(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 101806261 B
(45)授权公告日 2012.09.19

(21)申请号 200910243029.1

(22)申请日 2009.12.22

(73)专利权人 中国科学院力学研究所
地址 100190 北京市海淀区北四环西路 15 号

(72)发明人 潘文霞 吴承康 孟显

(74)专利代理机构 北京中创阳光知识产权代理有限责任公司 11003
代理人 尹振启

(51)Int.Cl.
F02K 9/96(2006.01)

(56)对比文件
CN 101435728 A,2009.05.20, 全文.
CN 101598616 A,2009.12.09, 全文.
CN 101055215 A,2007.10.17, 全文.

审查员 张炜

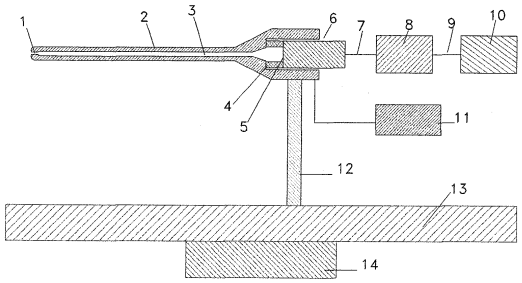
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 2 页

(54)发明名称

一种间接测量气动推力的方法及装置

(57)摘要

本发明公开了一种间接测量气动推力的方法及装置，该气动推力测量装置主要包括动压探针、探针支撑件、可移动平台、数据采集系统及数据处理和分析系统几部分。本发明的方法是：通过探针支撑件将动压探针固定于可移动平台，调节动压探针，使得动压探针轴线和火箭发动机轴线平行并在同一高度。当可移动平台沿垂直于发动机轴线的方向匀速移动、使得动压探针扫过从发动机喷口喷出的高超声速喷流时，置于动压探针后端的压差传感器实时响应高超声速喷流的动压信号，数据采集系统实时采集动压及其分布信号，数据处理和分析系统通过对测得的动压径向分布信号的面积分处理，得到气动推力。



CN 101806261 B

1. 一种间接测量气动推力的装置，其特征在于，包括动压探针、探针支撑件、可移动平台、数据采集系统、数据分析和处理系统，所述动压探针，用于测量喷流动压信号；所述可移动平台用于精确控制动压探针的运动；所述动压探针通过探针支撑件设置在所述可移动平台上，数据采集系统采集喷流的动压信号并实时将动压信号传送至数据分析和处理系统，所述的数据分析和处理系统用于将采集到的动压分布信号进行误差分析、面积分处理，得到推力数据。

2. 如权利要求 1 所述的间接测量气动推力的装置，其特征在于，所述动压探针包括动压探头和压差传感器，测量热态高超声速喷流推力的动压探针为水冷结构，前端呈锥形；测量冷态高超声速喷流推力的动压探针为针状结构；动压探针前端中心开有直径小于 1mm 的采样孔。

3. 如权利要求 2 所述的间接测量气动推力的装置，其特征在于，所述压差传感器和所述动压探头后端之间设置绝缘垫，确保所述压差传感器不受来自动压探头的电信号的干扰。

4. 如权利要求 1 所述的间接测量气动推力的装置，其特征在于，所述可移动平台由电机驱动，用于精确控制所述动压探针的径向和轴向运动。

5. 一种采用如权利要求 1-4 任一项所述装置间接测量火箭发动机气动推力的测量方法，具体为：利用气动推力测量装置中的动压探针及数据采集系统采集火箭发动机高超声速喷流场中各点的动压信号，利用数据处理和分析系统对采集到的动压信号进行误差分析、面积分处理，得到推力数据。

