

国外电弧加热喷气火箭发动机 理论与实验研究*

刘 宇 张振鹏

(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 100083)

吴汉基 安世明

(中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京, 100000)

摘 要: 简要总结了国外电弧加热喷气火箭发动机研究发展的历史, 介绍了实验研究系统的主要设备、发动机结构、零部件材料和测量参数等, 给出了实验研究的一些主要结果和结论, 归纳了理论分析和数值分析的主要研究内容, 并将电弧加热喷气火箭发动机气动热力学过程同化学火箭进行了比较。

主题词: 电弧喷射发动机, 发动机试验, 推力控制

分类号: V439.4

THEORY AND EXPERIMENT ON ARCJET ABROAD

Liu Yu Zhang Zhenpeng

(College of Aerospace, Beijing University of
Aeronautics & Astronautics, Beijing, 100083)

Wu Hanji An Shiming

(Space Science and Application Research Center,
The Chinese Academy of Science, Beijing, 100000)

Abstract: This paper makes a brief description about the research and developing history of arcjet abroad, introduces the main devices, the arcjet structure, the materials of its components and the measuring parameters, gives some principal re-

* 本文1993年10月7日收到

sults and conclusions of the test researches, sums up the primary contents of theory and numerical analysis about it, and makes a comparison between the thermodynamics and gas dynamics process of arcjet and chemical rocket motor.

Keywords: Arc jet engine, Engine test, Thrust control

1 历史的回顾

电弧可作为一种能将推进剂加热到比一般化学火箭发动机燃烧温度(3000K 左右)更高的有效手段^[1]。60 年代早期,曾致力于发展高比冲高功率电弧加热喷气火箭发动机^[2~5],所碰到的共同问题是:喷管的放电烧蚀、各种损失造成的低效率和阳极烧蚀等。

从 60 年代后期到 70 年代后期,针对电弧加热器开发了许多高压电弧研究^[6~8]。所设计产生的电弧,由压缩电弧、同轴电弧到涡流稳定电弧不断发展。经过这些努力,使气体的焓值和设备的使用寿命均有所增加。提高能量转换效率是兆瓦级电弧加热器研究的主要问题。

80 年代中期的成就^[9]改变了人们对电弧加热喷气火箭发动机是否可以应用发展的观念。高效能太阳能接收器的发展,显著地改善了功率与质量的比值。使用大容量的蓄电池使卫星的功率从数百瓦提高到数千瓦。合理安排使用这些电能,对电弧加热喷气发动机几乎可以说是“免费”。所发展的核电系统也具有非常高的功率/质量比特性。由此使人们看到了电弧加热火箭发动机成为星际间飞行动力的可能性。

电弧加热喷气发动机目前的主要目标是应用于高效率、高比冲和推力适当低的推进场合,主要有两类:一是用于卫星的位置保持、地球轨道转移和姿态控制;一是作星际空间探测的主推进发动机。

文献[10]表明,低功率肼推进剂电弧加热推进技术已基本完成实际飞行前的应用研究,只是还需进一步努力才能达到 1000h 以上的工作寿命要求,美国以 NASA 路易斯研究中心,火箭研究公司,通用电气公司为主,已研制出功率为 1.8kW,比冲 5000N·s/kg,推力最小为 178mN,寿命超过 1000h,可起动 900 次,推进剂为联氨的可供空间应用的此类发动机系统。德国和意大利正在研制用于通讯卫星保持南北位置的小功率(0.5~1.5kW)的此类发动机系统,将于 90 年代中进行空间飞行试验。日本也正在研制 0.5~2kW 的发动机,也在研究 15kW 的大功率系统^[11]。美国和欧空局还在研究 10~30kW 的大功率系统,拟用作把卫星从低轨道提升到同步轨道及星际飞行的主推进系统。

2 实验系统介绍

2.1 实验电弧加热喷气火箭发动机

近年来所设计的实验用电弧加热火箭发动机的名义功率一般在 1kW 左右。实验研究的目的在于:确定发动机稳定工作参数范围;确定发动机性能;确定使用寿命;研究工作过程的机理及理论计算的有效性。所期望达到的技术指标是:比冲 4000~8000N·s/kg,效率 40%,工作时间 3000h,功率 0.5~3.0kW。对实验发动机的设计一般有以下几点要求:

(1) 设计尽可能接近飞行使用的实际情况,以便使实验测量的数据可直接应用于实用的发动机;

- (2) 易于拆卸观察内部部件和电极;
- (3) 便于性能参数的测量;
- (4) 使用耐高温材料;
- (5) 尽可能采用硬焊;
- (6) 对有关部位采取必要的热防护措施。

