

基于压电式传感器的力矢量测量模型研究

任宗金,贾振元,王浩然,高翼飞,陈 皞

(大连理工大学 精密与特种加工教育部重点实验室,辽宁 大连 116023)

摘 要:关键器件在受外部冲击或自身调整过程中所受的力矢量关系到控制精度及系统结构设计。力矢量的测量是对力大小、方向和作用点的确定,可根据力的等效原则转化为对所受3个力和3个力矩的测量。根据压电式力传感器的特点,基于静力平衡方程,推导出了3个分力和作用点坐标的求解表达式,确定了合理的传感器数目,建立矢量力求解的数学模型。实验表明,根据该模型研制的压电式力矢量测试系统能实现发动机力矢量测量要求。

关键词:力;压电式;数学模型;测量;传感器

中图分类号:TH823;V412.1 **文献标识码:**A

Research on the Force Vector Measurement Model Based on the Piezoelectric Sensor

REN Zongjin, JIA Zhenyuan, WANG Haoran, GAO Yifei, CHEN Hao

(Key Lab. for Precision and Non-traditional Machining Technology of Ministry of Education,

Dalian University of Technology, Dalian 116023, China)

Abstract: The force vector of the key equipment for many important applications during impacting and adjusting is necessary to be considered, which may affect the control precision and the system structure design. The force vector measurement is the confirming of the magnitude, direction and the action point, which could be transformed the measurements of the three forces and torques according to the force equivalent principle. According to the characteristics of the piezoelectric force sensor, the expression of solving the three component forces and the coordinates of action point are deduced based on the equation of static equilibrium. The reasonable number of the sensors is confirmed and the mathematical model of solving the force vector is built. Experiments show that the measurement system satisfies the requirements of the motor force vector test according to the model.

Key words: force; piezoelectric; mathematical model; measurement; sensor

0 引言

越来越多的行业开始关注重要元器件在受到外部冲击或自身调整过程中所受的力,期望通过测量的方法,准确获取其所受力的信息,以实现可靠设计或实现主动精确调整。如在航天领域,航天器被送入太空后,轨控与姿控发动机以脉冲点火的方式开始工作,精确调整航天器的预定轨道和姿态,这就需要事先精确测量发动机的脉冲推力矢量输出性能^[1]。目前,国内外普遍采用力敏元件为电阻应变片或半导体应变片的六分力推力偏心试验台,来测量发动机推力矢量^[2-4];但该试验台系统动态性能不

足,震荡干扰较大。在航空领域,各发达国家非常重视对新型飞机的超声速巡航、高机动、特别是隐身性能的要求。美国的 F-22 早已实现了机载有效载荷内埋装载的形式,这一技术是其迈入四代机的重要支撑^[5-6]。实现有效载荷内埋装载,首先要解决舱门系统的设计。在高速特别是超声速情况下,舱门高速打开给现代飞机设计带来了许多复杂的气动问题。这也需要设计动态性能优良的测试系统,对舱门打开过程中所受冲击力矢量进行全方位的测量和记录,为系统结构设计、材料选择、驱动系统设计提供原始数据。

在动态性能较好的传感器中,压电石英式传感

收稿日期:2011-05-07

基金项目:国家自然科学基金资助项目(50675026)

作者简介:任宗金(1978-),男,山东胶南人,博士后,主要从事压电式传感器及力测量的研究。E-mail:renzongjin@163.com。

器以其高刚性、高固有频率、高稳定性的特点,近年来得到极大的应用和发展^[7]。应用压电式传感器来求解力矢量,其布置与数学模型的建立和解算成为关键。

1 力矢量定义

宏观物体的受力情况较复杂,而如果将其所受力以等效的原则进行合成,则其受到的最多是 3 个方向的力和力矩,通常合称为六维力。力矢量求解就是力的三要素,即确定力的大小、方向和作用点,对发动机的推力矢量定义如图 1^[8]所示。

