低功率 N_2H_4电弧加热发动机高空模拟试验系统

张莘艾 汤海滨 施陈波 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 介绍了用于低功率肼(N_2H_4)电弧加热发动机(Arcjet)的高空模拟试验系统,阐述了该系统中的高空模拟真空系统、推进剂供给系统、电源调理单元(PCU, Power Control Unit)、微推力全弹性测量装置、数据采集系统以及其它配套设施.针对低功率肼电弧加热发动机地面试验的特殊要求,重点介绍了有毒推进剂肼(N_2H_4)的供给、微小流量测量、微小推力测量的方法与原理,并在该套系统上进行了系统功能验证性试验.试验证明,该套系统满足低功率肼电弧加热发动机高空模拟试验要求,为推进肼电弧加热发动机的研究与工程应用提供了保障.

关 键 词: 肼电弧加热发动机; 微小流量测量; 微小推力测量; 数据采集

中图分类号: V 439.2

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2010)08-0977-04

High altitude simulation experiment system for low power hydrazine arcjet

Zhang Xinai Tang Haibin Shi Chenbo Liu Yu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract A high altitude simulation experiment system for low power hydrazine arcjet was presented. The elements in this system including vacuum facility, propellant feed system, power control unit, full elastic micro thrust measurement equipment, data acquisition system etc. were depicted in details. To meet the special demands in low power arcjet high altitude simulation experiment, the working process and principle of the propellant feed system, the full elastic steady weighting method micro flow measurement system and the full elastic micro thrust measurement equipment were emphasized. Tests to validate the system were conducted in this system. The results show that the high altitude simulation experiment is steady, reliable and competent for low power hydrazine arcjet high altitude simulation experiment.

Key words hydrazine arcjet; liquid micro flow measurement; micro thrust measurement; data acquisition

电弧加热发动机(Arcjet)以肼(N_2H_4)作推进剂时,液体N_2H_4首先经肼催化床催化后分解生成N_2, H_2和少量NH_3,分解产物经电弧加热后高速喷出形成推力.肼电弧加热推进系统可以与单组元肼或以N_2H_4和MON作推进剂的双组元化学推进系统共用贮箱和管路,与航天器上现有推进系统具有良好的匹配性.低功率(1~2 kW)肼电弧加热发动机工作比冲一般为400~600 s[1],具有结构简单、电功率适中、控制精度高等优点,自首次成功应用于Telstar Ⅳ开始,已被多次应用于静止轨道卫星的南北位置保持等任务.

国外对Arcjet及其相关技术进行了大量的研究工作[1-4].我国目前尚未实现电推进系统的在轨应用,但对电弧加热发动机已经开展了大量的理论与实验研究[5-8].为配合低功率肼电弧加热发动机工程样机的研制工作,建立了一套低功率肼电弧加热发动机高空模拟试验系统.针对低功率肼电弧加热发动机高空模拟试验特殊要求,系

收稿日期: 2009-06-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50826007)

作者简介: 张莘艾(1981-),男,上海人,博士生, zhangxinai@sa.buaa.edu.cn.

统中解决了有毒推进剂肼的供给、液体推进剂微小流量测量、发动机微小推力测量等技术难题. 在该套试验系统中, 开展了大量的试验研究工作并获得了宝贵的试验结果, 结果表明该套试验系统满足低功率电弧加热发动机高空模拟试验要求, 为低功率肼电弧加热发动机工程样机的研制提供了基础.

1 实验系统组成

系统包括高空模拟真空系统、推进剂供给系统、电源调理单元 (PCU)、微推力全弹性测量装置、数据采集系统以及配套设施, 图 1为系统示意图.

