

运载火箭摄动制导导引系数实时计算方法*

黄文博^{1,2}, 张银辉¹, 师帅², 张为华¹

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 北京系统工程研究所 复杂系统仿真总体重点实验室, 北京 100101)

摘要:对于新型运载火箭,没有相近型号导引系数数据供参考,采用传统试探法计算量大,在制导方案初期论证中不能满足多方案快速计算的需求。在引入理想弹道剩余飞行速度概念的基础上,提出导引系数实时计算方法。本方法对当前实时状态参数和后续飞行段弹道进行了综合考虑,通过数字仿真表明导引精度高于传统常系数导引方法。由于本方法对导引能力进行了预估,因而制导指令不会剧烈变化,易于姿态控制系统的设计实现。同时,由于采用完全解析法,对箭载计算机计算能力要求几乎没有增加,易于工程实现。

关键词:运载火箭;摄动制导;导引系数;实时计算

中图分类号: V448.11 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2013)01-0019-05

Research on the real-time calculation of perturbation guidance coefficients for the launch vehicle

HUANG Wenbo^{1,2}, ZHANG Yinhu¹, SHI Shuai², ZHANG Weihua¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Complex Systems Simulation Laboratory, Beijing 100101, China)

Abstract: The guidance precision of the launch vehicle during the flight stage within the atmosphere is greatly affected by the guidance coefficients of perturbation guidance. However, there is no comparable database for the guidance coefficients selection in the argumentation of a new launch vehicle, which cannot meet the demand for rapid calculation using the traditional test method. A real-time calculation method for the guidance coefficient which considers both the real-time status and the follow-up flight trajectory is proposed, based on introducing the concept of remaining flight speed in the standard trajectory. Through the numerical simulation, it is proved that higher guidance precision is achieved by the proposed method in comparison with the traditional method with constant coefficients. Since the guide capacity was predicted by this method, the guidance instruction do not change dramatically, which contributes to easy design for the attitude control system. Meanwhile, a fully analytical method was developed, so there is no additional calculation requirement for the rocket-born computer, giving rise to convenient engineering realization.

Key words: launch vehicle; perturbation guidance; guidance coefficient; real-time calculation

由于计算量小的巨大优势,摄动制导方式成为当前国内外运载火箭大气层内飞行段普遍采用的制导方式^[1-3]。针对弹道导弹和运载火箭的摄动制导^[4-5]理论已经比较成熟,当前对摄动制导的研究一方面是对摄动制导的应用研究^[6],另一方面集中在摄动制导射前诸元计算:雍恩米等采用求差法解算摄动制导的关机方程与导引方程系数^[7];马瑞萍等通过对经典模糊控制器进行改进,提出了适合摄动制导诸元解算的分级模糊控制规则和模糊控制系统模型^[8];苗育红等利用相对运动参数和绝对运动参数之间的关系,推导了

弹道导弹关机点偏导数计算公式,构成了完整的、高精度偏导数计算/校验算法^[9];鲜勇等设计空中在线诸元计算方法^[10],这些文献都是将导引系数当成一个常值或者采用相近型号的工程经验值。针对新的小型运载火箭,可供借鉴的经验参考值比较少,导引系数较难获得。而且一般需要采用试探方法,数值计算量可能较大^[11]。本文从制导问题本质出发,通过引入发动机剩余速度增量提出一种实时计算导引系数的计算方法,方法计算量小,经仿真表明计算结果合理,基于此方法进行的摄动制导导引精度比传统方法高。

* 收稿日期:2012-08-24

基金项目:国家863计划资助项目

作者简介:黄文博(1983—),男,四川邻水人,博士研究生,E-mail:hwbndt@163.com;

张为华(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zwh_kjs@163.com

1 问题描述

采用摄动制导方式的运载火箭制导目的是使运载火箭质心状态(位置速度)保持在理想弹道附近,状态偏差通过导引来消除(抑制或减小)。为了执行机构的控制易于实现,将运载火箭导引分为纵向和横向导引。制导指令是通过导航系统计算所得的运载火箭质心实时状态参数 X , 与存储在箭载机中的标准弹道数据进行对比再经过制导方程计算得到。俯仰通道导引控制方程如(1)式所示。

$$\delta_\varphi = a_0^\varphi \Delta\varphi_i + a_1^\varphi \dot{\Delta\varphi}_i + K_u^\varphi I_\varphi u_\varphi \quad (1)$$

