

月球着陆探测器发动机推力线测量及标定

李学焕, 李 俊, 王立新, 马如军
(西安航天发动机厂, 陕西 西安 710100)

摘 要: 月球着陆探测器发动机推力线测量及标定是发动机装配与调整的关键环节。通过创建精测镜坐标系, 实现发动机在对接面坐标系中的推力线平行量与偏斜的转换, 得到热试车后标定推力线的方法。通过发动机热试车后数据分析, 推力线测量及标定方法满足技术条件要求。

关键词: 推力线测量; 精测镜坐标系; 对接面坐标系

中图分类号: V463-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 06-0085-05

Measurement and calibration of thrust line of lunar lander engine

LI Xue-huan, LI Jun, WANG Li-xin, MA Ru-jun
(Xi'an Space Engine Factory, Xi'an 710100, China)

Abstract: Measurement and calibration of lunar lander engine thrust line is a key link in the process of engine assembly and adjustment. In this paper, the conversion between thrust line parallel and oblique of the engine in the docking surface coordinate system is achieved by creating coordinate system of the accurate measurement mirror, and the calibration method of the thrust line is obtained in engine thermal test. The analysis of data got in the engine hot test indicates that the measurement and calibration methods can satisfy the requirement of technical index.

Keywords: measurement of thrust line; coordinate system of accurate measurement mirror; coordinate system of docking surface

0 引言

探月工程二期月球着陆探测器采用具有大范围变推力工作的液体变推力发动机作为主发动机, 变推力发动机提供月球着陆探测器制动、轨

控、悬停、软着陆等需要的主要动力。针对试车前后的发动机的特殊性, 通过对现有新仪器的研究开发出相应的测量方案, 对交付总体前后发动机推力线进行标定, 方可为总体确定发动机推力线在舱体坐标系中的位置提供坐标数据。因此, 完成月球着陆探测器发动机推力线测量及标定,

收稿日期: 2013-06-09; 修回日期: 2013-07-09

作者简介: 李学焕 (1962—), 女, 工程师, 研究领域为三坐标精密测量技术应用

需要确定测量方案并建立相应检测体系,设计专用装配与测量工装,明确合理的测量工艺流程。

1 测量系统及技术指标

1.1 发动机推力线

发动机理论推力线为喉部横截面中心与喷口端面中心的连线。发动机实际推力线为发动机通过热标试车测量出来的推力矢量。

1.2 精测镜坐标系

以 A, B, C 三面的交点作为精测镜坐标系原点 o , 以通过原点 o 并垂直于 A 面为 x 轴, 以

通过原点 o 并垂直于 B 面为 y 轴, 以通过原点 o 并与 x, y 轴所组成的平面垂直为 z 轴。 x, y, z 轴指向符合右手定则, 如图 1(a)所示。

1.3 法兰对接面坐标系

发动机对接面坐标系原点为发动机对接平面的理论圆心。 $x'-x'$ 平面通过原点 o' 并与对接面重合, z' 轴通过原点 o' 并与 $x'-y'$ 平面垂直。 $x'-y'-z'$ 轴建立形式及指向见图 1(b)。

1.4 技术指标

喷管喉部中心在精测镜坐标系中坐标数据 x, y, z , 坐标值精度 0.10 mm; 发动机推力线与安装面垂直度不大于 $6'$ 。

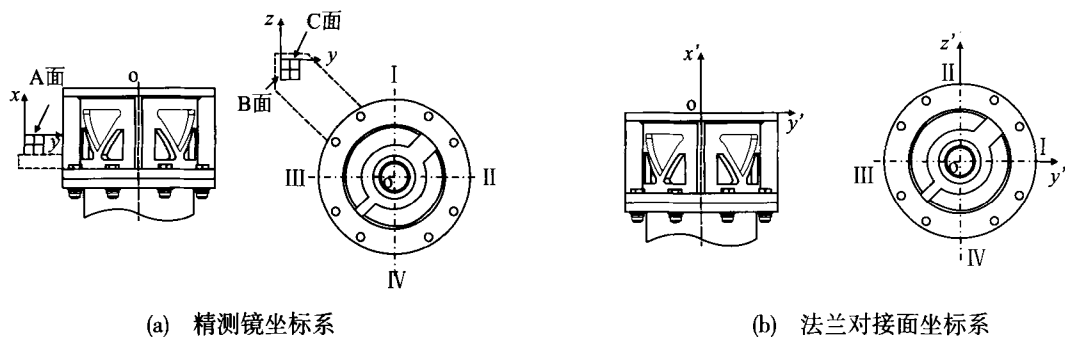


图 1 精测镜坐标系及法兰对接面坐标系

Fig. 1 Coordinate system of accurate measurement mirror (a) and docking surface coordinate of flange joint (b)