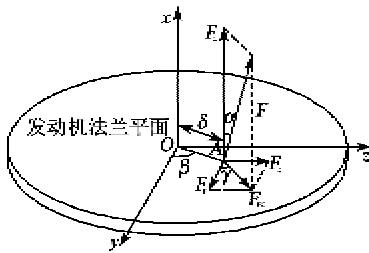


图 1 发动机推力矢量定义示意图

图 1 中所示的各参数均可通过矢量力 F 沿 3 个坐标轴的分量和作用点坐标求得。力分量根据力的平衡方程进行求解;作用点坐标根据受力体的 3 个方向上的力矩平衡方程求取,力矢量的求解实质上力平衡方程和力矩平衡方程的求解。

2 压电式传感器的特点

压电式传感器采用的力敏元件通常为压电石英晶片,常用的石英晶片有两种切型 X_0 和 Y_0 。 X_0 切型利用了石英晶体纵向效应,压电系数为 $d_{11} = 2.31 \text{ pC/N}$; Y_0 切型利用了石英晶体剪切效应,压电系数为 $d_{26} = 4.52 \text{ pC/N}$ 。压电石英晶体的压电系数都很小,所以必须保证石英晶片正负电荷输出面之间阻抗尽可能大,否则由压电效应产生的电荷将很快泄漏,阻抗一般要达到 $10^{13} \Omega$,特殊情况下必须保证 $10^{14} \Omega$ 。为方便引出电荷和便于组装,石英晶片通常采取两片对装的方式,形成单元晶组,如图 2 所示。事先检测两晶片的正负电荷输出面,将输出为“—”的一面对接,并在两面之间加铜片电极。

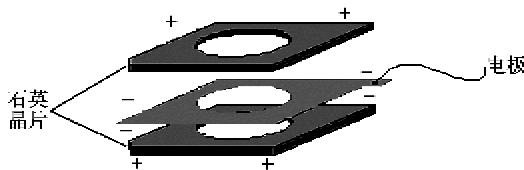


图 2 石英晶体单元晶组

图 2 中的单元晶组只能测量一个方向的力,如

果将一组 X_0 切型单元晶组和两组 Y_0 切型单元晶组合在一起,形成组合晶组,则可同时测量 3 个方向的力,组合晶组如图 3 所示。

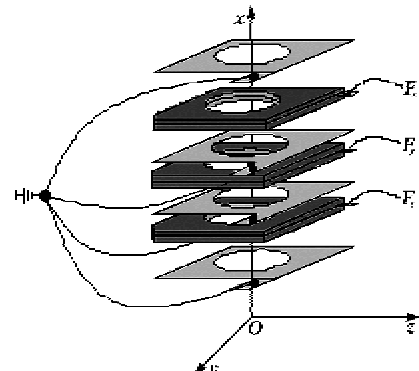


图 3 石英晶体组合晶组

由图 3 可见, x 方向的力由 X_0 切型单元晶组实现, y, z 方向由两组 Y_0 切型单元晶组实现。这样的组合晶组经封装后,就成为压电式三向力传感器。该组合方式便于系统的模块化设计,并有利于简化系统结构,提高系统的可靠性。

3 力矢量测量数学模型

3.1 受力体的静定与超静定

为便于对一个实体进行受力测量,首先要使其处于静定或超静定状态,如图 4 所示。空间中的任意实体,共有 6 个自由度,即沿 3 个坐标方向的移动自由度 X, Y, Z 和沿 3 个坐标轴的旋转自由度 $\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}$ 。

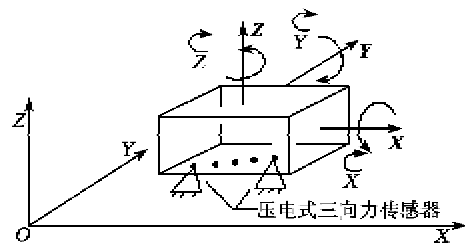


图 4 空间实体六自由度示意图

可使用适当布置的空间中 6 个约束,完全限制空间体的 6 个自由度,这就是六点定位原理。图 4 中,在该实体的底部连接压电式三向力传感器,一个三向力传感器可同时测量 3 个方向的力,即约束 3 个自由度,那么应用结构力学的理论,该三向力传感器可认为是一个固定铰支座。对于一个空间实体来说,总共有 6 个自由度,添加一个固定铰支座,约束 3 个自由度;添加两个,约束其 5 个自由度;添加不在一条直线上的 3 个,就完全约束了 6 个自由度,即该实体完全处于静定状态。在有些方向上,可能还

