

学科门类: 工 学
中图分类号: V433.9

单位代码: 10287
密 级: 公 开

硕 士 学 位 论 文

冲压发动机流场、油雾场和 点火性能试验研究

硕士生姓名 夏 焕 明

一 级 学 科 动力工程及工程热物理

学科、专业 热 能 工 程

研 究 方 向 燃 烧 学

指 导 教 师 王 家 骅 教授

南 京 航 空 航 天 大 学

二 〇 〇 一 年 三 月

论文题目:

冲压发动机流场、油雾场和 点火性能试验研究

研究生姓名: 夏 焕 明

专 业: 热 能 工 程

研究方向: 燃 烧 学

指导教师: 王 家 骅 教授

南京航空航天大学动力工程系

2001 年 2 月

摘 要

为提高冲压发动机的点火性能,采用模型试验件对其流场特性,油雾场特性,点火及火焰稳定性等进行了综合性研究。

首先利用游丝示踪结合五孔探针对冲压发动机的流场进行了流谱绘制和速度测量,重点分析了轴向速度分布规律。另外采用取样法测量了冲压发动机的气相油气比,得出其分布规律。在发动机点火调试过程中,结合实际试验结果,通过改进火焰稳定器结构,增强燃油蒸发和雾化效果及改变点火位置等措施,有效地提高了冲压发动机的点火性能。在此基础上,对不同工况下冲压发动机的点火延迟时间进行了测量。最后,利用高速摄影仪对点火过程中的火焰传播进行了记录分析,并提出了缩短点火延迟时间的措施。

关键词: 冲压发动机 试验 流场 油雾场

点火 火焰传播

Experimental Investigation on the Flow field, Fuel evaporation and Ignition performance of a Ramjet

Abstract

An experimental investigation on a ramjet was conducted based on a test model. The flow-field, fuel evaporation, ignition performance, and flame stabilization were studied.

The flow pattern and the velocity distribution are presented. Through a sampling method, the distribution of the fuel-air ratio was measured. To improve the ignition performance of the ramjet, a series of experiments were made by a trial and error method, through which the structure of the flame-holder was modified, the mixing of the fuel and air was enhanced, the ignition location was also changed. The ignition delaying time was measured on different working conditions. The propagation of the flame at the ignition process was also recorded with a high-speed cinecamera, on the basis of which, suggestion was given to shorten the ignition time.

Key words: ramjet experimental flow field fuel evaporation
ignition propagation of flame

符号说明

符号	意义	单位
P	静压	Mpa, mmH ₂ O
V	速度	m/s
W	稳定器槽宽	mm
ΔP	压差	Mpa
ρ	密度	Kg/m ³
A	面积	m ²
<i>m</i>	质量流量	kg/s
Re	雷诺数	
Ma	马赫数	
D	直径	mm
T	温度	K, °C
t	时间	ms, s
R	径向距离	mm
f	油气比	
α	余气系数	
w	稳定器槽宽	mm
l	稳定器流向长度	mm
b	稳定器横向长度	mm

上标

意义

—	(压力、温度等的)算术平均
*	总(温、压)

下标

意义

a	空气量
f	燃油量
1, 2, 3, ……	以示区别的序号

目 录

前 言

§0.1 冲压发动机的发展、工作原理及特点	1
§0.2 冲压发动机目前主要的研究问题及发展前景	2
§0.3 本文主要研究工作及其意义	3

第一章 冲压发动机流场研究

引 言	4
§1.1 试验设备及试验件	4
1.1.1 试验设备	4
1.1.2 模型试验件	5
§1.2 测量仪器	7
1.2.1 游丝	7
1.2.2 五孔探针	8
§1.3 测点分布及工况选择	10
1.3.1 测点分布	10
1.3.1 工况选择	12
§1.4 实验结果及分析	12
1.4.1 燃烧室流谱	12
1.4.2 冲压发动机速度场分布	15

第二章 燃烧室油雾场研究

引 言	20
§2.1 试验设备、试验件及测量仪器	20
2.1.1 试验设备及测试系统	20
2.1.2 试验件	21
2.1.3 气相油气比取样管设计	22
§2.2 测点分布及测量工况	25
§2.3 数据处理及系统误差分析	26
2.3.1 油气比 F 的计算	26
2.3.2 测量误差分析	27