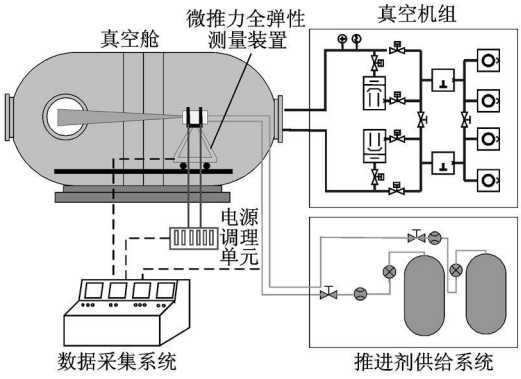


图 1 低功率肼电弧加热发动机高空模拟试验系统示意图

1.1 高空模拟真空系统

高空模拟真空系统由真空舱、3级真空泵组、电气控制设备等组成. 图 2为高空模拟真空系统原理图. 真空舱为直径 Φ1 800mm、长度 3 200mm 的圆柱形筒体. 4台 2X-70A 型旋片机械真空泵、2台 ZJP-600型罗茨泵和 2台 K-800型高真空油扩散泵组成 3级真空泵组. 3级泵组可同时开启对舱体抽真空, 泵组抽速为 52 000 l/s, 极限真空度为 5×10^{-4} Pa, 只使用罗茨泵与机械泵抽真空时, 系统真空度也可达 10^{-2} Pa量级.

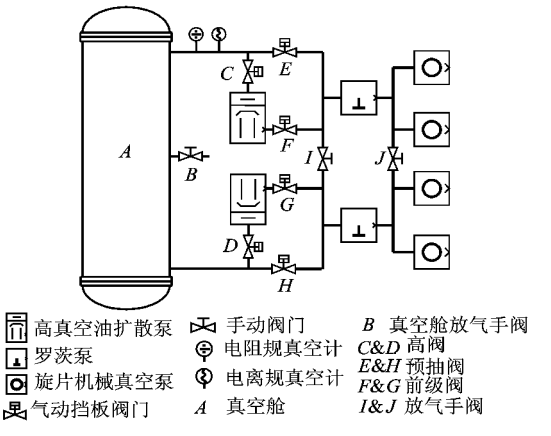


图 2 高空模拟真空系统原理图

1.2 推进剂供给系统

推进剂供给系统是开展电弧加热发动机研究的必要基础设备. N_2H_4是一种具有强挥发性与粘附性的有毒、危险物质, 推进剂供给过程中对安全性能要求较高; 区别于常规液体发动机推进剂供给装置, 电弧加热发动机推进剂供给装置需要具备绝缘、高清洁度等特点; 同时, 低功率肼电弧加热发动机 N_2H_4工作流量非常小, 一般仅为 10~60mg/s, 常规液体流量测量控制装置无法满足该范围液体微小流量控制与测量的使用要求, 为所需推进剂供给系统的搭建提出了较高的要求.

该套推进剂供给系统兼有液体与气体推进剂供给功能, 具体包括气体推进剂供给装置、液体推进剂供给装置、液体推进剂加注装置、液体推进剂加注回吹装置、液体推进剂吹除装置、液体推进剂供给配气台装置, 系统原理图如图 3所示.

采用 D07-7A 型质量流量控制器实现对气体推进剂流量的控制与测量, 测量范围为 0~10 SLM, 准确度为 ±2% F. S.; 设计了一套“全弹性稳态称重法微小流量测量装置”, 解决了肼推进剂小流量测量的技术难题. 装置采用全弹性连接方法设计, 避免了常规称重法流量测量装置中非弹性连接管路造成的测量误差; 采用压力补偿方法修正压强对增压气体密度的影响. 实验结果表明装置测量相对误差小于 2%. 图 4为该装置结构示意图, 该装置已申报国家专利.

1.3 电源调理单元

研制了一套适用于 kW 量级 Arcjet的电源调理单元 (PCU)[9], 电源采用推挽拓扑结构作为 PCU 主电路结构. 电源调理单元空载电压为 240V, 启动电流过冲小于 20%, 输出电流 6~14A, 输出电压为 40~120V, 效率大于 80%. 图 5给出了电源调理单元典型的在 Arcjet以 N_2/NH_3 模拟流量为 18mg/s的 N_2H_4工况下, 以 6A 的弧电流对发动机进行起弧点火时电源电压输出特性. 图 5中可看到, 在电源起弧电路一瞬间输出高电压将阴极与阳极之间的推进剂击穿, 随之电源主电路开始工作, 以恒流控制叠加电压正反馈方式保证发动机稳定工作.

