

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2024.01.09

大展弦比机翼随动加载方法与装置研究

郭蔡果荟, 杨军*

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 大展弦比机翼载荷标定实验中, 随着载荷的增加, 机翼会发生弯曲变形, 导致加载点的法向载荷方向发生变化, 对载荷标定实验的准确性产生影响。为解决此问题, 设计了一套大展弦比随动加载装置, 该装置通过电缸控制加载点竖直方向的位移, 通过位移台控制电缸水平方向的位移, 利用联动控制系统使载荷标定实验中施加在机翼翼面的作用力与翼面始终保持垂直, 保证机翼所受载荷始终沿法向。开展随动加载与砝码垂向加载对比实验, 结果表明: 随动加载获得的数据相关系数达到0.999, 相较砝码垂向加载获得的数据相关系数0.976更优, 验证了随动加载装置的有效性。该装置不仅具有体积较小、操作简便的优点, 还为推动大展弦比机翼性能研究提供了有力支撑。

关键词: 随动加载装置; 大展弦比机翼; 固定法向载荷; 相关系数; 对比实验

中图分类号: TB93; V216

文献标志码: A

文章编号: 1674-5795 (2024) 01-0094-06

Research on tracking loading method and device of wings with high aspect ratio

GUO Caiguohui, YANG Jun*

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: In the load calibration experiments of wings with high aspect ratio, the wings will bend and deform with the increase of load, resulting in a change in the direction of the normal load at the loading point, which affects the accuracy of the load calibration experiments. To solve this problem, a set of high aspect ratio tracking loading device was designed. The device controls the vertical displacement of the loading point through an electric cylinder, and the horizontal displacement of the electric cylinder through a displacement table. The linkage control system is used to keep the force exerted on the wing surface in the load calibration experiment perpendicular to the wing surface, so as to ensure that the load on the wing is always in the normal direction. The comparison experiment between the tracking loading and the vertical loading was performed, and the results showed that the correlation coefficient of the data obtained by the tracking loading reached 0.999, which was better than the correlation coefficient of 0.976 obtained by the vertical loading of the weight, which verified the effectiveness of the tracking loading device. This device possesses the advantages of compact size and straightforward operation, thereby offering support for advancing the research on the performance of high aspect ratio wings.

Key words: tracking loading device; high aspect ratio wing; fixed-normal load; correlation coefficient; comparison experiment

收稿日期: 2024-01-15; 修回日期: 2024-02-22

基金项目: 国家民用飞机专项科研项目(XXXX-XXXX)

引用格式: 郭蔡果荟, 杨军. 大展弦比机翼随动加载方法与装置研究[J]. 计测技术, 2024, 44(1): 94-99.

Citation: GUO C G H, YANG J. Research on tracking loading method and device of wings with high aspect ratio [J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(1): 94-99.



0 引言

设计亚音速飞机时,一般情况下会通过提高升阻比来降低摩擦阻力。对于有限展长的飞机而言,大展弦比布局能够有效降低翼尖涡的影响,从而减小升力损失并降低诱导阻力。大展弦比机翼具有诱导阻力小、省油、省动力的优点^[1-2],能够使飞机航程更远、航时更长、载重量更大。随着航空业的快速发展,大展弦比机翼越来越多地应用于无人机以及民机。大展弦比机翼的蒙皮、壁板等通常采用复合材料制造,飞行过程中机翼结构变形较大,因此在实际飞行测试前,通常会进行地面标定实验以确保飞机飞行的稳定性与可靠性^[3]。