6. 如权利要求 5 所述的间接测量气动推力的测量方法，其特征在于，该方法包括以下步骤：1) 将动压探针通过探针支撑件固定于可移动平台；2) 调节动压探针，使得动压探针轴线和火箭发动机轴线平行且在同一高度，同时动压探针和发动机保持一定的轴向距离；3) 通过平移台将动压探针水平移到远离火箭发动机的位置；4) 火箭发动机产生喷流后，沿垂直于发动机轴线的方向匀速移动可移动平台，使得动压探针扫过高超声速喷流，置于动压探针后端的压差传感器实时响应喷流中的动压信号，数据采集系统实时采集动压及其分布信号；5) 一次扫描结束后，数据处理和分析系统会对采集到的动压信号进行误差分析、面积分处理，最终得到推力数据。

7. 如权利要求 6 所述的间接测量气动推力的测量方法，其特征在于，所述喷流为冷态或热态高超声速喷流。

一种间接测量气动推力的方法及装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种间接测量气动推力的简单方法和装置。

背景技术

[0002] 随着时代的发展，太空制约能力对一个国家的安全起着越来越重要的作用。先进的空间推进技术是星际航行以至深空科学探测的必要支撑技术。火箭发动机在地面进行大量的性能研究和可靠性模拟实验是在真正能够上天运行之前的必经步骤，其中，推力的测量是必不可少的。火箭发动机将推进剂向后高速排出，推进剂增加的向后的动量即等于推力器受到的向前的推力。

[0003] 直接测量推力在原理上较为简单，即：将火箭发动机直接置于测力架上，通过特殊设计的测力系统直接测得从微牛到很大范围的推力。但在实际操作中，直接测力的方法也会遇到各样的困难，使得其实用性并不如预期的理想，例如：对于尺寸过大及重量重的发动机系统或试验系统，很难置于单一的测力架上，抑或使得测量成本急剧增加；对于毫牛、微牛量级的微小推力的测量，除测力系统本身的阻力以外，连接于发动机的供气管和供电电缆设置也会严重地影响推力的精确测量及测量结果的可靠性。鉴于此，人们提出了各种不同原理的测力方法，例如有倒钟摆式、双摆式、扭摆式、多臂式等测量方法；也有直接将发动机坐在天平上的测力方法，或者是在坐上去的基础上再做些重心平衡的处理或补偿。这些方法都存在设置调试和校准要求非常高，需要针对不同种类、重量、形状的推力发动机进行测力器结构设计和调试，并且同一测力器对同一形状和重量的发动机，也会因为每次调试时难以把握的微小变化而产生无法估测的测量误差。在这种情况下，测量精度和准确度很难保证。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于：克服上述的推力测量装置存在设备调试和校准要求非常高，同时同一测力器对同一形状和重量的发动机，也会因为每次调试时难以把握的微小变化而产生无法估测的测量误差的缺陷，提供一种简单的间接测量气动推力的方法及装置。

[0005] 本发明的目的是这样实现的：

[0006] 本发明提供一种间接测量火箭发动机气动推力的测量方法，具体为：利用气动推力测量装置中的动压探针及数据采集系统采集火箭发动机高超声速喷流场中各点的动压信号，利用数据处理和分析系统对采集到的动压信号进行误差分析（包括噪音干扰信号的消除、信号零点漂移的校正等）、面积分处理，得到推力数据。

[0007] 进一步，所述误差分析包括噪音干扰信号的消除、信号零点漂移的校正。

[0008] 进一步，包括以下步骤：1）将动压探针通过探针支撑件固定于可移动平台；2）调节动压探针，使得动压探针轴线和火箭发动机轴线平行且在同一高度，同时动压探针和发动机保持一定的轴向距离；3）通过平移台将动压探针水平移到远离火箭发动机的位置；4）火箭发动机产生喷流后，沿垂直于发动机轴线的方向匀速移动可移动平台，使得动压探针

扫过高超声速喷流，置于动压探针后端的压差传感器实时响应喷流中的动压信号，数据采集系统实时采集动压及其分布信号；5）一次扫描结束后，数据处理和分析系统会对采集到的动压信号进行误差分析、面积分处理，最终得到推力数据。

