

# 可变比冲磁等离子体火箭原理与研究进展

任军学, 刘宇, 王一白  
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘 要:** 介绍了 VASIMR 的基本组成 (螺旋波等离子体源、离子回旋共振加热系统 ICRH、磁喷嘴) 及工作原理。可变比冲磁等离子体火箭 (VASIMR) 是一种基于可控核聚变思想发展的先进高功率电推进方式, 具有高比冲、比冲可变等特点。通过分析系统的效率及关键技术, 指出 VASIMR 研制最关键的问题是研制高性能的螺旋波等离子体源和提高 ICRH 的效率等, 最后评估了 VASIMR 在空间任务中的优势。

**关键词:** 变比冲; 磁等离子体; 螺旋波; 离子回旋共振加热

**中图分类号:** V439.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 03-0036-07

## Principle and research progress of variable specific impulse magnetoplasma rocket

Ren Junxue, Liu Yu, Wang Yibai

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR) is one type of high power advanced electrical propulsion developed from the controlled fusion concept. It features with high and variable specific impulse. The components of VASIMR and their working principle are introduced. Through analysis of the system efficiency and key technologies it is pointed that the key problems of designing a fine VASIMR are the development of high performance helicon wave plasma source and the improvement of the ICRH system efficiency. Finally the advantage of executing space tasks by VASIMR is evaluated.

**Key words:** variable specific impulse; magnetoplasma; helicon; ICRH

收稿日期: 2006-11-13; 修回日期: 2007-02-02。

作者简介: 任军学 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

## 1 引言

为了缩短飞行时间、更好地完成深空探测和载人火星探测等任务要求, 美国宇航局约翰逊空间中心 (NASA JSC) 进行了可变比冲磁等离子体火箭 (VASIMR) 先进高功率电推进技术的研究。VASIMR 具有高比冲、比冲可变等特点, 其概念最初是 20 世纪 80 年代初美国麻省理工学院提出的, 并进行了早期的实验。自 1994 年主要的研究工作转移到 NASA JSC 的先进空间推进实验室进行。其核心实验装置为功率 10kW 的 VX-10 样机, 最近又发展了功率 30kW 的 VX-30 样机。为配合约翰逊空间中心的研究, 还在橡树岭国家实验室和德克萨斯大学部署了相应的研究计划<sup>[1]</sup>。1997 年以来, 美国对 VASIMR 的研究步伐明显加快, 取得了诸多重要成果。本文将就其原理、关键技术及美国的研究现状进行介绍和分析。

## 2 VASIMR 的工作原理和组成

VASIMR 的概念构想来源于可控核聚变, 但不包括核聚变反应。基本原理是: 将等离子体温度加热到高达一千万度甚至更高。尽管等离子体温度很高, 但采用磁镜约束场, 使炽热的等离子体与附近的材料表面隔开。再加上一个合适的磁喷嘴, 便可以把等离子体的能量转变为火箭的推力, 理论上估算, 离子 (占等离子体动量的大头) 的运动速度可达到 300 000m/s, 相当于最好化学火箭的 60 倍<sup>[1]</sup>。不仅如此, 这种系统还能改变比冲大小, 使比冲能根据飞行条件进行必要的调整, 从而节省飞行时间。

基于上述思想, 在结构几经演变后, 目前的 VASIMR 由三部分组成 (图 1), 即一个位于前部的螺旋波等离子体源使中性气体电离、一个位于中央的离子回旋共振加热级 (ICRH) 使等离子体进一步加热, 以及后部的磁喷嘴, 把等离子体最终喷射到空间从而产生推力。

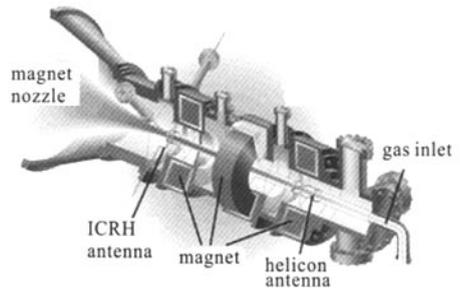


图 1 VASIMR 组成示意图

Fig.1 Configuration of VASIMR

### 2.1 螺旋波等离子体源

螺旋波等离子体源一般由以下几部分组成: 天线、放电管、磁场线圈、射频源 (频率 2~70MHz) 及传输系统等。放电管采用耐热的石英或派热克斯玻璃。由导线绕制成的 Boswell 型或其他类型天线紧绕在放电管上, 天线与磁化等离子体中的右旋极化螺旋波共振, 有效地通过朗道吸收加热电子, 从而产生高密度等离子体。