其中, φ 表示俯仰角, a_0^φ 、 a_1^φ 为姿态控制参数, K_u^φ 为导引控制参数, I_φ 为衰减函数, u_φ 为导引目标量。由此可见, 导引控制量 δ_φ 实质上是一等效舵偏角, 按这种方式, 要对制导方案进行评估, 需要姿态控制系统设计参数、导引系数和衰减函数等都已知。而在新型运载火箭制导方案论证阶段, 姿态控制参数没有确定甚至姿态控制方案都没有确定, 导引系数也需要相近型号参数供参考, 此时无法按照(1)式进行制导系统的方案设计。因此, 本文提出完全脱离姿态控制回路的摄动制导导引方案设计方法, 导引系数不需要参考任何数据, 也不需要计算衰减函数, 完全通过飞行理想弹道和动力系统数据进行计算。

2 求解方法

制导系统的目标是实时给出运载火箭当前期望的发动机推力方向, 在发射惯性系中可以通过两个姿态角^[12] φ 、 ψ 按(2)式确定, 对这两个姿态角控制即能对推力方向进行控制。

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\psi \\ \sin\varphi\cos\psi \\ -\sin\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

在无偏差及干扰情况下, 运载火箭完全按照

理想弹道设计时的 φ_c 、 ψ_c 进行飞行可以使得真实弹道与理想弹道重合。在制导系统方案设计时, 需要对运载火箭在各种干扰和偏差条件下的真实弹道进行控制。以俯仰通道为例, 制导指令俯仰角可以写成(3)式:

$$\varphi(t) = \varphi_c(t) + k_d(\dot{\varphi} - \dot{\varphi}_c) + u_\varphi \quad (3)$$

导引目标量 u_φ 由真实弹道质心状态参数与理想弹道质心状态参数计算得到; k_d 为姿态控制系数, 在进行制导系统设计时, 可假设姿态控制系统为理想系统, 即不考虑姿态变化的动态过程, 则制导指令俯仰角为:

$$\varphi(t) = \varphi_c(t) + u_\varphi \quad (4)$$

由此可见, 制导指令俯仰角完全由理想弹道设计俯仰角和导引目标量决定。对于摄动制导方式, $\varphi_c(t)$ 数据为确定值, 故只需计算导引目标量。

2.1 导引目标量选择

u_φ 由当前运动状态参数与理想弹道对应参数比较得出。导引目标一般为关机点满足某要求。由摄动理论知, 关机点每一个状态参数 X_f 的变分与飞行中任意点的飞行状态的变分近似满足线性关系:

$$\begin{aligned} \delta X_f = & \frac{\partial X_f}{\partial V_x} \delta V_x(t) + \frac{\partial X_f}{\partial V_y} \delta V_y(t) + \frac{\partial X_f}{\partial V_z} \delta V_z(t) \\ & + \frac{\partial X_f}{\partial x} \delta x(t) + \frac{\partial X_f}{\partial y} \delta y(t) + \frac{\partial X_f}{\partial z} \delta z(t) \end{aligned} \quad (5)$$

$\delta X(X = V_x, V_y, V_z, x, y, z)$ 表示实际飞行参数 X 对理想弹道参数 X_c 的等时变分。

$$\delta X = X - X_c \quad (6)$$

导引目的是使 $\delta X_f \Rightarrow 0$ 。由于只能控制发动机的推力方向而不能控制推力大小, 故在有偏差时使得所有状态 $\delta X_f \Rightarrow 0$ 是不可能的, 只能选择对飞行任务影响大的参数进行控制。某小型运载火箭二级关机点参数对二级飞行段参数的偏导数量级如表 1 所示。一般说来, 运载火箭 y 向飞行速度、飞行

表 1 关机点参数对弹道参数偏导数量级

Tab. 1 The magnitude of partial derivatives for the ballistic parameters at the shutdown point