2 推力线测量系统设计

2.1 测量系统的选择

以往的发动机测试是在发动机零位确定后,用限位接杆锁定发动机零位,这个零位作为伺服机构安装、调试零位,也是发动机点火时的控制零位。与以往的发动机测试不同,此型号发动机是在加工过称中对推力线偏斜与横移进行控制,通过实测数据为调整推力线偏斜提供依据,对发动机头部法兰对接面进行返修使推力线垂直于对接面,满足设计精度。发动机在总体对接时发动机实际推力线是由发动机热标后推力矢量的数据为准。根据总体设计要求,需要测量精测镜与发动机头部法兰对接面的空间相对坐标位置,测量推力线在精测镜坐标系下的坐标位置。精测镜作为厂内交付前零位测量,厂外交付总体测量的基

准,精度要求非常高,因此精测镜坐标系的测量与建立非常关键。

针对发动机的结构及外形尺寸,进行大量仪器设备的调研,确立了激光跟踪仪。激光跟踪仪可实现对发动机的坐标测量,且空间点位测量精度可达 5 ppm。选用激光跟踪仪来完成发动机推力线的测量。

2.2 精测装置工装设计

由于此型号发动机结构特殊,总体高度 1 600 mm,上法兰端面直径 $\Phi 300$ mm,喷管出口直径 $\Phi 910$ mm,喷管为变壁厚截面,最薄处仅为 0.5 mm,推力线的准确测量难度大;喷管喉部位置在喷管内部,难以实现测量。因此,需要设计专用测量工装,以保证发动机推力线的准确测量。

2.3 精测镜的设计与精密装配

精测镜作为发动机所有技术指标测量的基

准, 要求空间位置精度高, 允差 0.04 mm, 设计精测镜为 20 mm×20 mm×20 mm 的立方体, 选用的材料为 K9 玻璃, 它的光学均匀性要求为 3, 光吸收系数为 3C。而且 5 个抛光面的平行度和垂直度应小于 3", 安装稳固, 经过长途运输后不会发生位置变化。

精测镜安装复杂, 安装精度高, 而且由于装配精测装置的安装位置空间狭小, 所以装配精测装置的设计、安装方法要求高。为了保证平行度、垂直度设计要求, 精测镜安装后不能有任何微小的位置移动; 在将精测装置稳定的连接在发动机喷注器壳体的指定位置上并保证图纸安装精度要求, 对发动机实际推力线进行标定, 发动机安装完成后将其从发动机上拆除。

3 测量流程的确定

建立合理的测量流程是至关重要的, 它可以缩短产品研制生产周期, 保证发动机的可靠性, 有效、快捷地为发动机加工制造提供可靠的数据保障, 为总体装配确定发动机推力线在舱体坐标系的位置提供装配参考数据。

3.1 法兰对接面坐标系下推力线的测量

由于发动机喷管为钨钼合金旋压焊接加工成型, 推力线偏斜与横移在加工过程中很难控制, 需要通过实测数据将产品对接面进行返修, 使推力线垂直于对接面, 加工对接孔。返修方案如下:

- 1) 以发动机推力线为第一轴, 在发动机对接面 4 个象限位置上采点, 记录各点高度, 找出高低点位置并标识, 作为加工返修推力线偏斜的依据。

- 2) 返修完毕后再次测量推力线偏斜: 测量对接面建立第一轴定 z 为零, 测量对接面中心孔定 x, y 坐标为零建立坐标系。再次测量推力线, 计算喉部中心横移值, 并将结果作为加工法兰对接孔的依据。

3.2 精测镜坐标系下推力线的测量

根据总体技术要求, 确定精测镜安装位置。

测量精测镜 A, B, C 面, 基本坐标系以 C 面定义第一轴, $+z$ 方向, 求 ABC 三面相交, 交点定 $x=0, y=0, z=0$ 建立精测镜坐标系。计算发动机推力线与 x 坐标轴的夹角 α , 与 z 轴夹角 γ , 与 y 轴的夹角 β 。得到喷管喉部中心在精测镜坐标系中坐标数据 x, y, z 。

