

小发动机推力矢量的测量^{*}

颜雄雄, 耿卫国

(北京试验技术研究所, 北京, 100074)

摘 要: 针对小发动机推力矢量的特点和测量要求, 在分析二轴转台数学模型的基础上提出了间接测量推力矢量的线性组合法, 最后给出误差计算公式。通过转台的旋转和伸缩形成不同的试验工况, 得到测量数据的超定方程组, 再用最小二乘法解矛盾方程求得推力矢量的方向角和偏移量。经多次试验表明, 用该方法测量推力矢量参数的不确定度远小于 $\pm 5\%$, 超过了原定技术要求。

关键词: 发动机; 推力向量控制; 推力测量; 向量运算; 最小二乘法; 推力偏差; 推力偏心角

中图分类号: V439.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)02-0086-03

Thrust vector measurement for small engine

YAN Xiong-xiong, GENG Wei-guo

(Beijing Inst. of Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: A two-axial rotating table was designed to measure the thrust vector of small engine used for satellite. According to the characteristics of thrust vector and the requirements of measurement of small engine, a linear combination method was made for the indirect measure of thrust vector based on the analysis of the mathematical model of the two-axial rotating table. Firstly, an overdetermined system of equations of measured data was built up by rotating and stretching the rotating table, then the thrust vector parameters were calculated with least square method applied to the overdetermined system of equations. The experimental results show that the uncertainty of measurement of thrust vector is in $\pm 5\%$, in the allowable range of predefined technical requirements.

Key words: Engine; Thrust vector control; Thrust measurement; Vector operational; Least square method; Deviation of thrust; Thrust misalignment angle

1 引 言

发动机推力矢量的偏斜角 α 、偏移量 δ 等参数对卫星的轨道转移影响很大^[1]。用卫星小姿控发动机纠偏, 将消耗大量推进剂, 显著缩短卫星寿命。基于这类发动机推力矢量的测量模型还未见到公开文献报道, 而力矢量测量则多用六分力天平, 不适合于既小又复杂的推力矢量的测量。本文利用研制的二轴转台测试装置数学模型, 用线性组合法求得了推力矢量的偏斜角和偏移量。

2 测量模型的建立

图1所示为推力矢量测试装置的数学模型, 以下皆选用右手直角坐标系。 $XYZO$ 为转台坐标系,

$X'Y'Z'O'$ 为发动机坐标系。

推力矢量 $\mathbf{F} = iF_x + jF_y + kF_z$ 作用于对接面 $Y'O'Z'$ 平面的 A 点上, 矢径 $r = OA = ix + jy + kz$, 那么 $\mathbf{F}$ 对 O 之矩矢 $\mathbf{M}_O(\mathbf{F})$ 及对各轴之矩 $m_x(\mathbf{F})$, $m_y(\mathbf{F})$, $m_z(\mathbf{F})$ 为

$$\mathbf{M}_O(\mathbf{F}) = r \times \mathbf{F} = \begin{vmatrix} i & j & k \\ x & y & z \\ F_x & F_y & F_z \end{vmatrix}$$

$$m_x(\mathbf{F}) = yF_z - zF_y, \quad m_y(\mathbf{F}) = zF_x - xF_z,$$

$$m_z(\mathbf{F}) = xF_y - yF_x.$$

在 F_x 和 x 为已知解情况下, 欲求 y, z, F_y, F_z , 必须用三轴转台, 这在工程上实难解决推进剂管道进入发动机的问题, 所以采用二轴转台。

再看图1, 推力矢量参数有: α 为推力矢量 $\mathbf{F}$ 与

* 收稿日期: 1999-05-24; 修订日期: 1999-11-04。获奖情况: 本课题获航天工业总公司科技进步二等奖。

作者简介: 颜雄雄: (1960—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为计算机应用, 发动机测控技术。