1.4 微推力全弹性测量装置

推力测量技术是电弧加热发动机试验与研制过程中的关键难点技术. 针对 Arcjet推力小的特点, 研制了一套“微推力全弹性测量装置”[10], 可实现 0~10mN, 0~200mN, 0~1 000mN 3种推力范围的测量. 系统采用全弹性连接设计方法, 避免

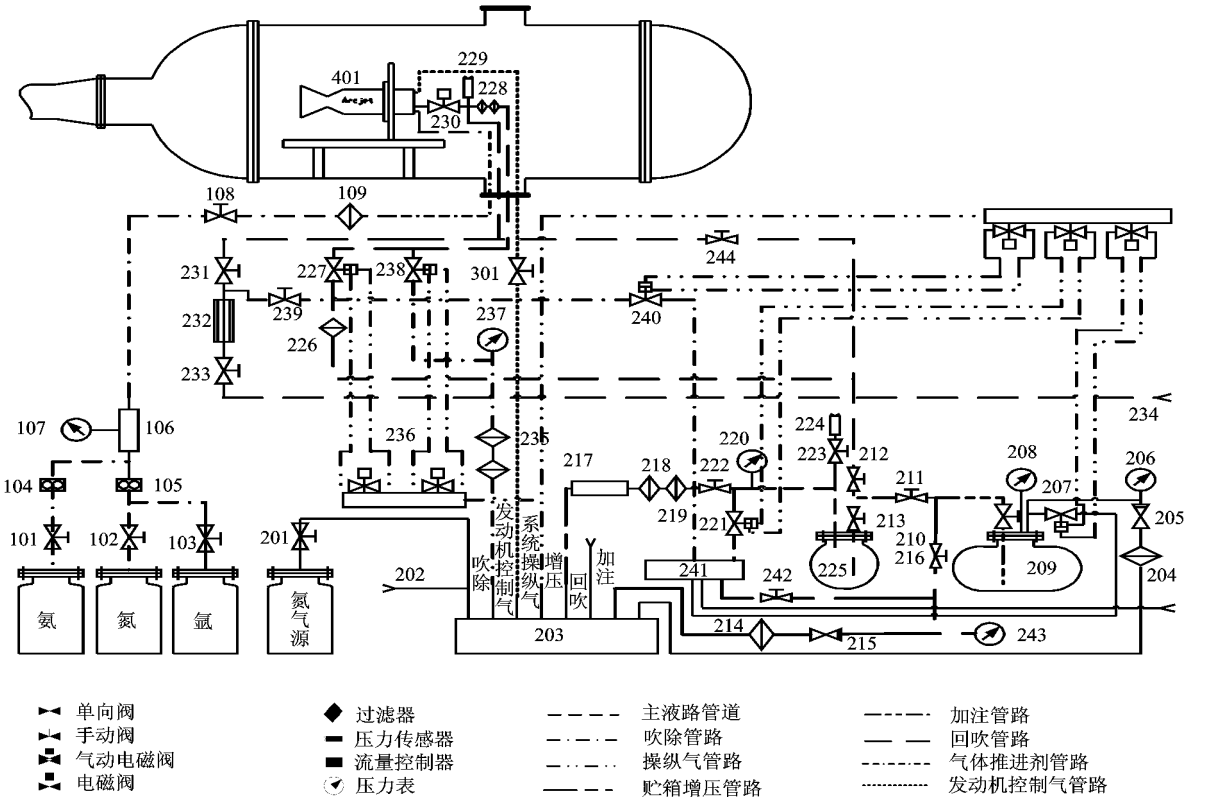


图 3　推进剂供给系统原理图

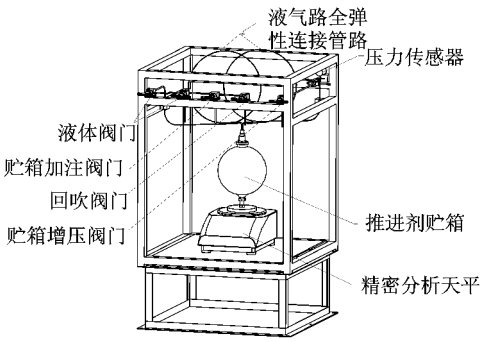


图 4　全弹性稳态称重法微小流量测量装置结构示意图

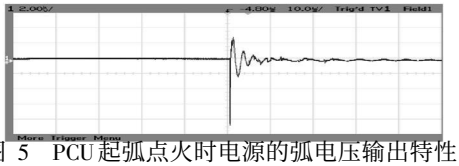


图 5　PCU起弧点火时电源的弧电压输出特性

了机械摩擦、管路牵制等外界因素对微小推力测量的误差影响. 试验证明, 该套微推力全弹性测量装置工作稳定、性能可靠, 0~ 200mN 推力范围的测量最小分辨率为 0. 34 mN, 测量精度可达 ±0. 92%. 试验过程中, A rcjet发动机安装在放置在真空舱内的推力架上, 如图 6所示. 该“微推力全弹性测量装置 ”已经获得国家专利.