§2.4 试验结果及讨论	28
2.4.1 测量结果及分析	28
2.4.2 结论	29
第三章 冲压发动机点火试验	
引 言	30
§3.1 试验设备、测量仪器、试验件及工况	30
3.1.1 试验设备	30
3.1.2 试验仪器	30
3.1.3 试验件	32
3.1.4 试验工况	32
§3.2 试验结果及讨论	33
3.2.1 点火调试结果	33
3.2.2 点火性能及点火延迟时间测试结果	35
3.2.3 火焰传播过程记录结果及讨论	37
第四章 全文总结	
.....	41
参考文献	42
致 谢	44
附录 1 冲压发动机模型试验件总图	45
附录 2 球形五孔探针标定数据	46
附录 3 红外线气体分析仪原理	48
附录 4 点火试验数据	50
附录 5 冲压发动机流场总静压分布	54

前言

§ 0.1 冲压发动机的发展、工作原理及特点

冲压发动机至今已经历了较长的发展历程。1913 年, 法国的瑞安·劳伦 (Rene Lorin)首次提出了冲压发动机的概念。1929 年, 斯杰奇金 (B.S.STECHKIN) 在俄罗斯奠定了冲压空气喷气发动机的理论基础。由于它在大气飞行时与火箭发动机相比具有单位燃料消耗率低等多方面优点, 长期以来引起了各国科学家及工程师们的注意。从五六十年代开始, 前苏联、法国、美国、英国、瑞典等国家都已相继研制成功不同型号的冲压发动机并成功应用于各类导弹及飞行器。

俄罗斯在二战前就开始了试验型冲压发动机的研制。工程师莫古洛夫 (I.Merkulov) 于 1939 年首先研制出亚音速冲压发动机并进行了飞行试验。1944 年总设计师蓬达留克 (M.M.Bondaryuk) 为首的设计局继续了冲压发动机的研制工作, 取得了丰富的宝贵经验。此后, 蓬达留克设计局、中央航空发动机研究院、中央流体动力研究院等研究单位在 60-80 年代研制成功一些冲压发动机、火箭-冲压发动机系统并相继应用于地空导弹 SA-4、SA-6, 空地导弹 X-31P 及大型反舰导弹 ASM-MSS。

法国也积极开展了对冲压发动机的研制工作, 其中比较著名的有 MBB 公司。1986 年法国率先推出了 ASMP 空地导弹, 它以整体式冲压发动机为动力装置, 具有良好的动力性能。其他研究成果还包括和德国联合研制的 ANS 超音速反舰导弹, 使用固体燃料的 Rustic 火箭冲压组合发动机等。

美国也早已考虑冲压发动机的应用潜力, 目前已有 NASPT 和它的 X-30 试验飞行器及 Q-5 靶机的推进装置。美国已提出一个雄心勃勃的庞大计划, 研制吸气式发动机试验器, 它可使高超音速飞机或可回收的人造卫星发射器水平起飞并具有机动弹道。

国内早在五六十年代就开展了冲压发动机的研制工作, 北京航空航天大学、南京航空航天大学以及西北工业大学先后开展了此方面的研究。但在后来的较长一段时期内一度处于停顿状态。七十年末, 此方面的研究才再次开展。知名的研究单位主要为航天部第 31 研究所, 它曾和清华大学合作对冲压发动机进行了大量的研究工作, 并取得了显著成绩。目前国内已基本完成带有助推器的火箭-冲压发动机的研制工作。并有望在近期内开展超燃冲压发动机的研究工作。