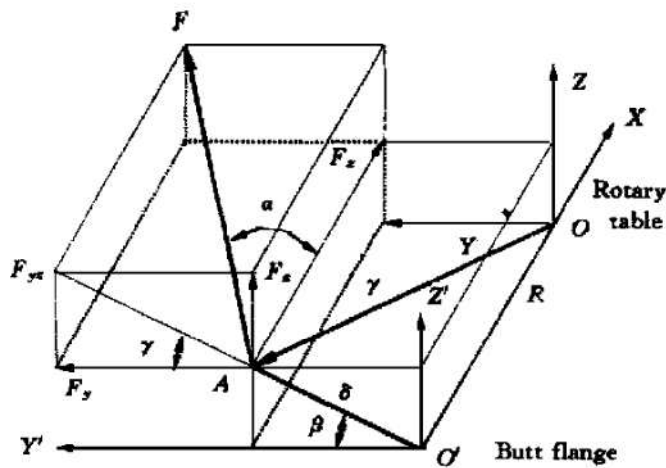


Fig. 1 Coordinate system and thrust vector

X 轴的偏斜角; δ 为偏移, 即 A 点距其坐标原点 O' 的距离; β 为 F_y 与 $O'Y'$ 的夹角; γ 为分力 F_{y2} 与 $O'Y'$ 的夹角。

二轴转台由动架和定架两部分组成(见图 2)。发动机装在转台动架水平轴上, 动架水平轴可沿 X 轴半径移动并绕 X 轴转动, 转台水平轴端装有测轴向力的测力装置。转台定架的上下沿 Z 轴由轴承固定, 定架可绕 Z 轴转动, 定架上装有侧向力的测力装置。

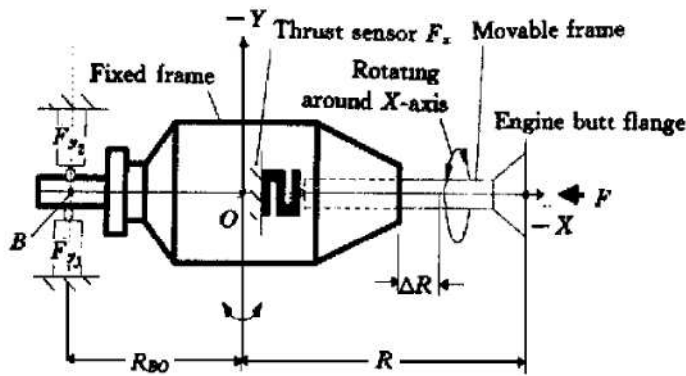


Fig. 2 Construction of thrust vector measuring device

发动机推力矢量测试设备设计的机理是: 将推力的测量分解为测量沿 X 轴的推力 F_x 和绕 Z 轴的转矩 M_z , 即一个主推力 F_x 及两个侧向力 F_{y1} 和 F_{y2} 的测量。

当发动机点火时, 其推力矢量将产生绕 Z 轴旋转的力矩 M_z 。则推力矢量测试装置的数学模型为

$$-M_z = F_x(\delta \cos \beta + R \tan \alpha \cos \gamma) \quad (1)$$

式中 M_z 为矢量推力产生的绕 Z 轴的力矩; F_x 为矢量推力的 X 轴分力; R 为转台 Z 轴与发动机法兰面的距离。

$$M_z = (F_{y1} - F_{y2}) * R_{BO}$$

令 $S = -M_z/F_x$, 则其数学模型变为

$$S = \delta \cos \beta + R \tan \alpha \cos \gamma \quad (2)$$

其中 M_z , F_x , R 为可测参数, α , β , γ , δ 为待求参数。显然一个方程求不出 4 个未知数, 若想得到推力矢量参数还必须用些技巧。

3 推力矢量计算

3.1 线性组合法

当发动机绕 X 轴旋转 θ 角, 式 (2) 变为

$$S = \delta \cos(\beta + \theta) + R \tan \alpha \cos(\gamma + \theta) \quad (3)$$

若分别改变 R 和 θ , 使发动机点火 n 次 ($n = 6 \sim 8$), 则有

$$S_i = \delta \cos(\beta + \theta_i) + R_i \tan \alpha \cos(\gamma + \theta_i), \quad i = 1, 2, 3, \dots, n \quad (4)$$

或

$$S_i = \delta \cos \beta \cos \theta_i - \delta \sin \beta \sin \theta_i + R_i \tan \alpha \cos \gamma \cos \theta_i - R_i \tan \alpha \sin \gamma \sin \theta_i, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n \quad (5)$$

令

$$\begin{aligned} x_1 &= \tan \alpha \cos \gamma, \\ x_2 &= -\tan \alpha \sin \gamma \\ x_3 &= \delta \cos \beta, \\ x_4 &= -\delta \sin \beta \end{aligned} \quad (6)$$

