_t$ ——金属平板每个有限元素的电阻值,它是一个对角方阵,其维数为 N_t .

$\Delta \mathbf{R}_c$ ——线圈每个有限元素的电阻值,它是一个对角方阵,其维数为 N_c ,并且每个矩阵元素都相等.

C ——外电路的标量电容值.

式(10)还可写成如下的状态形式:

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{Z}} + \mathbf{B}\mathbf{Z} = \mathbf{f}(t), \quad \mathbf{Z}(0) = 0$$

其中状态向量 $\mathbf{Z}$ 包含三个子向量, $\mathbf{x}$ 表示蒙皮感应涡流, $\mathbf{y}$ 表示流过线圈的电流, V_c 表示电容器两端电压.

因此,状态方程总的维数

$$N = N_t + N_c + 1$$

由于 $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{B}$ 都是对称方阵,因此对齐次微分方程进行离散,进而迭代计算,便可得到所求未知量.

2.3 模型正确性的验证

Bernhart 和 Schrag^[12] 将计算结果与 Henderson 模型^[13] 的计算结果进行对比,其结果如图4所示. 可以看出,两种模型的计算结果吻合较好.

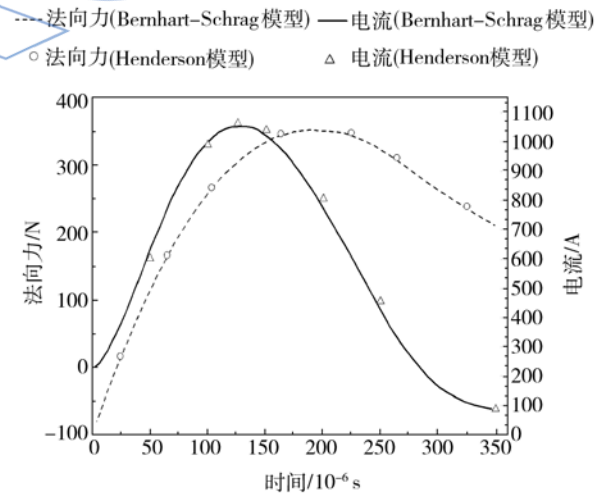


图4 对比 Bernhart-Schrag 模型与 Henderson 模型计算结果^[12]

Fig. 4 Calculation result between Bernhart-Schrag model and Henderson model^[12]

除此之外, Bernhart 与 Gien^[14] 设计了一套试验装置,并与 Bernhart-Schrag 模型的结果进行对比,如图5所示. 根据曲线可以看出,计算结果与试验值大体吻合. 相比试验值,计算结果只是在波峰处略小,在波谷处略大.

姚远等^[15]设计了一套用以验证本模型的试验系统,选取表1中参数进行峰值电流与法向力的计算,试验值与计算值见表2所示。

计算与试验结果大体吻合,但存在一定误差。峰值电流的相对误差为15.5%,法向力峰值的相对误差为16.7%。

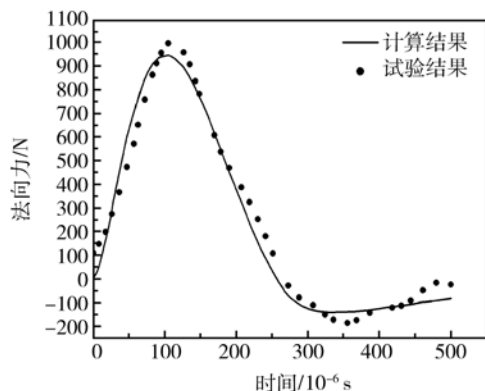


图5 试验值与模型计算结果法向力的对比^[14]

Fig. 5 Comparison of normal force of experimental data and calculation result of the model^[14]

表1 系统参数

Table 1 System parameters

参数		数值
电路参数	充电电压/V	600
	电容/ μF	440
	需求能量/J	80
线圈参数	匝数	19
	外径/mm	63.5
	厚度/mm	3
蒙皮参数	材料	Al-7075
	厚度/mm	2
	间隙/mm	2

表2 计算值与试验值数据

Table 2 Calculation data and experimental data

	峰值电流/A	峰值法向力/N
计算值	3777.6	680.8
试验值	3192.1	567.1

2.4 模型的计算结果与分析

利用模型可计算得到系统各关键参数与脉冲力的变化关系如下:

1) 线圈电流、感应涡流、磁感强度以及脉冲力三个参数随时间的变化规律基本一致,最大脉冲力出现的时刻在电流峰值附近。

2) 感应涡流在线圈1/2半径处最强,以此为中心向四周逐渐减弱。

3) 脉冲力随充电电压、电容值以及线圈直径的增加而增大,随线圈平面与蒙皮间距增加而减小。

通过对模型进行计算,可以预估系统各参数对脉冲力的影响效果,为结构力学的研究提供理论基础,从而建立一套针对电脉冲除冰系统完整的研究体系。

然而,系统工作时,蒙皮处于振动状态,蒙皮与线圈的间距是一个变量。而本模型并未考虑间距的变化对脉冲力大小的影响,因此,今后的工作需对此问题开展进一步的研究。

3 结语

本文首先总结了几种常见计算模型的特点,进而以Bernhart-Schrag模型为例,论述了采用有限元方法建模的步骤,并介绍了对偏微分状态方程组求解的方法。最后,结合国内外文献分析了模型的正确性,根据对比结果可知,针对由环状平绕线圈及金属平板构成的EIDI简化系统,Bernhart-Schrag模型可以准确预测通电线圈中电流的变化规律以及蒙皮受到的法向力。

但是,已知的各种模型在建模时都对系统结构进行了限制,如线圈必须为环状平绕线圈。同时,也进行了大量的简化,如将蒙皮看作是平板结构,电容放电过程中蒙皮与线圈之间的距离不变等。因此,与安装在真实机翼上的EIDI系统存在较大差别。如何解决上述问题,从而进一步改进计算模型,是今后需要努力的方向。

参考文献:

- [1] Lynch F T, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(8): 669-767.
- [2] Khatkhate A A, Skavuzzo R J, Chu M L. A finite element study of the EIDI system[R]. AIAA Paper 88-0022, 1988.
- [3] George N L, Ioannis D D, Milan M S. Simulation of the electroimpulse de-icing process of aircraft wings[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1876.
- [4] Levin I A. USSR electric impulse de-icing design[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1993, 44(7): 7-10.
- [5] Kodet A C. Electro-impulse deicing[C]//Proceedings of

- the 1988 IEEE. Binghamton, NY: IEEE, 1988: 193-200.
- [6] Zumwalt G W, Friedberg R A. Designing an electroimpulse de-icing system[R]. AIAA Paper 86-0545, 1986.
- [7] 刘根林, 沈海军. 飞机防冰与除冰技术综述[J]. 江苏航空, 2003(4): 18-20.
- [8] 陈明生. 我国大型飞机防冰系统研制的设想[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007: 82.
- [9] 裴亦纲. NASA 结冰研究和防冰技术发展[J]. 国际航空, 1993(4): 60-62.
- QIU Yigang. The development of ice accretion study and anti-icing technology by NASA[J]. International Aeronautics, 1993(4): 60-62. (in Chinese)
- [10] Zumwalt G W. Electromagnetic emissions from an electro-impulse deicing system in a composite wing equipped with lightning protection [R]. FAA Report DOT/FAA/CT-TN90/32, 1991.
- [11] Macarthur C, Thomas S, Cassoni R. Aircraft anti-icing and deicing techniques and modeling[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854.
- [12] Bernhart W D, Schrag R L. Electro-impulse deicing; electrodynamic solution by discrete elements[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(6): 547-553.
- [13] Henderson R A, Schrag R L. Theoretical analysis of the electrical aspects of the basic electro-impulse problem in aircraft de-icing applications[R]. NASA Contractor Report 180845, 1987.
- [14] Bernhart W D, Gien P H. A structural dynamics investigation related to EIDI applications[R]. AIAA Paper 86-0550, 1986.
- [15] 姚远, 林贵平. 电脉冲除冰系统的建模与计算分析[J]. 飞机设计, 2008, 28(1): 64-70.
- YAO Yuan, LIN Guiping. Modeling and analysis of electro-impulse de-icing system[J]. Aircraft Design, 2008, 28(1): 64-70. (in Chinese)