[0009] 进一步，实验测量时，动压探针与火箭发动机间的距离不能太近，以影响发动机喷流流场，得到失真的结果；动压探针与火箭发动机间的距离也不能太远，因相距远时动压信号太弱，会导致较大的读数误差，同时距离太远时，喷流与周围环境的复杂的气动相互作用，也会引起一定的误差，因发动机尺寸、探针尺寸、喷流特性的不同，实际应用中动压探针与火箭发动机间的距离需通过实验和经验决定。

[0010] 进一步，本测量方法对冷态或热态（以至数千度温度）高超声速喷流适用，特别是马赫数为 3 以上的超声速喷流。

[0011] 一种间接测量气动推力的装置，包括动压探针，探针支撑件，可移动平台，数据采集系统，数据分析和处理系统，所述动压探针，用于测量喷流动压信号；所述可移动平台用于精确控制动压探针的运动；所述动压探针通过探针支撑件设置在所述可移动平台上，数据采集系统采集喷流的动压信号并实时将动压信号传送至数据分析和处理系统，所述的数据分析和处理系统用于将采集到的动压分布信号进行误差分析、面积分处理，得到推力数据。

[0012] 进一步，所述动压探针包括动压探头和压差传感器，该动压探头为针状结构，其沿动压探头轴线方向具有直径小于 1mm 的采样通道，通过该采样通道喷流气体流入动压探头，并由动压探头尾端设置的压差传感器采集动压信号。

[0013] 进一步，所述动压探头的前端为锥形。

[0014] 进一步，所述压差传感器和所述动压探头后端之间设置绝缘垫，确保所述压差传感器不受来自动压探头的电信号的干扰。

[0015] 进一步，对于热态喷流测试环境温度，可对所述动压探针采用水冷或其它温控系统，使被测气体到达所述压差传感器感应面附近时达到所述压差传感器规定的使用温度范围。

[0016] 进一步，所述压差传感器量程及精度根据实际测量要求来选择。

[0017] 进一步，所述可移动平台由电机驱动，具有稳定、低振动、高定位精度以及匀速移动的特点，用于精确控制所述动压探针的径向和轴向运动。

[0018] 本发明的特点在于：

[0019] 1）通过气动推力测量装置测量发动机排气产生的高超声速喷流动压的径向分布信号，对动压径向分布信号进行面积分，最终间接得到发动机产生的推力。测量设备简单，测量方法具有良好的可操作性。

[0020] 2）本发明的测量方法对冷态或热态（以至数千度温度）高超声速喷流都适用。但测量时需保证动压探针不影响来流，对于动压信号太弱以至影响精度的范围不适用。

[0021] 3）动压探针与火箭发动机分离，可避免推进剂供给管路等对推力测量的扰动。

[0022] 4）动压探针与支撑件间连接时考虑了两者间的定位设计，不依赖安装和调试人员的感觉，可提高实验的可操作性及可重复性。

[0023] 5）测量热态高超声速喷流的动压探针前端为锥形设计，同时与锥形头部相连的动压探针直段部分的直径相对喷流直径尽可能小，以减小测量过程对喷流的扰动。

[0024] 6) 采用动压探针沿喷流径向匀速扫描的办法得到动压径向分布，缩短了动压探针在热态喷流环境的停留时间，从而可以快速得到准确的动压径向分布数据，降低了实验成本。

[0025] 7) 可移动平台具有稳定、低振动、高定位精度以及匀速移动的特点。压差传感器及数据采集系统具有高的采样频率和精度，使得测得到的信号不失真，提高测量精度。