	$\frac{1}{\partial x}/m^{-1}$	$\frac{1}{\partial y}/m^{-1}$	$\frac{1}{\partial z}/m^{-1}$	$\frac{1}{\partial V_x}/(m/s)^{-1}$	$\frac{1}{\partial V_y}/(m/s)^{-1}$	$\frac{1}{\partial V_z}/(m/s)^{-1}$
$\partial x_f/m$	1.0	1.00E-03	1.00E-06	1.00E+02	0.1	1.00E-04
$\partial y_f/m$	1.00E-04	1.0	1.00E-04	0.1	1.00E+02	1.00E-03
$\partial z_f/m$	1.00E-04	1.00E-04	1.0	1.00E-03	1.00E-03	1.00E+02
$\partial V_{xf}/(m/s)$	1.00E-05	1.00E-04	1.00E-07	1.0	0.01	1.00E-06
$\partial V_{yf}/(m/s)$	1.00E-05	1.00E-03	1.00E-06	0.01	1.0	1.00E-04
$\partial V_{zf}/(m/s)$	1.00E-06	1.00E-06	1.00E-05	1.00E-05	1.00E-05	1.0
$\partial \theta_f/^\circ$	1.00E-07	1.00E-05	1.00E-07	1.00E-03	0.01	1.00E-06
$\partial \sigma_f/^\circ$	1.00E-07	1.00E-06	1.00E-06	1.00E-03	1.00E-04	0.01

高度 h 和横向飞行速度 V_z 是最重要的参数,因此一般选择这些参数作为导引目标量。由于飞行高度主要受 y 向飞行速度 V_y 影响,由表 1 易知,关机点当地速度倾角受 V_y 和 V_x 影响最大,因此,法向导引目标量选择关机点当地速度倾角 θ_f , 横向导引目标量选 V_{yf} 是合理的。

2.2 导引系数求取

由上节分析可知,法向导引目标量 u_φ 由关机点速度倾角偏差 $\delta\theta_f$ 计算得到,采用简单的比例反馈模型:

$$u_\varphi = k_\theta \delta\theta_f \quad (7)$$

由俯仰角定义易知, k_θ 为一负数,以下通过引入理想弹道剩余速度的概念说明 k_θ 的求取方法。记理想弹道惯性中 x 和 y 方向发动机提供的剩余速度分别为 A 、 B :

$$\begin{cases} A = \int_{t_s}^{t_f} \frac{p}{m} \cos(\varphi_c) dt \\ B = \int_{t_s}^{t_f} \frac{p}{m} \sin(\varphi_c) dt \end{cases} \quad (8)$$

p 为发动机推力值, m 为运载火箭质量,均是飞行时间的函数。 t_s 为制导计算当前时刻, t_f 为发动机关机时刻, φ_c 为理想弹道俯仰程序角。 A 、 B 和 φ_c 均以数组形式存储在箭载计算机中。

在有偏差情况下,按照理想弹道俯仰程序角进行积分,终端状态为:

$$\begin{cases} v_{xf} = A + v_{gx} + v_{Rx} + v_{x0} \\ v_{yf} = B + v_{gy} + v_{Ry} + v_{y0} \end{cases} \quad (9)$$

v_{gx} 、 v_{gy} 为理想弹道飞行过程重力积分速度, v_{Rx} 、 v_{Ry} 为理想弹道飞行过程气动力产生速度, v_{x0} 、 v_{y0} 为理想弹道速度初值。关机点速度倾角为:

$$\theta_{kf} = \arctan\left(\frac{v_{yf}}{v_{xf}}\right) \quad (10)$$

由摄动关系知

$$\theta_f = \theta_{f0} + \delta\theta_f \quad (11)$$

θ_{f0} 为理想弹道关机点速度倾角。加入制导导引指令后弹道终端状态为:

$$\begin{cases} v'_{xf} = \int_{t_s}^{t_f} \frac{p}{m} \cos(\varphi_c + k_\theta \delta\theta_f) dt + v'_{gx} + v'_{Rx} + v'_{x0} \\ v'_{yf} = \int_{t_s}^{t_f} \frac{p}{m} \sin(\varphi_c + k_\theta \delta\theta_f) dt + v'_{gy} + v'_{Ry} + v'_{y0} \end{cases} \quad (12)$$