螺旋波等离子体是迄今在低气压下所能获得的最大的等离子体密度的人工方法, 等离子体密度在 0.1Pa 的压强下可达  $10^{13}/\text{cm}^3$  量级, 电离率可达 100%, 而且装置无需电极, 避免了其他等离子体火箭使用电极在恶劣的环境中很快被腐蚀的情况。螺旋波等离子体技术广泛应用于半导体加工中。

### 2.2 ICRH 级

ICRH 级也是一种射频系统, 由天线、磁场线圈、射频源及传输系统等组成。等离子体一旦形成, 便流入中央的 ICRH 级, 被进一步的波动作用加热, 基本过程如下: 由于同时存在轴向和径向速度, 等离子体将沿着磁力线呈螺旋形运动。由天线发出的离子回旋共振波的电场垂直于外部磁场, 并以离子回旋频率 (即离子环绕磁力线运动的频率) 转动, 与离子的环绕运动发生共振, 从而使离子的周向运动受到激励以提高其周向速度。ICRH 技术的特点是主要将射频能量提供给离子。ICRH 广泛应用于核聚变研究中。

### 2.3 磁喷嘴

磁喷嘴是一种发散的磁场，它将离子的周向速度转变为排气速度从而使火箭获得有用动量。在磁喷嘴处，发散的磁场把能量从周向运动传递给平行运动，从而使离子沿着排气的方向加速。离子比电子重得多，拖着电子一起前进。这样等离子体就以中性流体的形式离开火箭。一旦膨胀完成，等离子体就脱离了火箭。

### 2.4 变比冲原理与系统效率

VASIMR 独特之处是可以改变比冲。对于电推进系统，在输入功率一定的情况下，比冲与推力成反比。对于给定的飞行任务，通过调节比冲，可以改变推力。在低比冲/高推力模式下可以提高航天器飞行加速度，使其飞行时间缩短；而在高比冲/低推力模式下，可减少推进剂的消耗量。因此，通过比冲和推力的优化，可以实现飞行器飞行轨迹的优化。VASIMR 改变比冲的功能实现方式为：将电源功率分成两部分，一部分进入螺旋波等离子体源，另一部分进入 ICRH 级；如果需要获得大的推力，大部分功率将输送给螺旋波等离子体源，产生更多的低速离子。如果需要获得高比冲值，更多的功率将送往 ICRH 级，同时推力降低。

VASIMR 的系统效率定义为等离子体中离子获得的动能与所花费的总能量（包括产生等离子体所需花费的能量）之比。由于 VASIMR 的比冲是变化的，在不同的工作状态下效率会不同。VASIMR 功率一定，比冲值较低时，产生更多的等离子体而获得更大的推力，离子获得的动能便低，导致效率下降；比冲值高时，则效率较高。所以评估效率时，必须通盘考虑整个飞行过程的情况。

## 3 关键技术与研究进展

### 3.1 磁场设计及其实现

VASIMR 需要为螺旋波等离子体源和 ICRH 系统提供磁场。图 2 为采用氦为推进剂时，VX-10 轴线上的典型磁场，由四个通电线圈来实现。

其中前两个线圈为螺旋波等离子体提供磁场，磁感应强度一般在 0.1T 以下。后两个线圈为 ICRH 系统提供磁场，磁感应强度量级在 0.1~1 T 之间。VASIMR 中线圈的数目，NASA JSC 最初采用的是三线圈，但数值模拟结果表明四线圈的磁场构型可以提高等离子体对射频能量的吸收，所以后来都采用四线圈结构<sup>[2]</sup>。

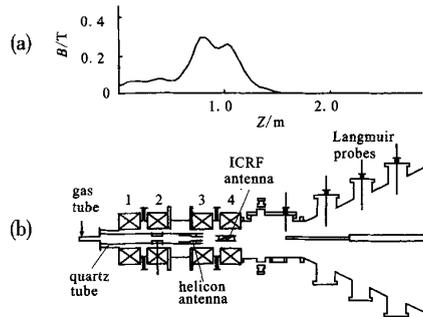


图 2 VX-10 轴线磁感应强度(a) 与结构简图(b)