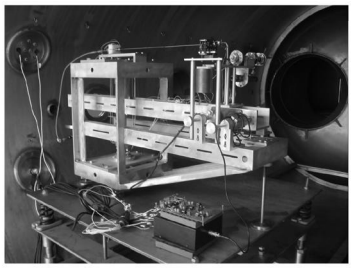


图 6　微推力全弹性测量装置实物图

1. 5　数据采集系统

系统配备了 LDS公司的 D im ension 4i数据记录仪. D imension 4i具有 16路采集通道可根据用户对通道自定义标定来采集不同传感器信号; 用户可根据需要定义每个通道采集速度, 可实现每通道 200 kH z的最大采集速度, 并实时显示; 采集软件运行环境为 W indow s XP, 系统配备了 15 in 可触摸显示屏, 操作简单、方便.

试验测量的工作参数包括弧电流、弧电压、推进剂流量、推力、预混腔压力、发动机喷前压压力、推进剂入口管温度、发动机后端法兰温度、真空度. 选用霍尔系列传感器测量发动机弧电流和弧电压, 在工作区内测量精度优于 1%, 线性度优于 0. 1%; 推进剂预混腔压力测量采用表压压力传感

器,量程为 0~ 5MPa,测量精度为 ±1%;发动机喷前压压力测量采用绝压压力传感器,量程为 0~ 2MPa,测量精度为 ±1%;推进剂入口管温度与发动机后端法兰温度均采用 K 型热电偶进行测量,测量精度为 ±1%;真空度测量采用 ZJ-52T 电阻规式低真空传感器和 ZJ-27电离规式高真空传感器.为避免信号干扰,在各路传感器信号进入数据采集系统之前设置了全隔离信号调理模块.

2 实验结果

2.1 推进剂供给系统联试

试验系统建成后,对液体推进剂供给系统进行了功能性验证联试.联试过程中采用酒精为待测推进剂,对系统进行了推进剂加注、回吹、管路填充、推进剂供给以及推进剂吹除等操作.试验过程中,液体推进剂供给系统可实现既定设计功能.

使用液体推进剂供给系统进行推进剂供给过程中,通过调节配气台减压阀实现推进剂贮箱压强从 1.1MPa增加到 1.8MPa,其中设有 5个工况,每个工况持续时间为 10 s,数据采集系统采集流量测量装置的输出信号,经过压力补偿获得 10 s内稳态质量流量.为验证流量测量精度,使用容器接收推进剂供给管路出口流出的酒精,每次称量对应工况流出酒精的质量,将测量装置测量获得的流量与实际酒精总量/时间进行比较,获得流量装置的测量精度,表 1给出了试验数据.

表 1 流量验证试验结果

序号	P/MPa	$M_{总\text{-}1}$/g	$M_{总\text{-}2}$/g	$\Delta M_{测}$/g	$\Delta M_{实}$/g	$\dot{m}_{测}$/(g·s^{-1})	$\dot{m}_{实}$/(g·s^{-1})	误差/%
1	1.1314	2061.82	1963.60	96.54	98.48	9.65	9.85	1.976
2	1.1289	1959.58	1862.55	95.37	97.28	9.54	9.73	1.960
3	1.2967	1858.35	1755.55	100.78	102.41	10.08	10.24	1.589
4	1.5703	1754.23	1642.25	109.33	111.12	10.93	11.11	1.608
5	1.7848	1643.28	1524.74	115.36	117.54	11.54	11.75	1.855

试验结果表明,设计研制的全弹性稳态称重法微小流量测量系统能够较为准确测得推进剂稳态流量,测量相对误差小于 2%.

2.2 典型发动机试验结果

图 7给出发动机以 N_2为推进剂、弧电流为 8A时,推进剂流量、发动机喷前压、推力随时间 t 变化曲线.图 8为对应工况下弧电流与弧电压随 t 的变化曲线.图 9为相应工况下的羽流照片.