地面载荷标定实验通常采用砝码或者沙袋实现载荷加载,由于大展弦比机翼会在载荷的作用下发生变形,导致加载作用点的力臂发生变化,影响载荷标定实验的准确性。科研工作者对此展开了相关研究^[4]。覃湘桂等人^[5]提出了采用可变底座位置的加载方式,利用位移控制调整加载作动筒的加载方向,实现大变形机翼的弦平面载荷施加,该方法默认机翼的变形符合二次曲线,并以此为前提对载荷标定方法进行修正。陈建国等人^[6]利用位移式作动筒推动摆梁摆动,实现随动跟踪及载荷动态加载,保障飞机襟缝翼收放功能,这种方法对实验室的空间要求极高。庞宝才等人^[7]提出了单点双作动筒随动加载方法,通过调节2个作动筒位移和力的大小,保证2个作动筒的合力方向始终垂直于翼面,最终完成翼面载荷施加。该方法涉及多个截面的作动筒联合控制,系统复杂程度较高。

为解决大展弦比机翼的变形问题,克服原随动加载方案存在装置体积庞大、系统较为复杂的问题,探索适用于小型实验室对大展弦比机翼的加载研究的方法,设计一套利用机械结构控制加载方向与翼面法向平行的随动加载装置,且通过公式计算实现力的解耦,将垂直的力关系转化为实验装置位移关系,降低控制系统复杂程度,并开展随动加载与砝码垂向加载对比实验,验证随动加载装置的有效性。

1 随动加载原理

1.1 随动加载载荷标定原理

对于载荷标定实验,通常需要得到加载载荷与应变之间的对应关系^[8],即

$$\begin{bmatrix} M \\ Q \\ T \end{bmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: M 、 Q 、 T 分别为观察切面的弯矩、剪力、扭矩, $\mathbf{A}$ 为系数矩阵, ε_1 、 ε_2 、 ε_3 分别为所记录的截面应变数据。大展弦比机翼在载荷的作用下发生变形的受力情况如图1所示。

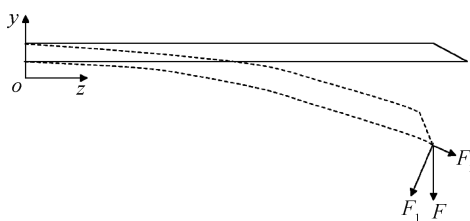


图1 大展弦比机翼受力示意图

Fig.1 Schematic of forces on the large aspect ratio wing

在添加载荷并达到稳定状态后,所受载荷 F 可以分解为垂直于翼面的法向载荷 F_1 以及与翼面相切的切向载荷 F_2 ,若仍采用 F 作为载荷标定方程中观察切面的理论载荷,系数矩阵相较正常值会偏大。引入修正矩阵 $\mathbf{B}$ 作为系数矩阵的补偿,则有

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} M \\ Q \\ T \end{bmatrix} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{A} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} M_1 \\ Q_1 \\ T_1 \end{bmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

式中: M_1 、 Q_1 、 T_1 分别为 F_1 作用下的切面弯矩、剪力、扭矩。

1.2 数学模型

随动加载原理图如图2所示,机翼在载荷作用下偏移的角度为 θ 。机翼左端约束在承重墙上,加载点受力始终与加载点处的翼面保持垂直,通过电缸控制加载点竖直方向的位移,通过位移台控制电缸水平方向的位移。加载点与约束点之间的距离为 X ,加载点竖直方向的位移为 Δy_1 ,加载点与电缸之间的固定距离为 Y 。可求出偏移角度 θ 为

$$\theta = \arcsin \frac{\Delta y_1}{X} \quad (3)$$

位移台水平位移 Δx 为

$$\Delta x = X - X \cdot \cos\theta + Y \cdot \sin\theta = X \cdot \left(1 - \cos\left(\arcsin \frac{\Delta y_1}{X}\right) \right) + Y \cdot \frac{\Delta y_1}{X} \quad (4)$$

电缸竖直方向位移 Δy_2 为

$$\Delta y_2 = Y \cdot \cos\theta + \Delta y_1 - Y = Y \left(\cos\left(\arcsin \frac{\Delta y_1}{X}\right) - 1 \right) + \Delta y_1 \quad (5)$$