则式 (5) 可写为矩阵形式

$$AX = S \quad (7)$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} R_1 \cos \theta_1 & R_1 \sin \theta_1 & \cos \theta_1 & \sin \theta_1 \\ R_2 \cos \theta_2 & R_2 \sin \theta_2 & \cos \theta_2 & \sin \theta_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ R_n \cos \theta_n & R_n \sin \theta_n & \cos \theta_n & \sin \theta_n \end{bmatrix}$$

$$X = (x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4)^T$$

$$S = \begin{bmatrix} -\frac{M_1}{F_1} & -\frac{M_2}{F_2} & \dots & -\frac{M_n}{F_n} \end{bmatrix}^T$$

根据最小二乘法原理, 得到 X 的解为

$$X = (A^T A)^{-1} A^T S \quad (8)$$

由式 (6) 可得推力矢量参数:

$$\begin{aligned} \alpha &= \tan^{-1} \sqrt{x_1^2 + x_2^2} \\ \beta &= \tan^{-1} \left| -\frac{x_4}{x_3} \right| \\ \gamma &= \tan^{-1} \left| -\frac{x_2}{x_1} \right| \\ \delta &= \sqrt{x_3^2 + x_4^2} \end{aligned} \quad (9)$$

为了简明地检验计算数据，定义了^[2,3]

$$\sigma_s^2 = \sum_{i=1}^n (S_{c_i} - S_i)^2$$

式中 S_{c_i} 为由试车数据计算出的 α , β , γ , δ 代入式 (5) 而得的计算值; S_i 为由试车时测量的 M_i , F_i 变换而得的测量值。

3.2 误差计算

参数的误差估计采用基于误差传播规律的传递法^[4,5]。由前面的计算可知, α 是 M_i , F_{xi} , θ , R_i 的函数, $i=1\sim n$ 。由于 M_i , F_{xi} , θ , R_i 相互独立, 故根据误差传播公式可以证明

$$\sigma_\alpha^2 = \sum_{i=1}^n \left| \frac{\partial \alpha}{\partial M_i} \sigma_{M_i} \right|^2 + \sum_{i=1}^n \left| \frac{\partial \alpha}{\partial F_{xi}} \sigma_{F_{xi}} \right|^2 + \sum_{i=1}^n \left| \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \sigma_{\theta_i} \right|^2 + \sum_{i=1}^n \left| \frac{\partial \alpha}{\partial R_i} \sigma_{R_i} \right|^2 \tag{10}$$

β , γ , δ 误差公式完全类似于式 (10)。

经过 10 次高空模拟试车考验, 获得了 9 台发动机的推力矢量参数及其误差, 为正样发动机装卫星提供了依据, 证明此测量方法和计算方法是可行的。其数据列于表 1 (α , β , γ , δ 略)。可见, 测得的推力矢量参数的不确定度远小于 $\pm 5\%$ 。

Table 1 Results of measured thrust vector and it's deviation

Test No.	01	02	03	04	05	06	07	08	09
S	2.91	1.13	1.33	0.40	1.44	1.78	1.78	2.13	0.68
σ_s	0.04	0.07	0.04	0.05	0.15	0.26	0.30	.037	0.25

参 考 文 献

[1] 沙定国, 刘智敏. 测量不确定度的表示方法 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 1994.

[2] 沙定国. 实用误差理论与数据处理 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1992.

[3] 张叔涵. 测量误差理论 [M]. 北京: 中国工业出版社,

1966.

[4] 斯图尔特 G W. 矩阵计算引论 [M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1980.

[5] Forsythe G E. 计算机数值计算方法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1987.

(责任编辑: 史亚红)

简 讯

日本 M-14 发动机喷管故障导致发射失败

2000 年 2 月, 日本的 M-5 运载火箭在鹿儿岛航天中心发射时, 第一级固体火箭发动机 (M-14) 的喷管出现故障, 导致日本航空航天研究院的 Astro-E x 射线观测台受损。卫星已从运载火箭上分离, 但在大气中烧毁, 致使发射失败。官方称, 安装在 M-5 上的摄像机显示火箭升空后 25 s 和 41 s 由于排气使固体火箭发动机出现裂缝。

M-14 发动机由日产汽车公司制造, 1997 年 2 月首次飞行。该发动机采用潜入式锥形喷管。

(本刊通讯员)