由于摄动弹道在理想弹道附近,故可近似认为: $v'_{gx} = v_{gx}$, $v'_{gy} = v_{gy}$, $v'_{Rx} = v_{Rx}$, $v'_{Ry} = v_{Ry}$ 。导引后关机点速度倾角为:

$$\theta'_f = \arctan\left(\frac{v'_{yf}}{v'_{xf}}\right) \quad (13)$$

导引目标为:

$$\theta'_f = \theta_{f0} \quad (14)$$

摄动制导弹道 $\delta\theta_f$ 为一小量,可将 $k_\theta \delta\theta_f$ 当成一个小量,则有

$$\begin{cases} \sin(k_\theta \delta\theta_f) = k_\theta \delta\theta_f \\ \cos(k_\theta \delta\theta_f) = 1 - \frac{k_\theta^2 \delta\theta_f^2}{2} \end{cases} \quad (15)$$

故

$$\begin{cases} \int_{t_s}^{t_f} \frac{p}{m} \cos(\varphi_c + k_\theta \delta\theta_f) dt = \left(1 - \frac{k_\theta^2 \delta\theta_f^2}{2}\right) A - k_\theta \delta\theta_f B \\ \int_{t_s}^{t_f} \frac{p}{m} \sin(\varphi_c + k_\theta \delta\theta_f) dt = k_\theta \delta\theta_f A + \left(1 - \frac{k_\theta^2 \delta\theta_f^2}{2}\right) B \end{cases} \quad (16)$$

由(12)式与(9)式作差,并将(16)式代入其中,整理得:

$$\begin{cases} v'_x = v_x - k_\theta \delta\theta_f B - \frac{k_\theta^2 \delta\theta_f^2}{2} A + \Delta v_x \\ v'_y = v_y + k_\theta \delta\theta_f A - \frac{k_\theta^2 \delta\theta_f^2}{2} B + \Delta v_y \end{cases} \quad (17)$$

其中初始速度偏差 $\Delta v_x = v'_{x0} - v_{x0}$, $\Delta v_y = v'_{y0} - v_{y0}$ 。

$$\begin{aligned} \delta\theta_f &= \tan(\delta\theta_f) = \tan(\theta_f - \theta'_f) = \frac{\tan\theta_f - \tan\theta'_f}{1 + \tan\theta_f \tan\theta'_f} \\ &= \frac{\frac{v_y}{v_x} - \frac{v'_y}{v'_x}}{1 + \frac{v_y v'_y}{v'_x v_x}} = \frac{v_y v'_x - v_x v'_y}{v_x v'_x + v_y v'_y} \end{aligned} \quad (18)$$

将(17)式代入(18)式,整理得:

$$ak_\theta^2 + bk_\theta + c = 0 \quad (19)$$

其中:

$$\begin{cases} a = \frac{\delta\theta_f^2}{2} (-v_x \delta\theta_f A - v_y \delta\theta_f B - v_x B + v_y A) \\ b = \delta\theta_f (-v_x \delta\theta_f B + v_y \delta\theta_f A + v_x A + v_y B) \\ c = (v_x v_x + v_x \Delta v_x + v_y v_y + v_y \Delta v_y) \delta\theta_f + v_x \Delta v_y - v_y \Delta v_x \end{cases} \quad (20)$$

当 a 绝对值足够小时计算中将 a 置为 0, (19)式化为一次方程,可得:

$$k_\theta = -c/b \quad (21)$$

(19)式形式上为二次方程,由前分析知 k_θ 必为一负数(否则形成正反馈),当出现一正一负两个解时取负数解;当为两个负数解时取值参考上一周期计算值;当为两个正数解或者无解时(如 a 、 b 同时为 0,或者 $a \neq 0$,但是二次方程(19)式无解), k_θ 采用上一步计算值作用当前步计算结果。经多条弹道数据仿真表明,由于弹道的连续性,相邻两个计算周期内计算所得的 k_θ 不会出现大的