出现了多余约束的情况,即出现超静定。即使用压电式三向力传感器实现力矢量测量,所用传感器的个数至少为3个。

3.2 力矢量测量数学模型

假设对轨/姿控火箭发动机添加了 $n(n \geq 3)$ 个三向力传感器,每个三向力传感器在图示坐标系中的坐标为 (a_i, b_i, c_i) ($i=1-n$,表示三向力传感器标号),如图5所示。

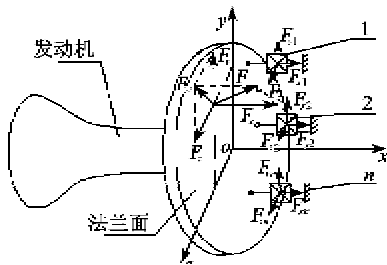


图5 发动机与 $n(n \geq 3)$ 三向力传感器连接
根据静力平衡条件,可得:

$$\begin{cases} F_x = \sum_{i=1}^n F_{xi} \\ F_y = \sum_{i=1}^n F_{yi} \\ F_z = \sum_{i=1}^n F_{zi} \end{cases} \quad (1)$$

根据力矩平衡方程,可得:

$$\begin{cases} 0 = bF_z - cF_y - \sum_{i=1}^n (b_i F_{zi} - c_i F_{yi}) \\ 0 = cF_x - aF_z - \sum_{i=1}^n (c_i F_{xi} - a_i F_{zi}) \\ 0 = aF_y - bF_x - \sum_{i=1}^n (a_i F_{yi} - b_i F_{xi}) \end{cases} \quad (2)$$

式中: F_{xi}, F_{yi}, F_{zi} 分别为第 i 个三向力传感器 x, y, z 向输出力的大小; (a, b, c) 为推力矢量 F 作用点坐标。

由于推力矢量 F 作用于 yz 坐标平面上,作用点 x 向坐标 $a=0$,对式(2)作进一步的变形,可得:

$$\begin{bmatrix} 0 & F_z & -F_y \\ -F_z & 0 & F_x \\ F_y & -F_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n (b_i F_{zi} - c_i F_{yi}) \\ \sum_{i=1}^n (c_i F_{xi} - a_i F_{zi}) \\ \sum_{i=1}^n (a_i F_{yi} - b_i F_{xi}) \end{bmatrix} \quad (3)$$

根据式(3),可求得:

$$\begin{cases} b = \frac{\sum_{i=1}^n (c_i F_{xi} - a_i F_{zi})}{\sum_{i=1}^n F_{xi}} \\ c = \frac{\sum_{i=1}^n (b_i F_{xi} - a_i F_{yi})}{\sum_{i=1}^n F_{xi}} \end{cases} \quad (4)$$

这样力矢量的测量模型就建立起来了。

3.3 传感器布置方式

根据上面的推导,只要 $n \geq 3$,就能测试发动机推力矢量;而从经济与结构设计方面,这里取 $n=4$,从而使传感器布置实现完全对称,如图6所示。

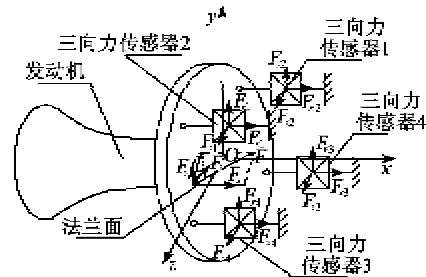


图6 传感器布置方案

同样使4组三向力传感器中心位于与 yz 坐标平面平行的距离为 l 的同一平面内,并定位于该平面内边长为 $2a$ 的正方形4个角点上,在图6所示坐标系中,4组三向力传感器的坐标 $(a_1, b_1, c_1), (a_2, b_2, c_2), (a_3, b_3, c_3), (a_4, b_4, c_4)$ 分别为 $(l, a, a), (l, a, -a), (l, -a, -a), (l, -a, a)$ 。根据式(1)、(4)得到 $n=4$ 时推力矢量 F 求解表达式:

$$\begin{cases} F_x = \sum_{i=1}^4 F_{xi} \\ F_y = \sum_{i=1}^4 F_{yi} \\ F_z = \sum_{i=1}^4 F_{zi} \\ b = \frac{a(F_{x1} + F_{x4} - F_{x2} - F_{x3}) - lF_z}{\sum_{i=1}^4 F_{xi}} \\ c = \frac{a(F_{x1} + F_{x2} - F_{x3} - F_{x4}) - lF_y}{\sum_{i=1}^4 F_{xi}} \end{cases} \quad (5)$$