典型的实验发动机如图1所示^[9]。涡稳电弧由阴极扩展到圆环形阳极,阳极联接处的旋转由磁体产生。实验用电磁体(400Gs)可由永磁体(500Gs)取代。推进剂经输送管道流进发动机加热室。输送管连接于喷管上并分布于环形集流腔内,集流腔使气流进入电弧加热室。大约有75%的推进剂沿切线方向喷进电弧室以产生涡流。阳极的下游是混合室,其余推进剂由此处喷入,对喷管内壁起薄膜冷却作用。以高性能的电阻加热式火箭发动机的实验为依据,喷管设计成高面喉比形式。

2.2 各零部件材料

喷管: TZM (钛锆钼合金)

推进剂输送管: TZM

阳极: 含钍钨 (2% Th/W)

阴极: 含钍钨 (2% Th/W)

壳体: 不锈钢

电弧室绝缘体: 氮化硼

阴极绝缘体: 矾土

后绝缘体: 氮化硼

后密封圈/电导管: 不锈钢、陶瓷

电磁体: 铜管

2.3 主要设备及测量参数

实验系统简图如图2所示。主要设备包括: 电力供给调节系统; 推进剂输送系统; 真空系统; 数据采集与测量控制系统; 实验发动机及固定系统。

实验中测量的主要参数有: 电弧电压和电流、推力、推进剂质量流率、磁体电流、真空系统压力和温度、电弧长度(阴极位置)、磁场强度, 喷管、壳体温度、推进剂进入压力、电弧温度(由 Ohm's 定律估算)。其中最困难的是测量微小的电弧加热发动机的推力, 其测量系统如图3所示。

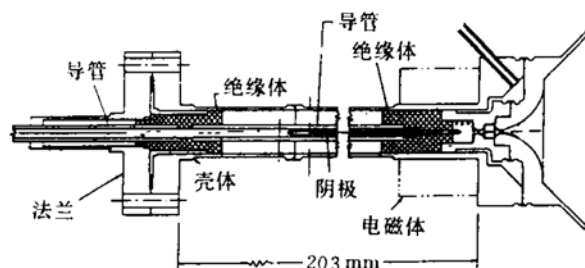


图1 实验用电弧加热喷气发动机

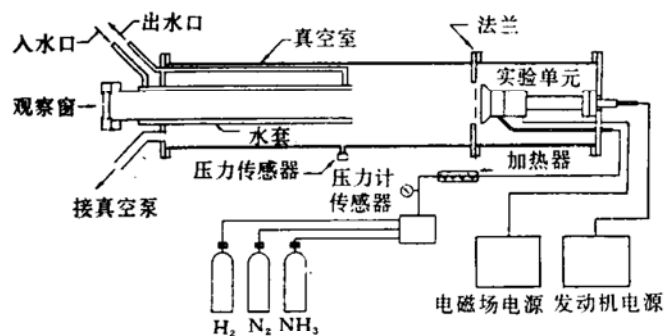


图2 实验测量系统示意图

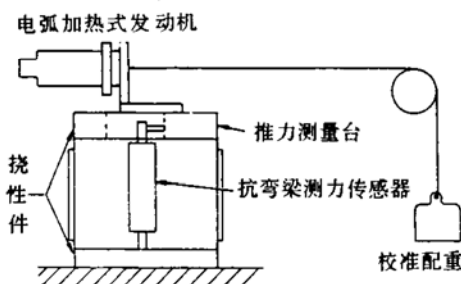


图3 推力测量系统简图

3 实验测量及主要结论^[9,13]

3.1 实验测量中的性能计算公式

真空修正推力:

$$T = T_{\text{meas}} + A_t \epsilon p_v$$

比冲:

$$I_s = T / \dot{m} g$$

推力效率:

$$E = \frac{(0.5 \dot{m} v^2)_{\text{HOT}}}{P_{\text{elec}} + (0.5 \dot{m} v^2)_{\text{COLD}}}$$

推力系数:

$$C_F = T / A_t p_c$$

特征速度:

$$C^* = p_c A_t g / \dot{m}$$

电弧功率:

$$P = IV$$

电弧电阻:

$$R = V / I$$

在以上各式中, A_t 为喷管喉面, T_{meas} 为测量推力, ϵ 为喷管有效面积比, p_v 为真空压力, $\dot{m}$ 为质量流率, g 为加速度, v 为速度, p_c 为电弧室压力 $\approx p_{\text{in}}$ (入口压力), I 为电弧电流, V 为电弧电压。

3.2 实验范围与稳定工作范围

高性能涡稳电弧加热喷气发动机实验系统在如下较宽的范围内进行实验:

功率: 500~2000W

电压: 80~220V

推进质量流率: 23~70kg/s

电弧距离: 0.25~0.87cm

电流: 5~12A

磁场强度: 0~800Gs

稳定的工作范围是:

功率: 700~1400W

电压: 120~160V

推进剂质量流率: 40~70mg/s

电弧距离: 0.34cm

电流: 7.5~8.5A

磁场强度: 400Gs

3.3 实验研究的主要结论

尽管实验发动机的测量性能还达不到期望的技术指标, 但在此基础上经一定优化设计实现预期目标是有希望的。较长的稳定电弧工作时间使该推进系统成为一个有生命力的可选方案, 进一步可发展成为满足一定性能要求的可靠推进系统。

在 80~104h 之间的工作时间里, 阴极的烧蚀率是 $0.23\mu\text{m/h}$ 。阴极的烧蚀随着其锥尖的变平而渐趋缓慢, 直到没有明显的烧蚀可以测出。影响发动机性能的主要因素有:

- (1) 结构材料的耐高温性能;
- (2) 推进剂介质的选择;
- (3) 可以被电弧加热的推进剂流率占总流率的比例;
- (4) 加热后的推进剂气体与壳体间的对流热损失;
- (5) 喷管中的粘性损失和欠膨胀损失;
- (6) 各结构零部件的重量。

4 理论与数值分析

4.1 电弧加热喷气火箭发动机的工作过程

当电弧加热式发动机工作时,推进剂沿加热室内壁切向注入电弧室,经电弧加热离解膨胀并经电磁场驱动加速后,由喷管高速喷出而产生反冲力,其中所包含的主要过程如图4所示。与此相关的基础研究包括:电弧物理学,推进能量特性,稳压电源系统,电弧与涡旋流动的相互作用,电离、离解反应等。

4.2 基本理论分析

基本的理论分析主要包括以下几个方面:

(1) 涡旋稳定流动分析:确定涡旋运动的结构与电弧的结构,涡旋运动及电弧参数的分布关系,涡旋运动与电弧的相互作用关系,涡旋电弧稳定的条件,为发动机的设计提供依据。

(2) 喷管流动分析:计算喷管流动参数分布,计算各性能参数,为喷管形面优化设计和性能预示提供依据。

(3) 电弧热力学分析:电弧与气体的能量交换计算,非平衡离解、电离及损失计算,为气流的组份计算提供依据。

(4) 传热学分析:进行各部位的热损失计算,为热防护设计提供依据。

涡流分析的结果表明,通过涡流的质量流量有一个极限值,粘性的存在将减少通过涡流的质量流率。改变干扰涡流场的机理有两方面:其一是粘性耗散;其二是涡旋破损。对于优化的设计,推进剂应有足够的涡旋能量来维持电弧柱的稳定。电弧柱的稳定取决于由涡流产生的径向压力梯度,还取决于紧靠管壁的冷气流的电绝缘特性。电弧室的长径比是一个重要的设计参量,它与电弧的稳定直接相关。调节电极的距离也会直接影响电弧的稳定。

4.3 数值计算

要了解涡流、压力梯度、热变换、电磁场、推进剂离解过程等的综合作用关系,必须用数值方法来模拟。文献[11]的计算考虑了非稳态、二维、多组分、磁场、欧姆加热效应、有限速率和化学反应、导热、粘性、韧致辐射等因素,计算可得出气流的化学能分布、电弧加热能分布、温度和动能分布、速度和 M 数分布、组分摩尔数分布、电流和电流密度分布。以 N_2 为推进剂,其离解反应见表1。

文献[11]以1kW电弧加热式发动机为对象,采用轴对称Euler方程与电磁场方程耦合的计算方法,可以得出速度、压力、密度、电子密度、电流密度、电流线等的分布及主要性能参数。以氩气为推进剂,反应过程为

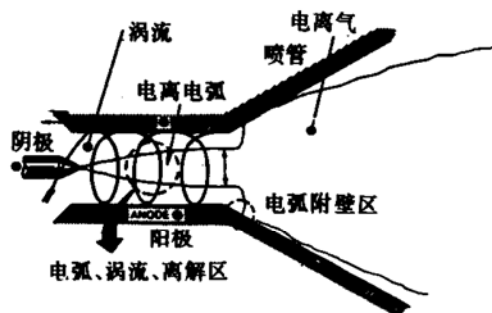
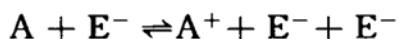


图4 电弧加热式发动机工作过程示意图

表 1 N_2 各组分的离解反应

反 应	A	B	E_a (kJ/mol)
$N_2 + N_2 = N + N + N_2$	3.70E21	-1.60	942
$N_2 + N = N + N + N$	1.11E22	-1.60	942
$N + E^- = N^+ + E^- + E^-$	1.25E35	-4.00	1400
$N_2 + N^+ = N + N_2^+$	9.85E12	-0.18	100
$N + N = N_2^+ + E^-$	1.79E10	0.77	555
对组分 p_1 的反应速率为 $dp_1/dt = AT^B e^{E_a/RT}$			