跳动,计算中按照取与上一步计算值相近的那个负数解的原则进行选择即可。

由上计算过程得到导引系数的解析解后,代入(7)式得到导引目标量。类似地,横向导引以 V_z 为导引目标,根据横向参数变分实时计算得到导引系数 k_{V_z} ,最终得到横向导引指令。

3 仿真结果及分析

3.1 仿真结果

以某小型固体运载火箭二级摄动制导飞行段弹道进行仿真。二级发动机 58.5s 点火,116s 关机。假设第一级飞行结束时 y 向速度偏差为 $\Delta V_y = 100\text{m/s}$ 。采用常值导引系数和采用本文所提实时计算所得导引系数进行导引的弹道与标准弹道速度偏差曲线如图 1 所示。

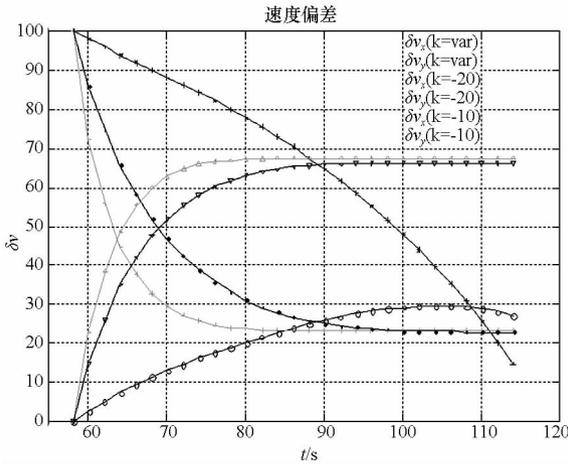


图 1 速度偏差对比

Fig. 1 The comparison of the speed deviation

由图 1 可知,采用本文方法的实时导引系数 ($k = \text{var}$) 使得最终 y 向速度偏差 δv_y 从 100m/s 减小到 11m/s ,同时 x 向速度偏差 δv_x 小于 30m/s ,且速度偏差平缓地减小;采用两组不同常值导引系数 ($k = -10, k = -20$) 时,共同特点是 $\delta v_y, \delta v_x$ 变化规律相似, y 向速度偏差最后都大于 20m/s , x 向速度偏差从 0 增加到 60m/s 以上,且速度偏差在飞行前半段变化幅度大,后半段变化幅度非常小;不同点是系数绝对值越大初始阶段速度偏差变化率越大。

3.2 结果分析

图 1 中三种情况的俯仰角变化曲线如图 2 所示, std 曲线表示标准弹道俯仰角。由于常值导引系数一般由工程经验获取,针对新型运载火箭由于没有参考数据而很难找到合适的值,由图 2 可以看出,采用常值导引系数在导引初期俯仰角变

化率大,在飞行后半段变化很小,这就是图 1 中飞行前半段速度偏差变化剧烈而后半段变化平缓的原因。本仿真算例中是把 y 向正的初始速度偏差减小,通过压低俯仰角来实现,采用常值导引系数时,初始变分 $\delta \theta_f$ 较大,导引目标量绝对值较大,因而俯仰角变化快,由于 x 向和 y 向运动完全耦合,俯仰角迅速压低造成推力在 x 方向的分量增加较快,这是 y 向速度剧烈减小时 x 向速度剧烈增大的原因。本文所提的实时导引系数计算方法,是将初始状态偏差和整个理想弹道后续飞行过程进行综合考虑,求解过程相当于对导引系数的导引能力进行预估,因而不会出现俯仰角剧烈变化的情况,由于每一步制导周期均以当前飞行状态参数进行计算,相当于对上一步长制导结果进行修正,使得最终导引精度比常值系数时高。