Fig.2 Magnetic inducing intensity on the axis (a) and sketch map of VX-10 (b)

VASIMR 中磁场的设计要考虑多方面的因素，既要考虑其他系统的要求，又要兼顾自身技术实现方面的要求。例如螺旋波等离子体源设计中，轴向磁场大小和其产生的等离子体的密度有重要影响；ICRH 系统中，轴向磁场大小会影响离子回旋频率；轴向磁场大小还与推进剂的选择有关：对于螺旋波等离子体源，任何一种气体都能电离，但在 ICRH 过程中，较轻的气体在相同离子回旋频率下所需的磁感应强度更小，所以 VASIMR 的推进剂选用氦或者氩。

磁场可以用铜线圈、永磁体或超导线圈来实现。三种方案各有优缺点：铜线圈方案可通过调节电流大小方便地调节磁场大小，强电流带来的线圈发热问题，需要冷却系统等辅助设施；永磁方案无需电力，且不存在电流发热问题，缺点是磁场场型很难达到设计要求，磁场大小也不易调节，目前在 VASIMR 中没有应用。超导线圈由于不存在电流发热问题，磁感应强度可以比另两种方案更高，重量更轻，但相应的维持超导线圈运行的低温设施造价较高。

表 1 VX-10 超导线圈的结构和性能参数

Tab.1 Performance and configuration parameters of superconductive magnet in VX-10

设计参数	数值
轴线磁感应强度/T	0.285
工作电流/A	105
电流密度/(MA·m <sup>-2</sup> )	48
超导导线总长/m	416
线圈内径/m	0.23
线圈外径/m	0.295
线圈高度/m	0.0335

NASA JSC 在发展 VX-10 样机时, 最初采用的是用液氮冷却的通电铜线圈产生所需的磁场, 可以维持 0.3T 磁感应强度 10 分钟, 或者维持 1T 的磁感应强度 30 秒<sup>[3]</sup>。后来铜线圈被工作在 40K 低温下的 BSCCO 高温超导线圈所代替 (图 3)。表 1 给出了这种超导线圈主要的性能和结构参数。每个高温超导线圈系统重量只有 5kg, 而先前的铜线圈重量竟达 150kg<sup>[4]</sup>。

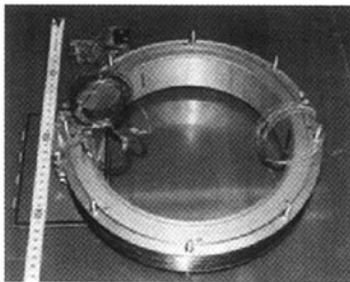


图 3 VX-10 的超导线圈

Fig.3 Superconduct magnet of VX-10

### 3.2 高性能的螺旋波等离子体源

VASIMR 研究中的一个重要目标便是提高各系统环节的效率。图 4 给出了 VASIMR 中各环节的效率情况: 螺旋波等离子体源和 ICRH 系统都属于射频系统, 因此分别存在射频源的转换效率  $\eta_{RF}$ , 反映等离子体对射频能量吸收情况的的天线耦合效率  $\eta_A$  (图 4 中假定两系统的  $\eta_A$  相同), 以及射频能量转化为离子能量的效率  $\eta_i$  (螺旋波等离子体源) 和  $\eta_b$  (ICRH 系统)。最后, 被“加热”

的等离子体以能量效率  $\eta_N$  在磁喷嘴中转化为喷射动能。

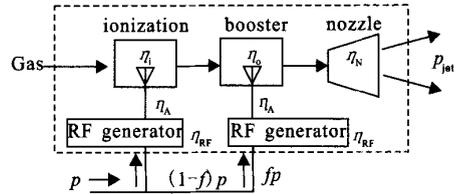


图 4 VASIMR 系统各环节的效率

Fig.4 Efficiency of VASIMR system

为充分利用推进剂并提高此环节的效率, VASIMR 希望等离子体源产生的等离子体密度以及离解率高。另外与应用在半导体加工上相比, VASIMR 用螺旋波等离子体源还需降低产生等离子体所耗费的能量。尽管前面已提到螺旋波等离子体源可以实现高密度等离子体和 100% 的离解率, 但具体实现上仍需要付出很大的努力。这是因为螺旋波等离子体包括多种电离模式, 现象复杂, 且影响等离子体密度和温度的因素众多, 包括射频频率和功率、磁场场型和大小、石英管长度和直径、天线形状和位置、气体流量等, 目前的理论还不能解释所有的影响因素和指导设计, 需要不断的实验和调试。