联立式(3)、式(4)、式(5), 可获得位移台水平方向位移与电缸竖直方向位移之间的关系为

$$(\Delta x - X)^2 + (\Delta y_2 + Y)^2 = X^2 + Y^2 \quad (6)$$

实验中, 测得 $X = 832 \text{ mm}$, $Y = 287 \text{ mm}$, 电缸位移与位移台位移的关系如图3所示。

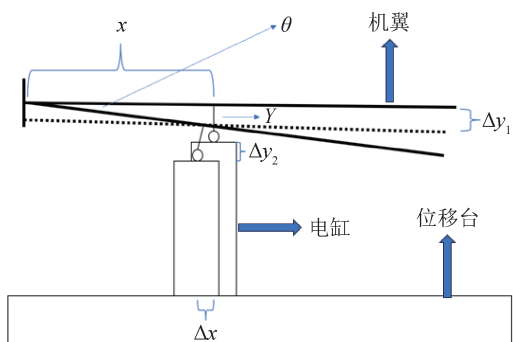


图2 随动加载原理图

Fig.2 Schematic diagram of tracking loading method

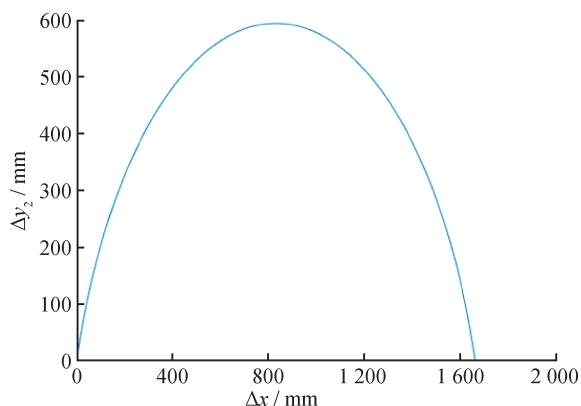


图3 电缸位移与位移台位移的关系图

Fig.3 Relationship between linear actuator displacement and motorized stage displacement

2 随动加载系统

2.1 随动加载装置

随动加载装置的设计图如图4所示, 共包含3个模块: ①夹持件模块, 与机翼保持固定; ②力传感器与球铰模块, 用于控制力的方向; ③电缸

与位移台模块, 用于控制整个装置垂直方向与水平方向的位移。

随动加载装置实物如图5所示。通过螺母将力传感器与下夹板固定, 采用适配机翼表面的木块来贴合翼面, 使力传感器与机翼表面相互垂直, 力传感器所测量的力为翼面的法向力, 即图1中的 F_1 。球铰额定载荷为10 kN, 极限旋转角度为 25° , 在试加载过程中发现机翼的弯曲角度不超过 10° , 因此球铰部分满足载荷要求。在整体机翼达到稳定状态时, 电缸对整体机翼的载荷为 F , 在机翼的法向上分解得到沿球铰杆垂直于翼面的 F_1 , 结合应变值构建载荷标定方程。

