火箭发动机推力矢量偏心载荷测量系统的方案研究

姚文秀，杨耀栋，张陈安，李静美

中国科学院力学研究所，高温气体动力学国家重点实验室（筹），北京海淀区 100190

摘要　火箭发动机由于燃烧室、矢量喷管工作过程中的不对称流动，必然产生相对主推力矢量而然微小的侧向力，由于对飞行器的控制精度要求越来越高，这种微小的侧向力对飞行器的控制带来的影响作用需引起足够重视。在地面试验过程中，除了需要精确测量主推力矢量载荷外，还需要精确测量侧向力的矢量载荷，为飞行器的精确控制提供依据。本文针对这一实验技术问题，制定了研究方案，提出了需要解决的关键技术问题。针对这些技术问题，提出了解决这些问题的技术方案，并论证了所提出的技术方案的可行性。

关键词　火箭发动机, 推力矢量, 测力系统, 技术方案

引　言

火箭发动机由于燃烧室、矢量喷管工作过程中的不对称流动，必然产生相对主推力矢量而然微小的侧向力，由于对飞行器的控制精度要求越来越高，这种微小的侧向力对飞行器的控制带来的影响作用需引起足够重视。

要评估发动机的工作效果，需要在地面试验试车台上通过大量实验得到，以往的发动机地面试验由于控制精度要求不是很高，地面试验主要测量发动机的轴向主推力矢量。测量的方法是把发动机试验模型通过支撑系统安装在试验台上，在发动机的头部轴向安装单分量应变测力传感器。这种方法的不足之处是，只能测量主推力矢量的单分量载荷，无法得到侧向力的载荷分布。而且测量传感器所感受的载荷只是总载荷的一部分，主要载荷要靠测量系统的支撑系统来分解。理论上讲，如果支撑系统和外供燃料管路系统的线性度很高时，测量系统可以保证测量的精度，反之，所设计安装的系统线性度不好时，对测量精度影响很大，必然带来较大的试验误差。另外，这种方法由于每次试验的安装状态都不同，所以，必须每次实验前对测量系统进行标定校准，从而增加了试验工作量和试验成本。

根据发动机推力矢量测量的试验要求，所设计的矢量测量系统需要满足如下条件：

a）载荷范围：

发动机轴向推力 Fx：1500～3500N。

发动机侧向推力 Fy：0～100N。

发动机侧向推力 Fz：0～100N。

b）测量传感器校准精度：小于 1%。

c）测量传感器安装位置环境最高温度：50 度。

d）试验有效时间：大于 10s。

e）可进行六分量载荷测量，包括三个方向的推力载荷和对参考坐标系的三个力矩载荷。

从以上要求可以看出，侧向载荷较发动机主推力矢量载荷有量级的差别，设计测量系统需特别关注；设计的测量系统需要有适当的热防护措施；由有效试验时间要求情况，测量系统可以按准静态处理，在有效时间内，系统在有效时间内，振动效应完全可以衰减掉。

1 发动机推力测量系统的方案

通过以上对问题的分析和要求，测力系统本着提高测量精度、操作和安装简单方便的原则。所设计的方案是把测力系统的传感器安装在支撑系统与试验模型底部之间。如图 1 所示。实验模型和所受到的载荷全部由测力传感器支撑，这样模型测量的载荷变化就是发动机工作

所带来的载荷，从而避免了其它支撑对测量带来的干扰，这样只要保证传感器的测量精度，就可以大大提高了测量的试验精度。传感器的标定可以在高精度的校准台上完成，在试验时只要进行简单验证性标定即可满足试验要求。从而避免了原来试验方法所需要的重复性校准工作，提高了试验效率。

传感器的测量结构分为浮动框、测力元件和固定框。固定框与试验支撑系统连接，浮动框与模型连接在一起，实验模型所受到的各个分量的载荷可以通过浮动框传递到各个测量元件。

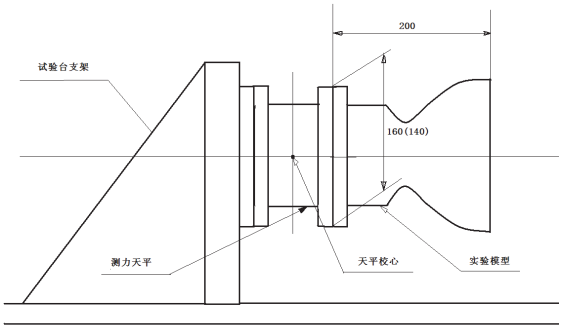

图 1

2 发动机推力测量系统的关键技术问题

针对所提出的测量系统有两个最关键的技术问题，这些问题解决的情况直接关系到所研制的发动机推力系统的成败。

从试验要求来看，侧向推力载荷较主推力矢量载荷小一个量级以上，要在同一个传感器上测量这两种载荷，需要解决大载荷对小载荷的干扰问题。如不能很好地解决这个问题，所测量的侧向力载荷可能不是真实的发动机侧向载荷，造成测量失真。