为获得高性能等离子体源, NASA JSC 做了很多工作。在对各基本因素对等离子体参数的影响进行广泛研究后, 于 2004 年 10 月在 VX-10 的螺旋波等离子体源中产生密度达  $10^{19}/m^3$  量级的等离子体 (氦或氩), 气体的电解率接近 100%, 但每个氦离子-电子对所耗费的能量约为  $500eV^{[5]}$ , 对于 VASIMR 的使用来说仍然太高。在 2005 年新发展的 VX-30 装置中这个指标已下降到 200eV, 并计划进一步降低<sup>[6]</sup>。

### 3.3 提高 ICRH 系统的效率

ICRH 技术虽已广泛应用于核聚变研究中, 但 VASIMR 的 ICRH 过程与托卡马克装置的 ICRH 过程相比有不同之处, 主要表现在:

(1) VASIMR 中的等离子体并不完全受约束, 来自等离子体源中的离子经过且只经过一次回旋射频 (ICRF) 天线。

(2) 共振区位于不到一个天线长度的下游。在共振区前, 电磁波几乎不能传播。VX-10 中的回旋射频天线采用水冷却、反向转角 180 度的相控双天线阵列安装在磁场最大区之后、离子共振区之前, 射频频率 3MHz, 两天线环的轴向距离约为 0.03m。

ICRH 过程是 VASIMR 系统获得高比冲的关键, 核心问题是如何使射频能量高效地被等离子体中的离子所吸收。这又可分为两个基本问题: 反映等离子体对射频能量吸收情况的天线耦合效率  $\eta_A$ ; 射频能量转化为离子能量的效率  $\eta_b$ 。从射频系统的角度考虑, 等离子体相当于阻抗负载, 于是天线耦合效率  $\eta_A = \frac{R_p}{R_p + R_c}$ , 其中  $R_p$  为

ICRF 天线的等离子体阻抗,  $R_c$  为 ICRF 天线耦合电路的阻抗。为了提高  $\eta_A$ , 必须设法提高  $R_p$ 。数值模拟和实验发现,  $R_p$  随着通过 ICRF 天线的等离子体离子流量和密度的增加而增大<sup>[7]</sup>。从这个意义上讲, 高功率的 VASIMR 由于离子流量和密度可更大, 更有利于提高天线耦合效率  $\eta_A$ 。这也是 NASA JSC 在发展 10kW 的 VX-10 后, 继续发展更高功率的 VASIMR 如 VX-30 的重要原因。

理论分析还表明<sup>[8]</sup>, 等离子体经过 ICRF 天线这一过程, 完全能够将射频能量转化为离子的动能, 即  $\eta_b$  可达到 100%, 并预示了等离子体密度在经过 ICRF 天线后发生变化等一些重要现象。这一理论结果还导致了 VASIMR 加热级结构简化成目前的形式。

NASA JSC 在 VX-10 上实现了螺旋波等离子体源功率不变 (3.5kW) 的情况下, 改变 ICRH 功率 (0~1.5kW), 得到 50 000~120 000m/s 的等离子体出口速度, 初步展示了 VASIMR 比冲调节的功能。在 VX-30 装置中  $\eta_A$  达到 90% 以上。而离子对射频能量的吸收效率  $\eta_b$  也达到 70% 以上<sup>[9]</sup>。考虑到天线并不是高度方向性的, 可以认为, 所有的电磁波能量都转化为离子的动能, 与理论预计一致<sup>[8,9]</sup>。可见 ICRH 技术是提高离子能量从而最终提高 VASIMR 比冲和效率的有效途径。

### 3.4 射频功率装置及传输系统的小型化

射频功率装置及传输系统 (包括放大器、传

输线和天线等) 的小型化<sup>[10]</sup>是 VASIMR 工程化面临的重要问题。目前采用固态源技术的射频功率装置能达到 50kW, 但要应用到 VASIMR 还要用到真空管技术。虽然 100kW~200kW 的四极管射频源在实验室中已发展了多年, 但是这种装置并不是针对真空条件下研制的。因此在工程上这一领域仍有许多问题要解决。NASA JSC 发展的用于 VASIMR 实验研究的固态源稳态射频放大器在千瓦量级, 工作频率为 2~50MHz。