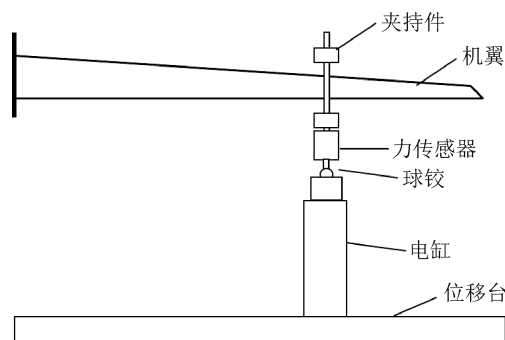


图4 随动加载装置设计图

Fig.4 Design draft of tracking loading device

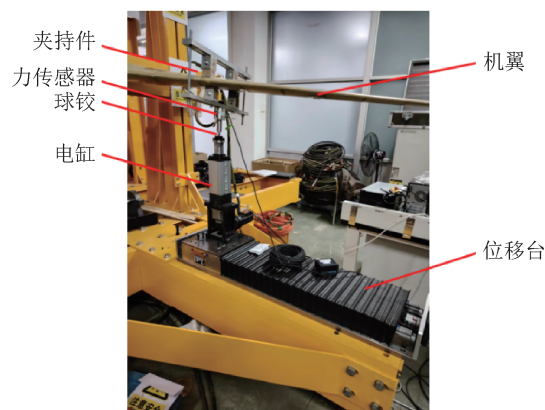


图5 随动加载装置实物图

Fig.5 Picture of tracking loading device

2.2 控制系统

整体装置可自由活动的部分为力传感器下的球铰, 包含电缸垂直方向的位移及位移台水平方向的

位移2个移动维度。设计了电缸与位移台的联动控制系统, 此联动控制系统与采集系统共同构成随动加载系统。随动加载系统控制流程如图6所示。

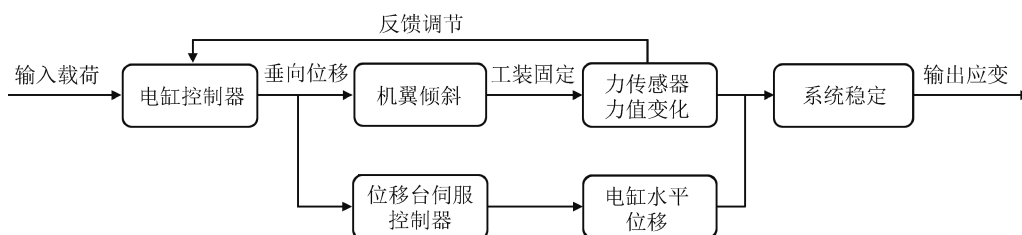


图6 随动加载系统控制流程图

Fig.6 Block diagram of tracking loading system control

开始加载后, 球铰偏离竖直方向, 通过位移台控制水平方向运动, 通过电缸控制竖直方向运动, 使力传感器数值为确定载荷时, 机翼达到稳定状态。力传感器始终与翼面保持垂直, 保证载荷沿法向施加。应变值稳定后, 读取力传感器的示数。通过数据采集系统采集应变值, 并逐级记录载荷数据, 如图7所示。

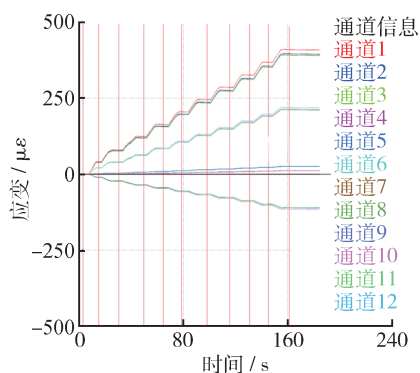


图7 逐级记录数据图

Fig.7 Data graph recorded step by step

为 ε_{M1} 、 ε_{M2} 、 ε_{M3} , 剪力应变片采集的剪力应变值分别为 ε_{Q1} 、 ε_{Q2} 、 ε_{Q3} , 将实验数据代入载荷标定方程, 分析机翼弯曲的弯矩、剪力与载荷之间的关系, 可得载荷标定方程^[10-12], 即

$$y = k_1 \varepsilon_{M1} + k_2 \varepsilon_{M2} + k_3 \varepsilon_{M3} + k_4 \varepsilon_{Q1} + k_5 \varepsilon_{Q2} + k_6 \varepsilon_{Q3} \quad (7)$$

式中: y 为载荷, k_1 、 k_2 、 k_3 分别为弯矩的影响系数, k_4 、 k_5 、 k_6 分别为剪力的影响系数。

将影响系数代入式(7)可计算得出不同加载级数下的预测载荷。随动加载实验载荷曲线如图8所示, 垂向加载实验载荷曲线如图9所示^[13]。

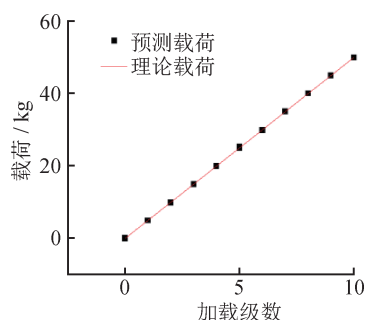


图8 随动加载实验载荷曲线

Fig.8 Loading curve of tracking loading test

3 随动加载实验

开展随动加载以及垂向加载实验, 实验载荷为50 kg, 以每10%为一级进行逐级加载^[9](即0、5、10...45、50 kg共11级)。选择3个截面进行测量, 通过数据采集系统测得对应的实验数据并进行记录。力传感器固定于下夹板中间部分, 扭矩并不能很好地体现实验效果, 因此主要针对弯矩和剪力进行采集与分析。