另一个需解决的技术问题是发动机供应管路（包括两组推进剂管路和一组控制气路）对测量系统的影响问题。发动机的外管路直接接到实验模型上，理论上讲，发动机工作时模型的载荷要分解一部分测量载荷。要考虑这些管路对测量的影响，使之这些管路对测量的影响小于试验误差范围以内。从发动机实际载荷的分布情况来看由于轴向推力的载荷很大，管路对主推力载荷测量的精度影响不大，也容易解决。重点考虑管路对测量与主推力垂直的侧向力载荷的影响。

3 关键技术的解决方案

1.1 主推力载荷对侧向载荷的测量干扰问题解决方案

采用如下几个技术途径

（1）测力传感器的设计把不同测量载荷实现机械分解。

根据预测载荷的对测力元件的作用效果，采用三组承载梁，相应的测量元件分为三组：

第一组测量：Fx，Mz，Mx

第二组测量：Fz，My

第三组测量：Fy

不同组别载荷的机械分解原理：

每个感受载荷的弹性联杆的两端采用双向弹性铰链。 这种弹性铰链 可以提供非测量载荷方向的横向自由度，使得测量联杆只能传递拉力或压力，理论上排除了其它两个方向力的作用效果。弹性联杆只能感受到要测量载荷的作用，这样完成了不同组测量元件的机械分解。如图 2 所示，该机构保证只传递预测力 N 的效果，而与测量联杆轴向垂直方向的 F 没有作用。

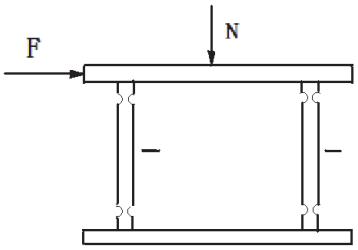

图 2

（2）同一组载荷测量的分解方法

对每一个测量组，根据各个载荷的对测量元件的应变特点，通过各个分量间的电桥布置的不同，实现同一测量组几个载荷的测量分解。

如图 3 和图 4 所示，分别表示弹性联杆在正压载荷和力矩载荷作用下的应变状态。

对于图 3 的正压型预测载荷，可以把 1 号梁和 2 号梁的应变叠加来换算出载荷 N，

即：$N = A \cdot (\varepsilon_1 + \varepsilon_2)$。

对于图（4）的力矩预测载荷，可以把 1 号梁和 2 号梁的应变相减来换算出载荷 Mz，即：$M_z = A \cdot (\varepsilon_1 - \varepsilon_2)$。

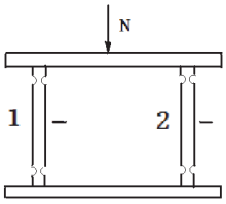

图 3

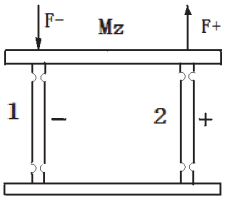

图 4

（3）通过传感器的标定来消除不确定因素带来的各个载荷之间的干扰。

理论上讲，所设计的方案各个测量元件没有干扰，但在实际传感器的研制过程中的各个环节都会带来微小的干扰，包括加工和安装误差、不同弹性联杆材料性能的差异、不同应变片的一致性差异、不同应变片的粘贴位置的偏差、双向弹性铰链也不是理想铰链等不确定因素。对于不同载荷之间的干扰作用可以反应在传感器标定公式的干扰系数中，可以在高精度校准台上，通过静态校准把各个载荷的干扰系数测量出来，从而进一步提高测量的精度。例如 Y 方向的校准公式，可以通过校准得到传感器的校准系数：

$$Y = K_y \cdot \Delta U + K_X^Y \cdot X + K_Z^Y \cdot Z + K_{Mx}^Y \cdot Mx + \cdots\cdots + K_{X^2}^Y \cdot X^2 + \cdots\cdots$$

其中 K_X^Y、K_Z^Y、K_{Mx}^Y……$K_{X^2}^Y$…为干扰系数，一般来讲，干扰系数较传感器的主系数至少低两个数量级，校准精度度可以保证小于 0.5%.。

通过以上的三种技术手段，在不考虑发动机外来管路的情况下，可以保证精确测量作用在实验模型的有效载荷。

1.2 发动机供应管路对测量系统的影响问题的解决方案

解决思路是通过管路的参数和型线的设计把管路对测量的影响限制在远小于测量误差要求以内。采取以下三种方法：一、对管路的影响效应进行影响效应的结构分析，找出合理的管路设计参数；二、对管路的连接形式和管路型现进行优选设计；三、对管路的影响特性进行现场检验。