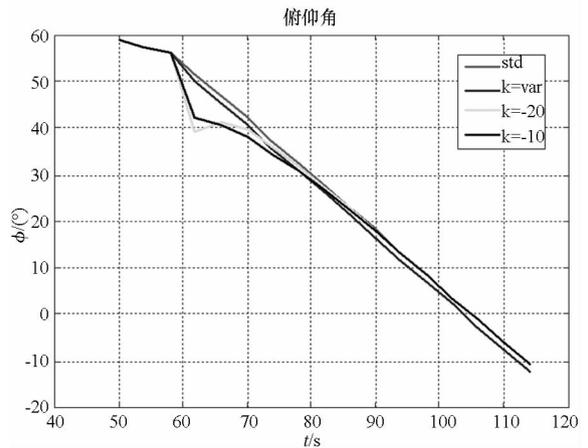


图 2 俯仰角变化曲线

Fig. 2 Curves of the pitch angle

4 结论

本文通过采用引入弹道剩余飞行速度的概念,提出摄动制导弹道导引系数实时计算方法,该方法由于将实时位置速度状态参数和整个后续飞行弹道进行综合考虑,对导引系数的导引能力有预估能力,故能使运载火箭不用进行剧烈的姿态调整来跟踪导引指令。与传统常值导引系数方法相比,只需箭载计算机增加存储剩余飞行速度数据。由于计算方法为完全解析法,对箭载计算机计算能力无特殊要求,在工程上易于实现。通过数字仿真验证,采用本方法进行导引,比传统方法导引精度高,且姿态变化平缓,易于姿态控制系统的实现。

参考文献 (References)

[1] 郎乃庸,朱维增,吴瑞华. 长征系列运载火箭介绍:长征二号系列(三)[J]. 中国航天,1997(10): 14-15, 20.

- DI Naiyong, ZHU Weizeng, WU Ruihua. The introduction of the Long March series rockets; Long March 2 rocket family [J]. Aerospace China, 1997 (10): 14 - 15, 20. (in Chinese)
- [2] Hanson J M, Dan C, Coughlin D J, et al. Ascent, transition, entry, and abort guidance algorithm design for the X-33 vehicle [C]//Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Boston, MA, Aug, 10 - 12.
- [3] Schleich W T, International R, Downey C. The space shuttle ascent guidance and control [C]//Guidance and Control Conference 1982, San Diego, CA, August 9 - 11.
- [4] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
CHEN Shinian. Design of control system[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005. (in Chinese)
- [5] Rammath R V. Multiple scales theory and aerospace applications [M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010:45 - 59.
- [6] Pamadi B N. Simple guidance method for single stage to low earth orbit[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(6): 1420 - 1426.
- [7] 雍恩米,唐国金. 基于摄动制导的弹道导弹发射诸元的仿真算法[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(5): 1048 - 1051.
YONG Enmi, TANG Guojin. A method of computing basic firing data of ballistic missiles based on disturbance guidance law[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(5): 1048 - 1051. (in Chinese)
- [8] 马瑞萍,许化龙,肖凡. 摄动制导诸元计算的一种模糊控制方法[J]. 航天控制, 2011, 29(2): 23 - 26, 30.
MA Ruiping, XU Hualong, XIAO Fan. A fuzzy control method of computing disturbance guidance firing data[J]. Aerospace Control, 2011, 29(2): 23 - 26, 30. (in Chinese)
- [9] 苗育红,周江华. 弹道导弹关机点偏导数计算/校验的新算法[J]. 航天控制, 2005, 23(3): 51 - 59.
MIAO Yuhong, ZHOU Jianghua. New algorithm for partial derivative computation/validation of shutdown point of ballistic missile[J]. Aerospace Control, 2005, 23(3): 51 - 59. (in Chinese)
- [10] 鲜勇,肖龙旭,李刚. 组合制导弹道导弹无依托快速发射技术研究[J]. 宇航学报, 2010(8): 1915 - 1919.
XIAN Yong, XIAO Longxu, LI Gang. Research on offhand fast launch technique for integrated guidance ballistic missile [J]. Journal of Astronautics, 2010(8): 1915 - 1919. (in Chinese)
- [11] 张最良. 运载火箭横向导引规律的一种设计方法[J]. 宇航学报, 1981(3): 41 - 51.
ZHANG Zuiliang. An approach to yaw steering law synthesis for a launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 1981(3): 41 - 51. (in Chinese)
- [12] 贾沛然,陈克俊,何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2009.
JIA Peiran, CHEN Kejun, HE Li. The ballistics of long-range rocket[M]. Changsha: National University of Defence Technology Press, 2009. (in Chinese)