为了减小实验过程中的随机误差, 对每个工况重复3次实验, 记录数据并取平均值, 再进行线性分析。3个截面的弯矩应变片采集的应变值分别

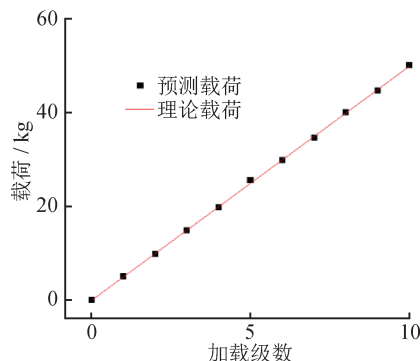


图9 垂向加载实验载荷曲线

Fig.9 Loading curve of vertical loading test

随动加载实验相关参数如表1所示,垂向加载实验相关参数如表2所示^[14-15],可以看出50 kg的加载条件下,随动加载实验数据的标准差相较垂向加载更接近于0,表明随动加载实验数据的离散程度相较垂向加载更小;随动加载实验数据的相关系数更接近于1,表明随动加载实验数据的回归效果更好。

表1 随动加载实验相关参数

Tab.1 Parameters related to tracking loading test

参数	系数	标准差	相关系数
k_1	0.16	0.14	0.999
k_2	-0.05	0.16	
k_3	0.16	0.14	
k_4	-0.03	0.11	
k_5	0.27	0.12	
k_6	-0.04	0.10	

表2 垂向加载实验相关参数

Tab.2 Parameters related to vertical loading test

参数	系数	标准差	相关系数
k_1	-0.42	1.75	0.976
k_2	0.37	1.83	
k_3	0.92	1.63	
k_4	-0.81	0.89	
k_5	1.32	0.78	
k_6	-0.27	0.74	

4 结论

根据大展弦比机翼在载荷作用下的实际变形情况,提出了一种适用于载荷标定实验的随动加载方案。通过随动加载装置及控制系统的合理设计,保证机翼法向载荷准确施加。开展了随动加载与垂向加载对比实验,随动加载实验数据的标准差和相关系数均优于垂向加载,验证了随动加载装置的有效性。该装置可靠性高、体积较小且易操作,为小型实验室研究大展弦比机翼力学性能提供了有效手段,对于推动我国航空器载荷测试技术发展具有积极意义。

参考文献

- [1] 谢长川,吴志刚,杨超,等.大展弦比柔性机翼的气动弹性分析[J].北京航空航天大学学报,2003,29(12): 1087-1090.
XIE C C, WU Z G, YANG C, et al. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(12): 1087-1090. (in Chinese)
- [2] 段卓毅,王伟,耿建中.高空长航时太阳能无人机高效气动设计新挑战[J].空气动力学报,2017,35(2): 156-171.
DUAN Z Y, WANG W, GENG J Z. New challenges in efficient aerodynamic design for high altitude long endurance solar UAVs[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 156-171. (in Chinese)
- [3] 黄伟丰,刘克格,闫楚良,等.基于安装结构实测发动机推力的载荷标定方法[J].航空动力学报,2016,31(12): 2941-2948.
HUANG Y F, LIU K G, YAN C L, et al. Load calibration method based on measured engine thrust in the mounting structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2941-2948. (in Chinese)
- [4] 冉玉国,刘会,张金梅,等.大展弦比机翼的非线性气弹响应分析[J].空气动力学报,2009,27(4): 394-399.
RAN Y G, LIU H, ZHANG J M, et al. Analysis of the nonlinear aeroelastic response for large-aspect-ratio wing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(4): 394-399. (in Chinese)
- [5] 覃湘桂,徐维民,刘海峰,等.大变形条件下机翼法向载荷的随动加载技术[J].南京航空航天大学学报,2018,50(5): 640-644.
QIN X G, XU W M, LIU H F, et al. Tracking loading technology of wing's normal force under large deformation condition[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(5): 640-644. (in Chinese)
- [6] 陈建国.飞机襟缝翼收放功能试验随动加载研究[J].工程与实验,2015,55(3): 1-4.
CHEN J G. Aircraft flap retracting and releasing function test follower loading study[J]. Engineering & Test, 2015, 55(3): 1-4. (in Chinese)
- [7] 庞宝才,董登科,弓云昭,等.襟缝翼可动翼面的随动加载方法研究[J].机械科学与技术,2014,33(10): 1590-1593.
PANG B C, DONG D K, GONG Y Z, et al. Study on