附图说明

[0026] 图 1 为本发明间接测量气动推力的装置示意图；

[0027] 图 2 为本发明测量热态超声速喷流时的水冷动压探针结构示意图；

[0028] 图 3 为本发明间接测量气动推力的测量示意图；

[0029] 图 4 为真空环境下冷态高超声速喷流推力测量结果；（虚线：直接测力结果，散点：本发明的测量方法得到的结果）

[0030] 图 5 为大气压环境下冷态高超声速喷流推力测量结果；（虚线：直接测力结果，散点：本发明的测量方法得到的结果）

[0031] 图 6 为真空环境下热态高超声速喷流推力测量结果（虚线：直接测力结果，散点：本发明的测量方法得到的结果）。

[0032] 图 1- 图 3 中标号说明：

[0033] 1 采样孔 2 杆状外套 21 水气隔离套 22 探针外管

[0034] 23 冷却水隔套 24 冷却水出口 25 冷却水入口 3 气体通路

[0035] 4 绝缘件 5 压差传感器感应面 6 压差传感器 7 信号线

[0036] 8 数据采集系统 9 数据传输线 10 数据处理和分析系统

[0037] 11 温度调节系统 12 探针支撑件 13 可移动平台 1

[0038] 14 可移动平台 2 15 火箭发动机 16 喷流 17 支撑件 18 支杆 19 稳定台座

具体实施方式

[0039] 参照图 1、图 2，制作间接测量火箭发动机超声速喷流气动推力的测量装置，该装置包括：1 采样孔、21 水气隔离套、22 探针外管、23 冷却水隔套、24 冷却水出口、25 冷却水入口、3 气体通路、4 绝缘件、5 压差传感器感应面、6 压差传感器、7 信号线、8 数据采集系统、9 数据传输线、10 数据处理和分析系统、11 温度调节系统、12 探针支撑件、13 可移动平台 1、14 可移动平台 2。

[0040] 本实施例中采样孔 1 直径为 0.9mm，使得测量结果达到较高的空间分辨率；动压探针锥形头部的锥角为 24°，与锥形头部相连的动压探针直段部分的直径为 12mm，以尽可能减少对喷流流场的扰动；压差传感器 6 选用精度为 1‰、响应频率为 1kHz 的压差传感器，以保证测量结果具有良好的精度；温度调节系统 11 选用温控精度 0.1 度的冷却循环水机；可移动平台选用光学测量中用到的高精度电控平移台，其具有稳定、低振动、匀速移动的特点，确保实验具有良好的精度和可重复性。

[0041] 图 2 所示为水冷动压探针示意图，其中采样孔 1、水气隔离套 21、探针外管 22、冷却水隔套 23、冷却水出口 24、冷却水入口 25 和气体通路 3 称为动压探头。通过对动压探针通入适宜温度的循环水保证传感器 6 的稳定工作温度范围，防止环境温度的过热或过冷超出

压差传感器 6 的承受能力而影响测量结果，甚至损坏压差传感器。

[0042] 如图 3 所示，应用上述间接测量气动推力的测量装置时，1) 先将动压探针通过探针支撑件 12 固定于可移动平台 1，可移动平台 1 和可移动平台 2 之间用螺钉固接，可实现动压探针沿火箭发动机 15 喷流 16 轴向和径向的移动；2) 将火箭发动机 15 通过支撑件 17 和支杆 18 固定于稳定台座 19；3) 调节动压探针，使得动压探针轴线和火箭发动机轴线平行，并在同一高度；4) 通过平移台将动压探针水平移到远离火箭发动机的位置；5) 火箭发动机 15 产生喷流 16 后，沿垂直于发动机轴线的方向匀速移动可移动平台，使得动压探针扫过喷流，置于动压探针后端的压差传感器 6 实时响应发动机产生的超声速速喷流中的动压信号，数据采集系统 8 通过信号线 7 实时采集动压及其分布信号；6) 一次扫描结束后，数据处理和分析系统会对采集到的动压信号进行误差分析（包括噪音干扰信号的消除，信号零点漂移的校正等）、面积分处理，最终得到推力数据。

[0043] 图 4-6 所示分别为采用上述测量装置得到的真空环境下，冷态高超声速喷流的推力测量结果如图 4 所示、大气压环境下、冷态亚音速喷流的推力测量结果如图 5 所示及真空环境下、热态高超声速喷流的推力测量结果如图 6 所示。其中图中虚线为直接测力的结果，数据散点为采用本发明的方法得到的推力数据，图中横坐标为发动机喷口与动压探针间的轴向距离。图 4 和图 6 显示在一定的轴向距离范围，直接测力结果和本发明的测量方法得到的推力结果一致，图 5 的结果显示对于亚音速喷流，用本发明的测量方法不能得到正确的结果。图 4 和图 6 的结果进一步说明了在满足本发明所要求的测量参数条件下，本发明提供的推力测量方法是一种简单、可行、有效的方法。