### 3.5 等离子体诊断技术

等离子体诊断技术对 VASIMR 的研究起着重要作用。Langmuir 探针和 Mach 探针为最基本的等离子体诊断装置。Langmuir 探针测量实验装置不同位置处的等离子体密度和温度。Mach 探针测量等离子体出口速度分布。鉴于等离子体参数的测量不确定度较大以及探针法测量精度有限等局限性, 同时需要多种诊断仪器以使测量结果相互印证。例如, 采用栅格能量分析仪测量离子的能量, 微波干涉仪测量等离子体密度等有助于对实验结果的分析。

## 4 任务应用和评估

NASA 发展 VASIMR 最重要的应用是载人火星飞行计划, 对此也开展了相应的任务评估和工程设计。面临的首要问题便是电能的供给。对执行最基本的载人火星飞行任务, 需要一台约 10MW 的 VASIMR 发动机, 耗电量远大于航天飞机轨道器的 15kW 和国际空间站的 75kW<sup>[1]</sup>。并且由于功率越大, 飞行越快, 例如 200MW 的 VASIMR 发动机只需 39 天就能到达火星, 所以实际的电能需求会更大。如此之大的电能需求目前只能依靠核能供电装置。

在工程设计方面, 以功率为 1MW 的 VASIMR 为例<sup>[9]</sup>, 系统干重为 1.2 吨, 长度 3m, 最大直径 1.25m, 包含磁场的能量供应系统和超导低温装置、射频装置等组件。表 2 给出了其他几种电火箭的典型参数<sup>[11]</sup>。可以看出, 在比冲、推力器效率、功率重量比方面, VASIMR 都有突出的优势。

VASIMR 利用比冲可变的特性,可通过优化比冲和推力特性显著节省飞行时间。例如装有 VASIMR、总功率 12MW 的载人飞船飞往火星的基本过程如下<sup>[10]</sup>:飞船从地球出发,将沿着一条逐渐向外展开的螺旋形轨道以 30 000m/s 的比冲和推力最大的状态进行 30 天的爬升飞行,然后比冲逐渐升高,第 75 天比冲达到最大值 300 000 m/s,随后比冲逐渐降低,第 115 天到达火星;返回过程类似,需 90 天。整个往返过程飞行时间 200 天,比使用化学火箭少一半。减少飞行时间对于载人飞行有着重要的意义。

表 3 给出了科学应用国际公司和 NASA 马歇尔空间飞行中心对目前可能的执行载人火星任务的七种候选推进方式:化学推进、核热推进、核

电推进 (MPD 电推力器)、动量绳/化学能联合推进、太阳能电推进 (离子推力器)、太阳能 (离子推力器)/化学能联合推进和 VASIMR,几种推进方式的比较结果表明<sup>[12]</sup>,执行飞行时间为一年的载人火星任务,采用 VASIMR 的飞船比其他方式从地面到近地轨道 (ETO) 发射次数最少,货运与载人飞船总重量最小。原因在于 VASIMR 具有高比冲和比冲调节功能从而优化飞行时间。

鉴于目前电能供应和大功率射频源存在的问题,NASA JSC 还考虑发展 VASIMR 较低电功率的应用,相关计划包括<sup>[10]</sup>:将 VASIMR (比冲 100 000m/s,推力 0.1N,不带比冲调节功能)安装在功率为 10kW 的太阳能供电飞船上;使用 VASIMR 抵消大气对国际空间站的阻力等。

表 2 不同类型电推进系统的典型性能参数

Tab.2 Typical performance parameters of electrical propulsion systems

类 型	推力范围/mN	比冲/km·s <sup>-1</sup>	推力器效率/%	单位推力所耗 功率/W·(mN) <sup>-1</sup>	功率重量比 /W·kg <sup>-1</sup>
电弧加热	200~1000	4~10	30~50	2~3	100~300
离子发动机	0.01~200	15~50	60~80	10~70	10~100
固体脉冲等离子体	0.05~10	6~20	10	10~50	~1
磁等离子体动力	0.001~2000	20~50	30~50	100	
稳态等离子体(Hall)	0.01~2000	15~20	30~50	100	50~200
VASIMR	10~1 000 000	50~300	50~80	50~150	~1000