- tracking loading method of locomotory wing for flap and slat [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2014, 33(10): 1590-1593. (in Chinese)
- [8] 闫楚良, 刘克格. 飞机结构经济寿命可靠性设计与评定[J]. 振动、测试与诊断, 2012, 32(3): 355-363.
YAN C L, LIU K G. Reliability design and evaluation of aircraft structures for economic life [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2012, 32(3): 355-363. (in Chinese)
- [9] 刘彦鹏, 刘克格, 张书明, 等. 有起落架布置的双三角翼载荷测试技术研究[J]. 振动、测试与诊断, 2016, 36(5): 1003-1008.
LIU Y P, LIU K G, ZHANG S M, et al. Research on double delta wing load test technique with landing gear arrangement [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(5): 1003-1008. (in Chinese)
- [10] 黄伟丰, 裘进浩, 刘克格. 支柱式起落架载荷标定数据工程处理方法[J]. 振动、测试与诊断, 2020, 40(2): 248-254.
HUANG Y F, QIU J H, LIU K G. Methods of engineering processing of load calibration data for strut landing gear [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2020, 40(2): 248-254. (in Chinese)
- [11] 王勇, 付佳豪, 田永卫, 等. 弯扭组合梁载荷测量实验研究[J]. 计测技术, 2023, 43(2): 112-117.
WANG Y, FU J H, TIAN Y W, et al. Experimental study on load measurement of flexural torsional composite beams [J]. Metrology & Measurement Technology, 2023, 43(2): 112-117. (in Chinese)
- [12] 倪天琦, 田永卫, 王勇, 等. 起落架载荷标定模型的集成学习方法[J]. 计测技术, 2023, 43(2): 10-18.
NI T Q, TIAN Y W, WANG Y, et al. Ensemble learning method for landing gear load calibration model [J]. Metrology & Measurement Technology, 2023, 43(2): 10-18. (in Chinese)
- [13] 郑甲宏, 王泽峰, 沈雳. 直升机载荷标定方程回归变量的优选方法[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(24): 299-303.
ZHEN J H, WANG Z F, SHEN P. Optimisation of regression variables for helicopter load calibration equations [J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(24): 299-303. (in Chinese)
- [14] 张涵夏. 适用于线性回归和逻辑回归的场景分析[J]. 自动化与仪器仪表, 2022(10): 1-4, 8.
ZHANG H X. Scenario analysis for linear and logistic regression [J]. Automation and Instrumentation, 2022(10): 1-4, 8. (in Chinese)
- [15] 侯乔乔, 张清勇. 一种改进的载荷标定试验数据回归算法[J]. 工程与实验, 2018, 58(4): 22-24.
HOU Q Q, ZHANG Q Y. An improved regression algorithm for load calibration test data [J]. Engineering & Test, 2018, 58(4): 22-24. (in Chinese)

(本文编辑: 刘圣晨)



第一作者: 郭蔡果荟(1998—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为动态载荷识别与研究。



通讯作者: 杨军(1979—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为力学量动态测试与校准技术以及动态测量理论方法研究。