[0044] 需要指出的是根据本发明的具体实施所做出的任何变形，均不脱离本发明的精神以及权利要求记载的范围。

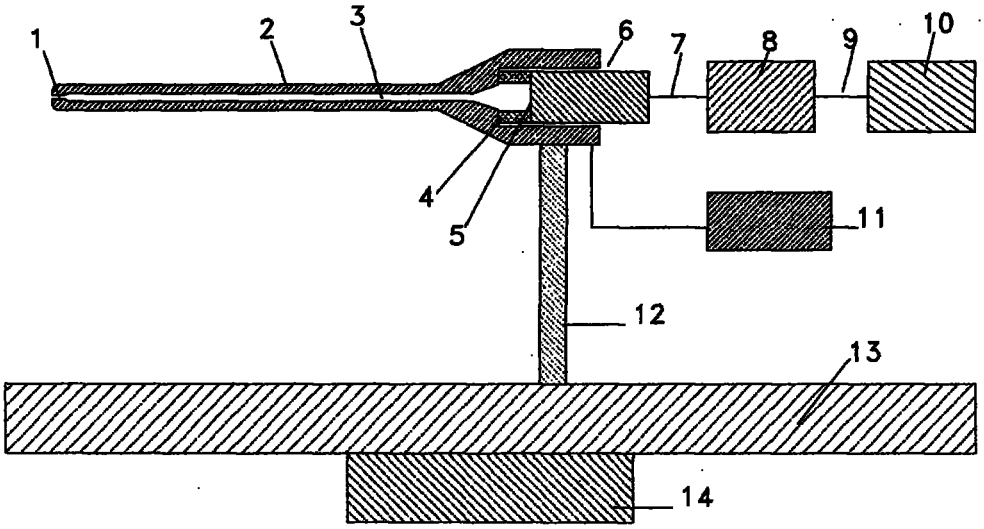

1
2
3
6
7
8
9
10
4
5
11
12
13
14

图 1

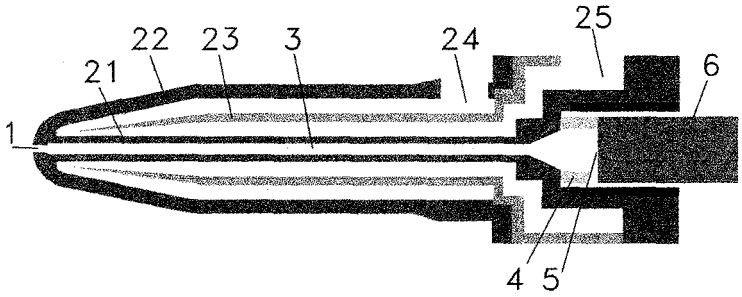

25
22
23
3
24
6
21
1
4
5

图 2

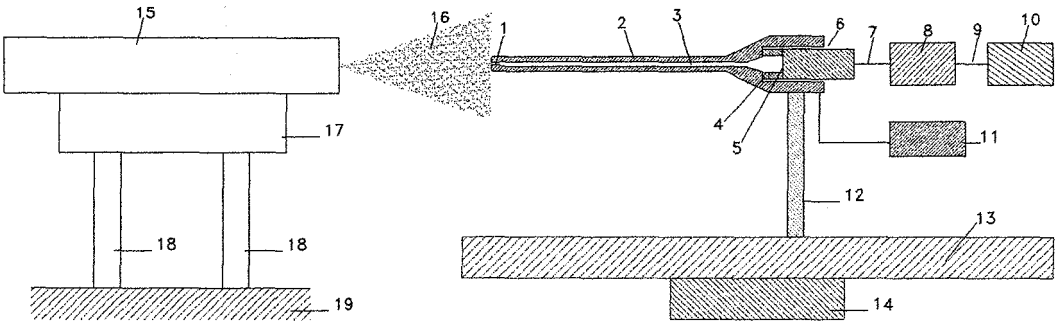

15
16
1
2
3
6
7
8
9
10
17
4
5
11
12
13
18
18
19
14

图 3

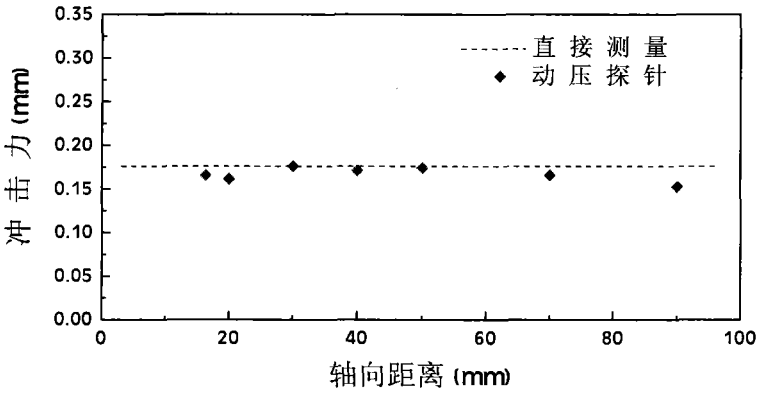