图 0-1 为一台典型冲压发动机的结构简图, 其主要结构如下: 进口扩压器, 喷油掺混段, 燃烧室, 尾喷管, 另外还有供油调节器及点火系统。

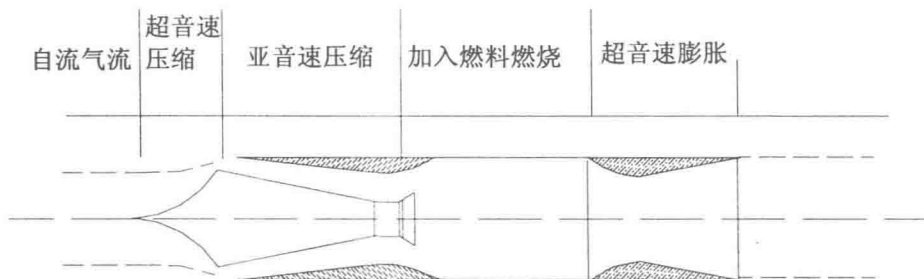


图 0-1 超音速冲压发动机基本结构及工作示意图

从图中可看出，冲压式发动机的主要特点是它没有压气机，仅利用进气道来压缩空气，当迎面气流以超音速的相对速度流经进气道时，会形成由斜激波和正激波形成的激波系，气流经过波系后速度下降，压力升高，动能转变成位能。在燃烧室中喷入燃料，燃烧放热，高温高压气体膨胀加速成超音射流，比迎面气流增加了冲量，因而产生了反作用的推力。

冲压发动机具有如下特点：

(1) 由其工作过程来看，它实际上只是利用本身运动中的动能对空气进行冲压。显然，飞行速度愈高，冲压式发动机的增压比愈大，因而热效率也愈高。所以说，冲压发动机适合于超音速飞行，在亚音速时性能则较差。

(2) 由于冲压发动机没有转动部件，因此它可以承受比涡轮发动机高得多的燃气温度，在高速情况下可以产生很大的推力、单位迎面推力和推力重量比。同时具有结构简单，体积小，重量轻，成本低的优点。

(3) 不能自己起飞。鉴于冲压发动机的工作特点，它必须有冲压气流，才能点火启动，故必须用助力加速器使其达到适当的飞行速度后方可正常工作。

另外，作为一种吸气式发动机，冲压发动机在高马赫数下在大气中飞行时，与火箭发动机相比其单位燃料消耗较低。

§ 0.2 冲压发动机目前主要的研究问题及发展前景

尽管已有相当多的冲压发动机获得了广泛应用，但仍有巨大的应用潜力，其研究工作依然方兴未艾，正在积极开展。

具体而言，冲压发动机的研究主要集中在下述几个方面，即：

(1) 提高进气道的冲压性能，改善进气道和超音速尾喷管的配合及调节，以适应速度和流量变化；

(2) 在进气温度和压力低，气流速度高的条件下，改善燃烧室及燃烧系统的设计

以提高燃烧效率和扩大燃烧稳定范围。

(3) 超燃冲压发动机的计算流体力学 (CFD) 方法和分析。

就冲压发动机整体而言,装有助推器的导弹用冲压发动机已被广泛地服役应用。而带冲压管道的组合发动机及超音速燃烧冲压发动机尚处于研制开发的不同阶段。一旦其投入实际使用,高超音速巡航飞机或空天飞机就可以变成现实,在军用及民用方面都具有巨大的应用价值。目前,美国、英国、德国、俄罗斯都提出了各自的空天飞机的规划,法国、日本等国家也在从事有关发展工作。

§ 0.3 本课题主要研究工作及其意义

对冲压式发动机而言,燃烧问题具有重要意义。它应该具有良好的点火性能及燃烧性能。

冲压发动机利用飞行器在高速飞行时空气的冲压作用进行工作,在其达到工作所要求的初速以前,必须以固体火箭发动机等动力装置来推进。在固体火箭脱落后,冲压发动机才开始点火启动,因此冲压发动机应具有非常良好的启动性能,它应该具有较高的点火可靠性,较短的点火延迟时间。这一点非常关键。由于燃烧室中气流速度较高,必须设法使燃料能很好地和空气混合,这样才能及时点燃混合气,使火焰稳定并能在很短的时间内传播。否则将影响飞行器的正常飞行。另外,为了对发动机的推力进行调节,还要求油气比可在较大范围内变化,燃烧系统必须在这些不同的油气比下都可以稳定工作。

这些都说明了冲压发动机燃烧系统的重要性,必须对其进行综合研究。围绕此内容,本课题做了以下工作:

(1). 首先对四进气道局部进气式冲压发动机的燃烧室流场进行了试验研究。对流场的研究一般有两种方法,数值模拟及试验方法。实践证明,鉴于冲压发动机的燃烧室流场是异常复杂的三维紊流流场,受计算方法影响,数值模拟在此方面的研究不够理想,因此试验研究是非常必要的。本次试验对燃烧室流场进行了测量。