3.3 热标推力线在精测镜坐标系下的坐标转换

发动机在总体对接时发动机推力向量是由发动机热标后推力向量的数据为准, 所以必须将热标得到的推力向量转换到精测镜坐标系下进行分析。对发动机精测镜坐标系与对接面坐标系关系进行精确测量, 计算震动试验前后精测镜位置变化。将发动机热标取得的发动机推力线数据通过数学计算建立推力线空间坐标方程, 将热标推力线在对接面坐标系下模拟构造出来。对发动机热标推力线在精测镜坐标系下位置数据进行计算。

4 发动机推力线测量

4.1 参数的测量

在测量之前, 对于大喷管状态发动机, 使用装配调节平台将发动机固定, 逐步进行各个参数的测量。

4.1.1 喉部圆的测量

由于发动机自身的结构, 发动机喉部内型面激光无法直接测量到, 因此用喉部外壁上方圆柱端横截面中心来替代喉部横截面中心位置, 推力室喉部外壁上方圆柱中心与喉部圆中心同心度为 0.02 mm, 换算成角度为 0.06', 这个值对测量结果影响很小, 因此外圆可以替代内圆作为喉部测量基准, 满足要求。测量时, 以对接面为基准将测量位置固定在喉部上方圆柱端一个固定截面, 保证测点通过喉部并位于同一截面位置。

4.1.2 喷口圆的测量

由于喷管出口处壁厚为 0.5 mm, 外形尺寸大且壁厚较薄, 存在较大的圆度误差。中心位置无法确定。喷管在加工过程中需要工装定位, 因此测量时需用工装固定, 使之与加工状态保持一致, 满足测量要求。发动机垂直托架工装在两个位置 (喉部与喷口) 将发动机固定并与发动机内

型面贴合。

4.1.3 推力线测量

将两个圆心构造一条直线作为推力线。计算推力线与法兰对接平面夹角, 计算发动机喷管喉部中心点在法兰对接面的垂点与法兰对接面理论中心距离。喉部与喷口推力线测量如图2所示。

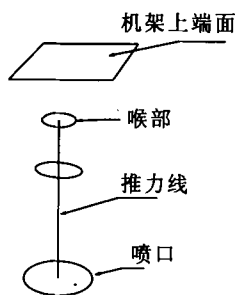


图2 喉部与喷口测量图

Fig. 2 Survey sheet of throat and nozzle

4.2 推力线在法兰对接面坐标系及精测镜坐标系中的转换

测量精测镜 A, B, C 面, 建立精测镜坐标系 $x-y-z$ 。计算推力线与 x 坐标轴的夹角 α 。计算推力线与 z 轴夹角 γ , 推力线与 y 轴的夹角 β 。查看喷管喉部中心点坐标值, 得到喷管喉部中心在精测镜坐标系中坐标数据。推力线在法兰对接面及精测镜坐标系中的相互转换, 如图3所示。

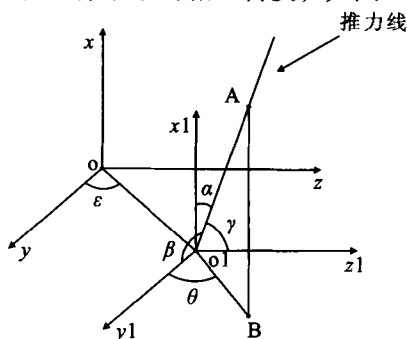


图3 推力线在法兰对接面及精测镜坐标系中的转换

Fig. 3 Conversion of thrust line in coordinate system of flange docking surface and coordinate system of accurate measurement mirror

4.3 热标推力线在精测镜坐标系下的坐标转换

由于某发动机在总体对接时发动机推力向量是由发动机热标后推力向量的数据为准, 所以必须将热标得到的推力向量转换到精测镜坐标系下

进行分析。因此研究热标推力线在精测镜坐标系下的转换方法是十分必要的。

4.3.1 热标后提供的数值

- 1) 发动机热标推力线与精测镜坐标轴的夹角 α, β, γ ;
- 2) $o-o_1$ 的距离;
- 3) 热标推力线与精测镜交点坐标;
- 4) ε : $o-o_1$ 连线与精测镜坐标系 y 轴的夹角;
- 5) θ : 热标推力线投影到精测镜坐标系 yz 平面 (即 A 面) 上, 投影直线与精测镜坐标系 y 轴的夹角;
- 6) 精测镜坐标系下, 热标推力线与对接面交点坐标。