0.35
0.30
0.25
0.20
0.15
0.10
0.05
0.00
冲 击 力 (mm)
直 接 测 量
动 压 探 针
0
20
40
60
80
100
轴向距离 (mm)

图 4

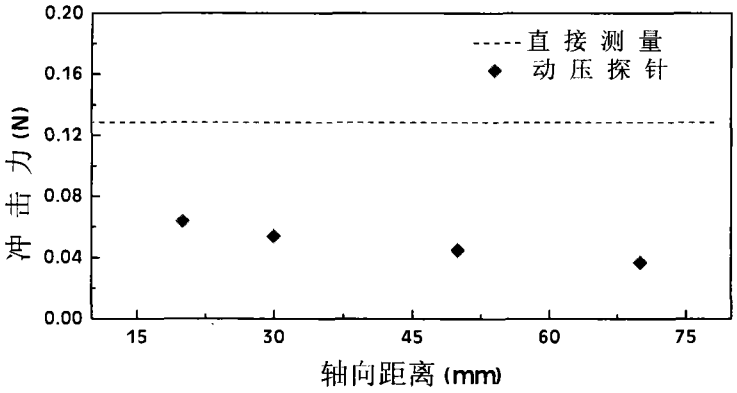

0.20
0.16
0.12
0.08
0.04
0.00
冲 击 力 (N)
直 接 测 量
动 压 探 针
15
30
45
60
75
轴向距离 (mm)

图 5

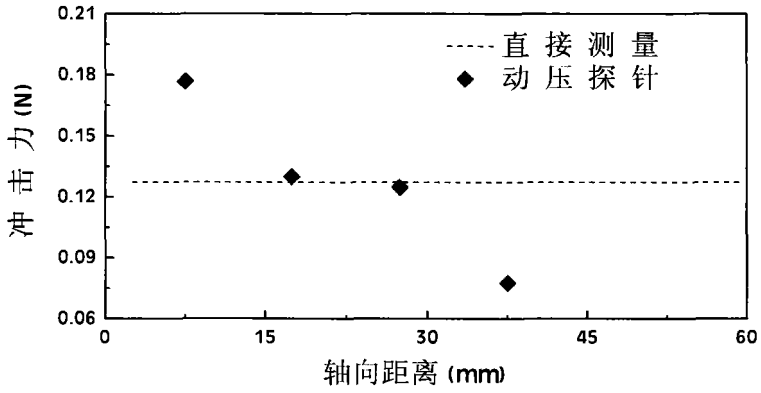

0.21
0.18
0.15
0.12
0.09
0.06
冲 击 力 (N)
直 接 测 量
动 压 探 针
0
15
30
45
60
轴向距离 (mm)

图 6