(2). 测量了燃烧室内的气相油气比,以考证燃料喷注方式及其工作效果,并对点火方案及燃油的喷注方式等进行了改进。

(3). 点火试验。对不同空气流量、不同油气比情况下的点火延迟时间进行了测量,得出了点火特性曲线。并以高速摄影装置记录了火焰传播过程。

试验结果将为稳定器结构及燃料喷注方式的改进,冲压发动机点火及燃烧性能的提高提供依据。

第一章 冲压发动机流场研究

引言

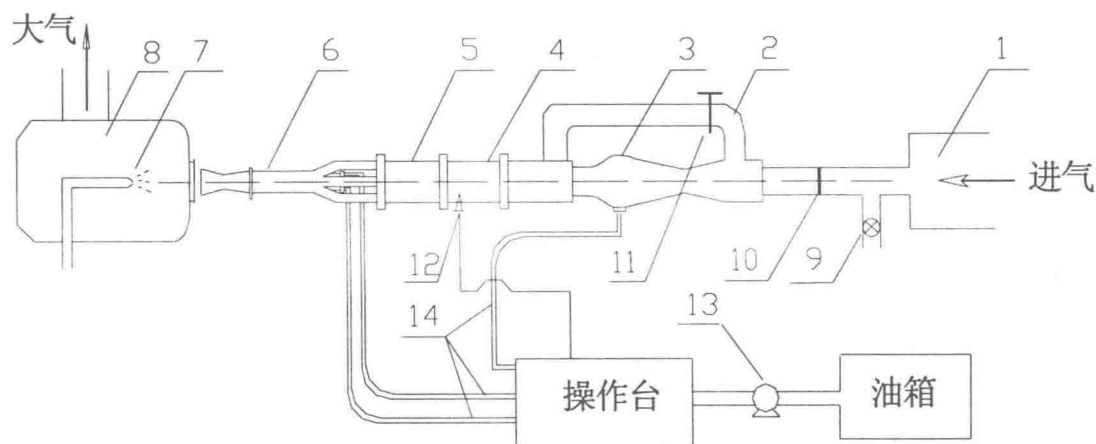
根据要求, 冲压发动机应具有较高的点火可靠性及火焰稳定性。尤其是点火延迟时间, 即从开始点火到发动机正常工作这段时间, 是决定冲压发动机综合性能的一个重要因素。而发动机燃烧室的流场对点火及燃烧性能具有十分重要的影响, 流场的组织结合油雾浓度分布决定了可优选的点火位置、火焰稳定性及火焰传播的方式、方向等, 并进一步决定了点火延迟时间。由此可见, 冲压发动机流场试验具有十分重要的意义。

为实现预期设计目标, 需要对冲压发动机试验件进行流场试验, 进行流动分析。此部分内容主要研究了 4 进气道局部进气式的冲压发动机燃烧室流场。冲压发动机燃烧室流场是非常复杂的三维紊流流场。试验中, 采用以游丝示踪定性绘制流谱及五孔探针测量流场相结合的方法。首先用游丝绘制流场的流谱, 得出大致的流场分布, 然后再用五孔探针进行进一步的测量。

试验结果对于提高冲压发动机点火及燃烧性能具有较大参考价值。

§ 1.1 试验设备及试验件

1.1.1 实验设备



- | | | | | | | |
|-------|-------|--------|--------|--------|--------|-------|
| 1 进气段 | 2 分流管 | 3 加热器 | 4 掺混段 | 5 测量段 | 6 试验件 | 7 冷却水 |
| 8 排气罐 | 9 放气阀 | 10 流量计 | 11 调气阀 | 12 热电偶 | 13 燃油泵 | 14 油路 |

图 1-1 试验设备总图

冲压发动机的主要试验工作在如图 1-1 所示的试验设备上进行, 它相当于一个直连式试车台。包括一高压气源, 高压空气经调压阀、分流段、预燃室, 稳定段, 测量段, 流入冲压发动机四个进气道。调压阀由手动操纵, 可将高压气流调整至发动机试验的模拟压力。调整后的空气一部分进入预燃室进行加热, 一部分进入旁路通道。两股气流在稳定段进行均匀掺混后经测量段进入发动机。空气由尾喷管喷出后进入一稳压罐, 然后排入大气了。