(1) 对管路的影响效应进行影响效应的分析，提出满足要求的管路设计参数

理论上讲，对某一方向载荷（例如主推力 Fx）是由测力传感器和外管路共同承担，即：

$$F_X = F_{xtp} + F_{Xgl}$$

$$F_{Xtp} = K_{xtp} \cdot \Delta X \quad , \quad F_{Xtp} = K_{xgl} \cdot \Delta X$$

管路带来的误差：

$$\varepsilon = K_{xgl} / (K_{xtp} + K_{xgl}) \approx K_{xgl} / K_{xtp}$$

K 为弹性系数，一般系统的弹性系数

$$K \propto \frac{E}{L} = \frac{E_{xgl}}{E_{xtp}} \cdot \frac{S_{gl}}{S_{tp}} \cdot \frac{L_{tp}}{L_{gl}}$$

其中 E 为弹性模量，只与材料有关，S 为截面积，L 为支撑梁的长度。一般来讲，测力传感器的材料采用高强度合金钢材料，它的 E 较管路材料的 E 要大，传感器受力梁较管路的截面积也有量级的差别，此外，在综合考虑管路的振动特性的基础上，通过调整管路的型线长度，综合以上因素，把管路分解的载荷控制在满足测量要求的情况。

管路的设计还要进行振动特性分析与控制。在试验条件下，会激发出各种频率的振动，如与连接管路发生共振，造成管路振动的振幅过大，会影响测量的精度。根据试验方提供的实验条件，实验的有效时间大约为 10s，管路的振动的固有频率不能太低，在有效试验时间内，低频振动要不能保证两个周期以上。

（2）管路的连接形式和管路型现进行优选设计

在满足上述误差和振动特性要求的情况下，可以把外管路一端固定在支撑系统上。燃料外管路从固定端到发动机安装位置之间的连接型线，应采用螺旋型线连接，这样避免管路沿管路轴线方向的拉、压效应，微小的形变尽量发生在管路的横向方向，这样可以使得连接管表现的“软”。这种形式对侧向力测量的影响类似于弹簧的侧向的弹性系数大大低于弹簧的轴向弹性系数。

（3）管路的影响特性试验台现场检验

上述设计思想以及加工安装是否符合实验要求，必须通过发动机试验台的现场检验，来确认试验结果的可靠性。检验装置简图如图 5 所示。

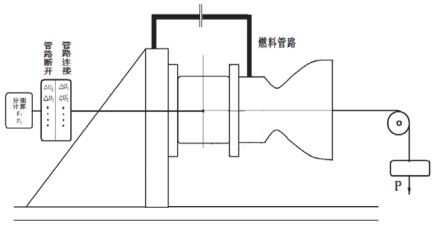

图 5

检验方法如下：

①不连接燃料管路，在某一测量方向施加固定载荷 P，记录发动机推力测量系统加载前、后的电压信号的变化量：

ΔU_1、ΔU_2、ΔU_3 ……

把测量值代入传感器标定公式，得到测量载荷 F。

②连接所有按照要求加工的燃料管路，在上述同一方向施加同一固定载荷 P，记录发动机推力测量系统加载前、后的电压信号的变化量：

$\Delta U_1'$、$\Delta U_2'$、$\Delta U_3'$ ……

把测量值代入传感器标定公式，得到测量载荷 F'

③ 计算出安装管路前、后两种情况的相对误差： $\varepsilon = |F' - F|/F$ ，如满足试验精度要求，明所设计的管路系统满足要求。

4 结论

本文针对火箭发动机推力矢量偏心载荷试验台的量系统，制定了发动机载荷测量系统的研制方案，针对该方案提出了需要解决的关键技术问题，并提出了解决这些问题的技术方案，经初步论证表明该方案可以满足发动机推力矢量载荷测量的要求。

参考文献

1 贺德馨主编 ，风洞天平 ， 北京： 国防工业出版社 ，2001

2《低速风洞天平》手册编写，低速风洞天平手册，航空气动力协作攻关办公室，1985

3 王金印，低速风洞盒式应变天平的研制，气动试验测控技术，1982（2）

ECCENTRIC LOAD MEASUREMENT FOR ROCKET ENGINES

YAO Wenxiu, ZHANG Chenan, YANG Yaodong, LI Jingmei

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract Due to the asymmetry flow in the combustion chamber and vectoring nozzle of rocket engine, small lateral force appears. As the demand of increasingly high precision control of the flight vehicles, the effect of the small lateral force must be taken in to consideration. In order to provide precise control for the vehicle, in the ground test of the rocket engine, not only the main thrust load but also the lateral load must be measured accurately. In this paper, the technical problems in eccentric load measurement and the solutions to them are discussed. A technical solution package is proposed and the feasibility is demonstrated.

Key words rocket engine, thrust vectoring, force measurement, technical solution