4 实验

在对各组传感器进行标定的基础上,对测试系

统的推力矢量测量性能进行了实验。取两个象限分别对测试系统进行推力矢量测量实验,每个象限进行3次,然后取平均值。测量所得的实验结果如表1~3所示。

表1 推力矢量测量实验理论输出

力/N	F_x /N	F_y /N	F_z /N	b /mm	c /mm
400	399.6	12.6	12.6	0.86	0.86
800	799.2	25.1	25.1	0.86	0.86
1 200	1 198.8	37.7	37.7	0.86	0.86
1 600	1 598.4	50.2	50.2	0.86	0.86

表2 第二象限推力矢量测量数据

力/N	F_x /N	F_y /N	F_z /N	b /mm	c /mm
400	400.1	12.6	-11.9	0.90	-0.88
800	799.5	25.1	-23.2	0.92	-0.87
1 200	1 198.4	37.6	-34.6	0.93	-0.91
1 600	1 597.0	50.2	-45.7	0.90	-0.89

表3 第四象限推力矢量测量数据

力/N	F_x /N	F_y /N	F_z /N	b /mm	c /mm
400	400.2	-13.3	11.7	-0.92	-0.85
800	800.6	-24.1	23.1	-0.88	-0.91
1 200	1 201.4	-35.2	34.8	-0.89	-0.87
1 600	1 602.3	-45.9	46.5	-0.91	-0.85

由表1~3可知,主推力 F_x 的最大测量误差为3.6 N,侧向推力 F_y 、 F_z 的测量误差为4.5 N、4.3 N;推力作用点测量误差 b 为0.08 mm, c 为0.12 mm。测量误差基本在要求的范围内。

5 结束语

通过对力矢量定义参数和压电式传感器特点的分析,采用静力平衡方程的方法,研究了力矢量各参数的求解方法,建立了利用压电式传感器求解力矢量的通用数学模型,推导了力矢量求解的数学表达式。实验表明,该测量数学模型可靠,能对所作用的力矢量各参数进行精确求解。

参考文献:

[1] 严雄雄,耿卫国.小发动机推力矢量的测量[J].推进

技术,2000,6(3):86-88.

YAN Xiongxiang, GENG Weiguo. Thrust vector measurement for small engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 6(3): 86-88.

[2] RUNYAN R B, RYND J P. Thrust stand design principle [C]//Nashville, TN: AIAA 17th Aerospace Ground Testing Conference, 1992.

[3] SIMS J D, COLEMAN H W. Improving-hybrid motor thrust measurements at test stand 500 [C]//Los Angeles, CA: 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.

[4] 王红艳,孙宝元,钱敏,等.基于有限元分析的推力矢量测试平台研究[J].压电与声光,2006,28(5):618-220.

WANG HongYan, SUN Baoyuan, QIAN Min, et al. Study on thrust vector measuring platform based on finite element method[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2006, 28(5): 618-220.

[5] BRIMHALL Z N, DIVITOTAWELA N, ATKINSON J P, et al. Design and validation of a six degree of freedom rocket motor test stand [C]//Hartford, CT: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.

[6] YADAV D, RAMAMOORTHY R P. Nonlinear landing gear behavior at touchdown [J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1991, 113: 677-683.

[7] 孙宝元,张贻恭.压电石英力传感器及动态切削测力仪[M].北京:计量出版社,1985.

[8] 任宗金,孙宝元,张军,等.轨/姿控火箭发动机推力矢量动态测试系统测量原理与动态性能[J].航空学报,2009,30(11):2037-2044.

REN Zongjin, SUN Baoyuan, ZHANG Jun, et al. Measurement principle and dynamic performance of pulse thrust vector measuring system for attitude/orbit rocket [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(11): 2037-2044.