4.3.2 坐标系转换

根据热标数据 $o-o_1$ 距离, $\alpha, \varepsilon, \theta$ 计算推力线在精测镜坐标下的位置。通过空间几何关系:

$$\cos \gamma = \sin \alpha \cdot \sin \theta$$

$$\cos \beta = \sin \alpha \cdot \cos \theta$$

$$\cos^2 \alpha + \cos^2 \beta + \cos^2 \gamma = 1$$

可得 β, γ 值, 建立空间推力线方程:

$$x = x_0 + A \cdot \cos \alpha$$

$$y = y_0 + A \cdot \cos \beta$$

$$z = z_0 + A \cdot \cos \gamma$$

式中: x_0, y_0, z_0 为 o_1 点坐标; A 为常量。

根据以上公式, 可推出热标推力线与对接面交点, 转换至精测镜坐标系下点坐标值。通过将热标后的数据转换至精测镜坐标系下, 实现热标前后的数据比对。

5 测量数据一致性分析

根据文献 [6], 在重复性分析中, 样本数量原则上小于 10 即可满足要求。因此, 为验证测量方法的精度对同一长喷管状态进行了 6 次一致性测量。表 1 为长喷管状态一致性测试数据。

从表 1 可以看出, 推力线平移量和推力线偏斜量测量 6 次的重复性误差分别为 0.030 mm, 0.007°, 满足误差 0.10 mm 及 6' 的测量精度的要求, 可以用于推力线的测量。

表 1 长喷管状态一致性测试数据
Tab. 1 State consistency testing dada of long nozzle

测量次数	推力线平移量/mm	推力线偏斜量/(°)
1	1.44	0.072
2	1.42	0.069
3	1.43	0.073
4	1.42	0.064
5	1.43	0.071
6	1.41	0.064
最大值	1.44	0.073
最小值	1.41	0.064
平均值	1.425	0.069
重复性误差	0.030	0.007

6 结束语

建立的月球着陆探测器发动机推力线测量及标定方法已用于 4 次地面状态热试车、2 次真空热试车前的零位测量和 3 次发动机的厂外交付精测。实践证明这种推力线测量及标定方法正确, 测量流程合理, 数据准确可靠, 满足技术条件要求。本研究方法具有一定的通用性, 在其他型号发动机装配方面也具有一定的指导意义。

参考文献:

[1] 谢祖通. 三坐标测量机探针系统误差的研究[J]. 计量与测试技术, 2009, 36(9): 52-53.

[2] 郁菁菁, 李明, 张靓, 等. 激光跟踪仪现场测量的系统不确定度研究[J]. 机械设计与研究, 2008, 24(1): 81-83.

[3] 李海涛. 火箭发动机推力矢量测量理论、方法与自动测试技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.

[4] 张国雄. 三坐标测量机[M]. 天津: 天津大学出版社, 1999.

[5] 《计量测试技术手册》编辑委员会. 几何量[M]. 北京: 中国计量出版社, 1997.

[6] 费业泰. 误差理论与数据处理[M] 四版. 北京: 机械工业出版社, 2000.

[7] 宋巧莲. 三坐标测量机测量误差的分析与修正[J]. 安徽职业技术学院学报, 2004 (2): 34-36.

[8] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.

[9] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

[10] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

[11] 张富春, 张军, 许文海, 等. 激光跟踪仪现场测量不确定度的评定[J]. 计量学报, 2005, 26(1): 20-22.

[12] 张富春, 张军, 唐文彦, 等. 激光跟踪仪在大尺寸工件几何参数测量中的应用[J]. 工具技术, 2002, 36(5): 26-28.

[13] 李伟森, 李蕾, 杜昌达. 发动机推力线快速测量方法研究[J]. 宇航计测技术, 2012, 32(5): 56-60.

[14] 王颐. L 型控制发动机两种推力测量方法比较[J]. 固体火箭技术, 2001, 24(1): 76-78.

[15] 张春富, 唐文彦, 李慧鹏, 等. 激光跟踪仪在固体火箭发动机推力线测量中的应用[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6):548-551.

[16] 赵万明. 液氧/煤油发动机试车主要参数测量方法研究 [J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 51-56.

[17] 徐峰, 张少博, 陈海峰. 发动机热试车数据测量误差分析及处理方法[J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 72-75.

[18] 王军钢, 赵万明, 唐丽萍. 提高低温压力测量准确度的方法初探[J]. 火箭推进, 2012, 38(5): 65-69.

(编辑: 张永秀)