(1) 气源

气源由 3 台流量为 0.43 kg/s, 压头 0.7MPa 压气机供气。

(2) 掺混段出口温度控制

在加热器的下游装有温度传感器, 以便将空气加热到模拟温度。空气预热温度可通过两种方式进行调节:

- A、调节预燃室供油量。
- B、调节旁路通道掺混空气流量。

(3) 空气流量控制

在气流通道中装有孔板流量计, 以测量空气的流量。经校准, 孔板流量计拟合流量公式如下:

$$\dot{m} = 4.41 \times 10^{-4} \times \sqrt{\frac{P \times \Delta P}{T}} \quad (1-1)$$

其中, P 为流量计前来流总压, 单位 Pa

ΔP 为流量计前后压差, 单位 Pa

T 为气流温度, 单位 K

对空气流量的调节通过调节放气阀门来调节。

(4) 油量控制

整台发动机由两台燃油泵供油, 由操作台对蒸发油路及主油路的油压、供油量进行调节, 供油量由燃油流量计得出。为保证小供油量时油压和油量稳定, 在蒸发管供油路上安装了稳压罐。

(5) 稳压罐

根据试验需要, 在发动机出口处装有稳压罐, 罐内喷入冷却水, 用来冷却发动机排出的高温燃气, 稳压罐直径 $\Phi 1.3\text{m}$, 长 3.6m, 可保证发动机出口处相当于大气压力的边界条件。

1.1.2 模型试验件

严格说来地面试验设备无法实现冲压发动机工作的全部条件, 某些工作过程只

能通过飞行试验来修正。然而，真实尺寸的冲压发动机的试验，包括地面试车及飞行试验都是非常昂贵的，只能作系统研制的最后一步来进行。许多必需的数据还是通过冲压发动机缩尺模型来获得。经过良好设计，可以保证缩尺模型试验与全尺寸的冲压发动机各种工作条件都非常接近。

1. 基本结构

实验所采用的模型试验件是参照俄罗斯图纸自行设计加工的（详见附录 1），这是一种采用液体燃料的冲压发动机，结构简图如图 1-2 所示。

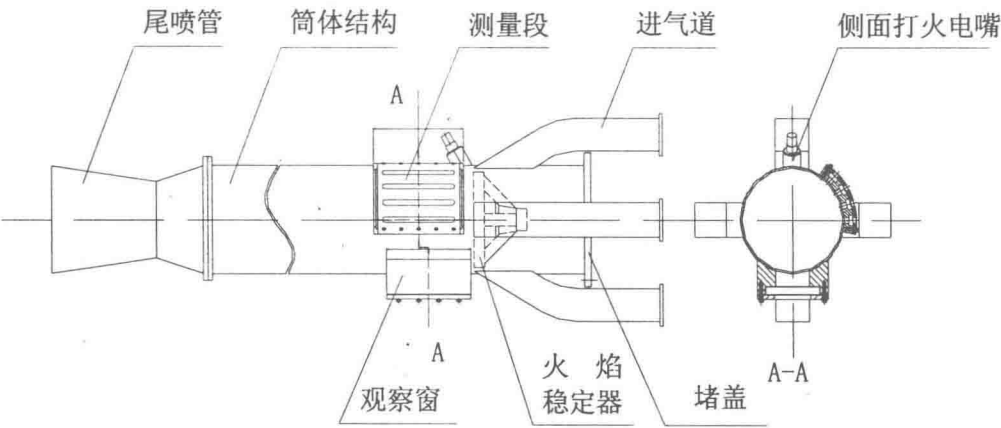


图 1-2 冲压发动机模型试验件结构总图

它主要包括 4 个倾斜式进气道，筒体，火焰稳定器及尾喷管。进气道包括收扩段及弯段，均布在筒体圆周，以 30° 倾角与内径为 150mm 的筒体结构相交。火焰稳定器安装于进气道与燃烧室的联接处。筒体结构前为堵盖，蒸发油路与主油路由此进入燃烧室，最后为超音速尾喷管。