5 电弧加热式发动机同化学火箭发动机气动热力学过程的比较

电弧加热式发动机的主要优点是比冲较高, 工作寿命长, 可以利用取之不尽的太阳能所转换的电能为能源, 电弧温度可以远高于化学推进剂的燃烧温度。但其推力还比较小 (1kW 时只有零点几 N), 目前的能量转换效率还较低, 对材料的耐高温特性和电特性有特殊要求, 需要研究的新问题较多。电弧加热式发动机同一般化学火箭发动机在工作过程中的气动热力学差异如下:

(1) 能源及加热方式不同: 通过电弧放电加热推进介质并使其获得离解膨胀加速的能量, 推进剂本身并不产生燃烧化学反应。而化学火箭发动机一般靠推进剂中的燃料和氧化剂之间的燃烧反应提供能量。

(2) 推进剂及工质不同: 目前实验研究常用的几种推进剂是 N_2 , H_2 , NH_3 , N_2H_4 等, 同化学火箭发动机推进剂完全不同。电弧加热以后, 大部分工质呈离解状态, 含有大量的带电子子。

(3) 流场稳定特性及参数分布特性不同: 流场的稳定主要由电弧的稳定来维持, 而化学火箭发动机的不稳定性主要来自声不稳定或 L^* 不稳定。其参数的梯度一般比化学火箭发动机内的参数梯度大得多。涡旋气流运动使其流场极为复杂, 有明显的三维特征。有的还存在电磁场对流动的影响。

(4) 性能计算公式与流场控制方程有一定差异: 在某些性能计算公式中要用到电流参数, 而在流场控制方程中需耦合进电子数密度、电场、有的还有磁场的作用。

(5) 损失机理不尽相同: 除对流换热损失、粘性损失和欠膨胀损失同化学火箭发动机原则相同外, 其它方面的损失有互不相同的特点, 比如涡流运动造成的损失。

参 考 文 献

- [1] Wallner L E, Czika J. Arcjet Thruster for Space Propulsion. NASA-TN-D-2868, 1965
- [2] Cann G L. High Specific Impulse Thermal Arcjet Thruster Technology, Part II. AD-805309, 1967
- [3] Cann G L. Basic Performance Limits of Coaxial Arc Gas Heaters. IEEE Symp, 1963
- [4] John R R. Arcjet Engine Performance-Experiment and Theory V. ARS 17th Annual Meeting, 1962
- [5] John R R. Thermal Arcjet Research. ASD-TDR-63-717, 1963

- [6] Bruber G G. Experimental Study of a Transpiration-Cooled, Constricted Arc. ARL-68-0023, 1968
- [7] Bryson D A. Characteristics of High Voltage Vortex-Stabilized Arc Heaters. IEEE Trans. Vol NS-11, 1964
- [8] Bunting K A. The Development and Characteristics of an Arc Heater with Hydrogen as the Plasma Working Fluid. 2nd International Conf. on Gas Discharges 138-40, 1972
- [9] Darby B M. Arcjet Thruster Research and Technology. N88-17732, 1988
- [10] Smith R D. Development and Demonstration of a 1.8kW Hydrazine Arcjet Thruster. AIAA-90-2547
- [11] Michio Nishida. Numerical Studies of the Flow Field in a DC Arcjet Thruster. IEPC 88-105

简 讯

微波电热推进

微波电热推进是一种新颖的推进方式,且有广阔的发展和应用前景,它具有小推力、高比冲、长寿命和机动性好等特点,尤其适用于轨道站和空间飞行器的机动飞行。由微波发生器产生的微波,在腔体(相当于燃烧室)内产生等离子发生区,工质(即工作气流)经过该区域时,发生耦合反应,将能量传给工质中的电子,再通过电子与工质中的粒子碰撞,将能量转化成工质的动能和内能,经喷管膨胀加速产生推力。当前研究的目的是:通过理论研究和地面实验测试,探索微波电热推进的工作原理和关键技术。

(何洪庆供稿)

快 讯

航天工业总公司第四届科技期刊评比揭晓 《推进技术》再获一等奖

在刚刚结束的航天工业总公司第四届科技期刊评比中,《推进技术》再获一等奖。在此,谨向长期支持本刊的有关领导、编委、作者及广大读者致谢!并向为本刊出版付出辛勤劳动的航天情报所印刷厂致谢!

据悉,颁奖大会将于1994年11月21~24日在杭州召开。

《推进技术》编辑部
1994年11月15日