表 3 相同载人火星任务的不同推进方式比较

Tab.3 Comparison of various propulsion systems in pilot trip to the Mars

发射任务	化学	核热	核电	绳系/化学	太阳能	太阳能/化学	VASIMR
货运飞船重量/吨	3391	685	987	1306	3942	1260	405
载人飞船重量/吨	159	95	249	72	317	64	105
ETO 发射次数	47	23	32	44	121	44	14

## 5 结束语

由于 VASIMR 具有很高的比冲、比冲可调

节,并可根据其功率,适用于多种飞行任务,因此是非常有竞争力的空间推进方式,而 VASIMR 的研究涉及等离子体物理、电磁波理论、微波技术、磁场设计等众多理论和技术领域,需要相关

专业人员的通力合作。理论方面需掌握等离子体在各个环节中的行为规律,技术上需解决高性能的螺旋波等离子体源、大功率射频功率装置等问题,并提高各环节的效率特别是回旋射频天线耦合效率和射频能量转化为离子能量的效率。

#### 参考文献:

- [1] Chang Díaz F R. The VASIMR Engine[J]. Scientific American, 2000, 283: 72-79.
- [2] Chang Díaz F R. An overview of the VASIMR engine: High power space propulsion with RF plasma generation and heating[C]. Proceedings of Radio Frequency Power in Plasmas: 14th Topical Conference, 2001: 3-15.
- [3] Squire J P, Chang Díaz F R, Jacobson V T, et al. Helicon plasma injector and ion cyclotron acceleration development in the VASIMR experiment[R]. AIAA 2000-3752.
- [4] Rey C M, Hoffman W C, Chang Díaz F R, et al. Design and fabrication of an HTS magnet for the VASIMR experiment[J]. IEEE Transactions on Applied Superconductivity, 2002, 12: 993-996.
- [5] Glover T W, Chang Díaz F R, Squire J P, et al. Principal VASIMR results and present objectives [R]. Space Technology and Applications International Forum, 2005.
- [6] Bering E A III, Squire J P. Progress toward the development of a 50 kW VASIMR engine[R]. AIAA 2005-0369.
- [7] Ilin A V, Chang Díaz F R, Squire J P, et al. Plasma heating simulation in the VASIMR system [R]. AIAA 2005-0949.
- [8] Arefiev A V, Breizman B N. Theoretical components of the VASIMR plasma propulsion concept[J]. Physics of Plasmas, 2004, 11: 2942-2949.
- [9] Squire J P. Acceleration of dense flowing plasmas using ICRF power in the VASIMR experiment [R]. 16th Topical Conference on Radio Frequency Power in Plasmas, 2005.
- [10] Chang Díaz F R, Squire J P, Bentson R D, et al. The physics and engineering of the VASIMR engine [R]. AIAA 2000-3756.
- [11] Sutton G P, Oscar Biblarz. Rocket Propulsion (Seventh Edition) [M]. John Wiley & Sons, Inc, 2001.
- [12] Rauwolf G A, Pelaccio D G, Patel S, et al. Mission performance of emerging in-space propulsion concepts for one-year crewed Mars missions[R]. AIAA 2001-3374.

(编辑:陈红霞)

(上接第30页)

基于大量试车数据从信息熵的角度对发动机的故障特征进行了提取,理论基础可靠。训练集中故障类型越丰富,系统对故障的识别能力越强,这就需要在实践当中不断的积累数据,完善训练集。由于训练集中选取的是参数的相对变化量,因此所得到的决策规则具有一定的普遍性,适用性强。

#### 参考文献:

- [1] 张育林,吴建军.液体火箭发动机健康监控技术[M].长沙:国防科技大学出版社,1998.
- [2] 张惠军.液体火箭发动机故障检测与诊断技术综述[J].火箭推进.2004,30(5):40-45.
- [3] 黄敏超.液体火箭发动机故障的神经网络诊断研究[D].长沙:国防科技大学研究生院,1998.
- [4] 韩家炜.数据挖掘:概念与技术[M].北京:机械工业出版社,2001.
- [5] 邵峰晶,于忠清.数据挖掘原理与算法[M].北京:中国水利水电出版社,2003.
- [6] 刘洪刚.液体火箭发动机实时故障检测与报警原型系统的设计与实现[J].火箭推进.2005,31(4):21-25.
- [7] 刘冰.液氢液氧火箭发动机稳态数值仿真与故障分析[J].国防科技大学学报,1997,19(6):15-19.

(编辑:马杰)