为便于测量，在筒体壁面上设计有测量段。另外还有石英玻璃窗，可直接对燃烧室进行观察，并可通过高速摄影仪记录点火时的火焰传播过程。

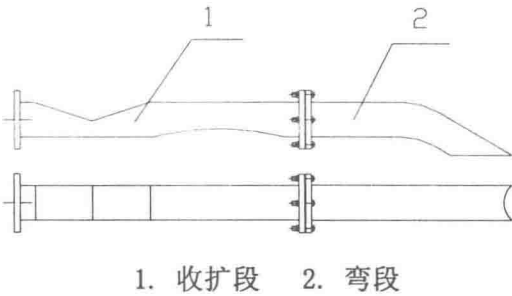


图 1-3 进气道结构简图

2. 复合式火焰稳定器

火焰稳定器结构如图 1-4 示，它是一个复合型的蒸发式火焰稳定器。外缘为半

V 型稳定器，中心处为环形蒸发式稳定器，通过四个径向蒸发式稳定器与半 V 型稳定器相连接。具体结构参数如下：

半 V 型稳定器槽宽为 29mm，外环直径为 144mm，而燃烧室内径为 150mm，所以稳定器外缘与燃烧室壁面之间有 3mm 的冷却缝隙。径向稳定器槽宽 30mm，每个径向稳定器具有 7 对 $\Phi 3$ mm 进气孔。中心稳定器直径 50mm，外圈有 12 个 $\Phi 3$ mm 进气孔，内圈有 8 个 $\Phi 3$ mm 进气孔。蒸发管和蒸发环内径都为 $\Phi 8$ mm，蒸发管出气孔为 $\Phi 2$ mm，和稳定器进气孔一一对应。

在点火调试的过程中对稳定器局部结构作了少许改动，详见第三章。

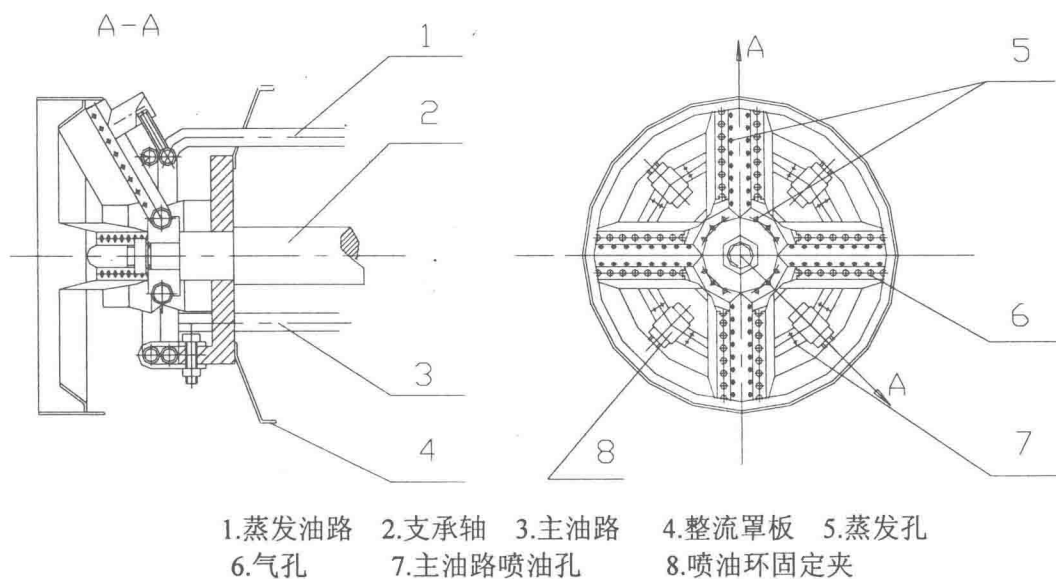


图 1-4 复合式蒸发稳定器

环形稳定器后装有喷油环，一为蒸发油路，一为主油路。蒸发管燃油经 4 个蒸发管进气口进入和空气混合，两相混气从中心环形及径向稳定器蒸发管出气孔喷出。

§ 1.2 测量仪器

1.2.1 游丝

采用游丝绘制流谱，是为了定性测量流场中已经设定的测点的速度方向。游丝的制作必须满足两个基本条件：(1) 游丝必须细软且具有韧性，在流场中不至于被吹断；(2) 游丝应该比较轻，受重力影响小，不会影响对流场流速方向的显示。最终选取直径 Φ 约为 0.1mm，长度为 6~8mm 的玻璃纤维作为游丝。以直径 $d=2$ mm 的钢管作游丝杆，用胶水将游丝以等间隔距离 $\Delta l=10$ mm 固定到游丝杆。

测量时, 将带游丝的滑块由测量槽伸入燃烧室流场中, 将各游丝位置与测点相对应, 从观测窗察看游丝运动情况并对游丝的位置及运动方向做记录。用箭头来表示丝线根部的运动方向, 因丝线较轻, 可以认为其近根部运动方向代表了流场中这一小域中气体微团的运动方向。

1.2.2 五孔探针

五孔方向探针是测定三元流动速度场的一种常用仪器。本次实验采用的是球形五孔探针, 探头结构如 1-5 所示。

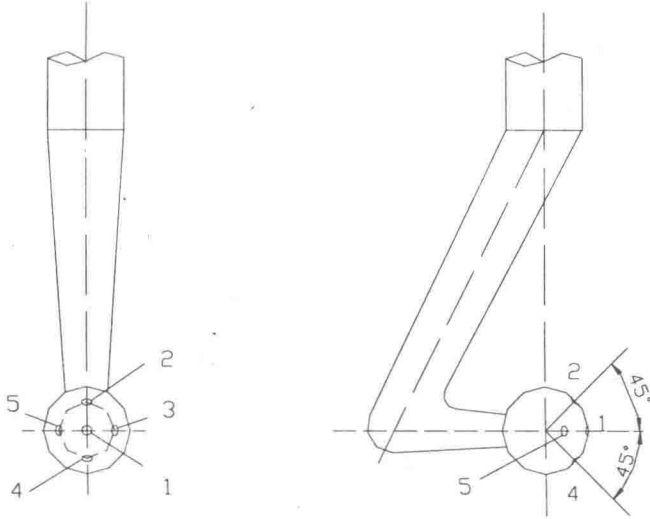


图 1-5 五孔探针结构

1. 球形五孔探针的校准及使用

在使用五孔探针以前应先定义探针的各个参数。五孔分别标记为 1~5。其对应关系见图 1-5。其他参数定义还有:

俯仰偏角 α : 对应于 1、2、4 三孔所在平面的来流偏角。

偏航偏角 β : 对应于 1、3、5 三孔所在平面的来流偏角。

根据探针测量原理, 定义 α 角和 β 角的角度系数 K_α 、 K_β 及动压系数 K_q 、总压系数 K_θ 及静压系数 K_s 如下:

$$K_\alpha = \frac{P_4 - P_2}{P_1 - \frac{1}{2}(P_2 + P_4)} \quad (1-2)$$

$$K_\beta = \frac{P_5 - P_3}{P_1 - \frac{1}{2}(P_3 + P_5)} \quad (1-3)$$

$$K_q = \frac{q}{P_1 - \frac{1}{4}(P_2 + P_3 + P_4 + P_5)} \quad (1-4)$$

$$K_{\theta} = \frac{P_{\theta} - P_1}{P_1 - \frac{1}{4}(P_2 + P_3 + P_4 + P_5)} \quad (1-5)$$

$$K_s = \frac{P_s - P_1}{P_1 - \frac{1}{4}(P_2 + P_3 + P_4 + P_5)} \quad (1-6)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1-7)$$

其中 ρ 为流体密度, v 为流体速度。 ρ 随试验段静压和温度 t 变化而变化, 修正公式如下:

$$\rho = \frac{0.04737 \times P}{273^\circ + t} \quad (1-8)$$

由试验知, K_{α} 和 K_{β} 仅分别为 α , β 的函数, 与速度无关。

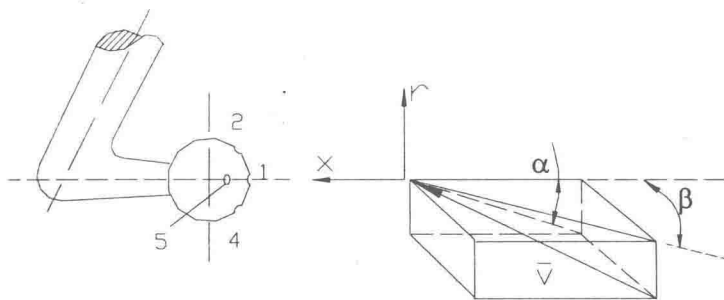


图 1-6 五孔探针标定用图

测量时, 先由 5 个孔的压力值根据式 (1-2) 与式 (1-3) 求出 K_{α} 、 K_{β} , 再由 $K_{\alpha} - \alpha$, $K_{\beta} - \beta$ 较准曲线求得对应的 α 、 β , 然后根据二元校准图表 (详见附录 2) 可得到压力系数 K_q 、 K_{θ} 和 K_s , 最后根据式 (1-4) 至 (1-6) 即可求得总压静压及动压。再由动压及式 (1-8) 即可求出气流速度大小。

在使用五孔探针测量前, 必须利用标准风洞对其进行标定以取得较准曲线。标定方法如下: 在某一 β 角时保证 $P_3 = P_5$, 逐渐改变 α , 同时记录各孔压力值, 由式 (1-2) 求得 K_{α} 。将不同 α 角下的各点进行连接, 即得到 $K_{\alpha} - \alpha$ 曲线。类似地可得到 $K_{\beta} - \beta$ 较准曲线。对压力系数进行标定时, 则需要进行三元校准方法, 即在不同的 α 角度下逐渐改变 β 值, 求得对应的压力系数。标定曲线及压力系数见附录 2。

2. 校准及应用过程中应注意的问题

(1). 探针零位的安装

首先要注意俯仰偏角 α 与偏航偏角 β 的安装, 即严格保证较准过程中 α 及 β 角的位置, 另外还要注意滚转角 r 的安装。一般地可以认为, 在 α 零位时, 2、4 两孔的压

力差应为 0。 β 零度角时，3、5 两孔的压力角应为零。安装滚转角 r 时，先在 α 零度角时记录孔 3、5 的压力差。然后相对零度对 α 角作正负变角运动，如果 3、5 孔压差不变则证明 r 角安装为零，此时的压力差为 β 角不对零造成。如果压力以零点对称，大小相同，符号相反，则证明是由 r 角安装误差造成。需调正探针位置，直到压差不发生改变。然后再以同样方法对 β 进行验证。

(2). 定点旋转

严格说来风洞中各点流向并不一致。为提高校准精度，探针校准时在不同角度变化的情况下压力感受部分要保证定点。就是说以探针的头部作为变角旋转的圆心，以减小由于位置改变而带来的误差积累。

(3). 探针在实际测量中的应用

探针所能测量的范围有限，最大来流角度一般不能大于 $\pm 25^\circ$ 。而本次试验中的流场非常复杂，不能保证来流角处于探针测量范围内。因此直接用探针对流场进行测量有一定困难。实际测量中，先根据游丝的记录结果，在一定范围内将探针预先旋转一定角度 α_0 和 β_0 ，使来流在其测量范围之内。最后综合测量结果 α 、 β 及 α_0 和 β_0 即可得到最终来流角。

在探针的校准和实际应用中，五孔的压力差都采用水排进行记录，用三维坐标架来固定探针并进行定位。

§ 1.3 测点分布及工况选择

1.3.1 测点分布

燃烧室内流场的测量主要通过冲压发动机试验件上的测量段进行。测量段位于进气口后缘下游 0~120mm 处。它由四个测量槽组成，由正对一个进气道的出口位置到两个进气道的中心对称截面，包括了 1/8 圆周，四个测量槽分别标记为 A、B、C、D。探针等可经测量槽伸入燃烧室。每个测量槽对应一个测量平面，测点便在这几个测量平面内分布，如图 1-7 所示。

在图 1-7(b) 所示轴向测量平面内，测点从距稳定器起向下游分布，步长 20mm；径向由中心向壁面分布，步长可根据测量需要设定，一般取 10mm 或 15mm。

对于燃烧室下游的流场，在燃烧室下游距离喷油环分别为 $1.5D_0$ (D_0 为筒体直径 150mm)、 $2.5D_0$ 、 $3.5D_0$ 处进行了测量。因为喷油环距稳定器后缘 30mm，所以测量位置分别在火焰稳定器下游 195mm，345mm 和 495mm 处。它仍然包括了 1/8 径向截面，沿轴向则分为 3 个测量平面。测点分布如图 1-8 所示：