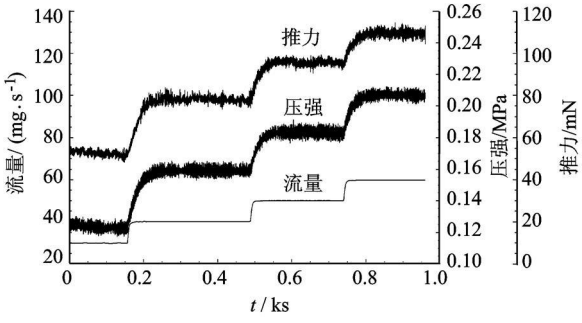


图 7 流量、压强、推力随 t变化曲线

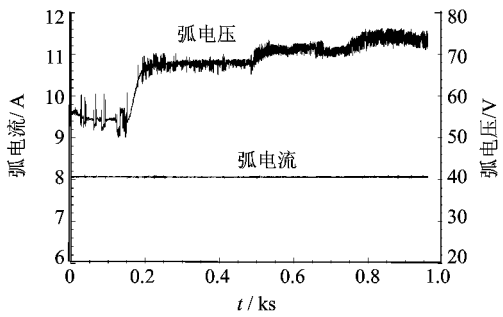


图 8 弧电流、弧电压随 t变化曲线



图 9 N_2流量为 50mg/s,弧电流为 8A 时发动机羽流

3 结束语

本文介绍了用于低功率肼(N_2H_4)电弧加热发动机(Arcjet)高空模拟试验系统,详细介绍了系统组成与工作原理,重点介绍了低功率电弧加热发动机试验过程中微小推力测量、液体微小流量测量等难点关键问题的解决方案.通过试验验证,该套系统各部分可以实现既定设计功能并且工作稳定,尤其是自主研制的“微推力全弹性测量装置”、“全弹性稳态称重法微小流量测量装置”工作状态良好,测量精度满足试验要求.该套系统的建成,为全面开展低功率肼电弧加热发动机工程样机的研制与促进电弧加热发动机的工程应用提供了必要的基础.

参考文献 (References)

[1] Cruciani G, Deininger W D. A 300-hour endurance test of an arcjet thruster at 1 kW [R]. AIAA 93-1900, 1993

(下转第 995页)

与图 8中燃气舵舵轴扭转刚度为 0时的空气舵颤振特性分析对应. 因此, 燃气舵对空气舵颤振特性的影响还是较为明显的, 这种影响使空气舵的颤振特性得到恶化.

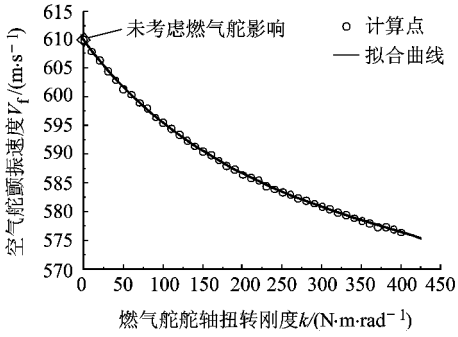


图 8　空气舵颤振速度和燃气舵舵轴扭转刚度的关系

3　结　论

本文提出了一个解决带有燃气舵的导弹舵面颤振分析方法, 采用分支模态方法建立带有燃气舵导弹 TVC系统的动力学方程, 内外流场的非定常气动力计算均考虑了翼-体组合对气流的干扰, 计算结果表明: 考虑燃气舵刚度耦合的影响, 空气舵颤振速度降低 (本文算例显示颤振速度下降幅度为 5. 5%), 这对导弹的安全飞行是不利的.

基于本文所做的研究, 在带有燃气舵导弹的 TVC系统设计过程中, 燃气舵对空气舵颤振特性的影响是不可忽视的, 应引起足够的重视.

参考文献 (References)

[1] Lauzon M. 5DOF dynamic loads on a jet vane[R]. AIAA-90-2382, 1990

[2] 刘志珩. 燃气舵的气动设计[J]. 战术导弹技术, 1983(2): 1-7
Liu Zhiheng. Aerodynamics design of jet vane[J]. Tactics Missile Technology, 1983(2): 1-7(in Chinese)

[3] 王文亮, 杜作润. 结构振动与动态子结构方法[M]. 上海: 复旦大学出版社, 1985
Wang Wenliang, Du Zuorun. Structural vibration and dynamic sub-structure method[M]. Shanghai: Fudan University Press, 1985(in Chinese)

[4] 王永岩. 动态子结构方法理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 1999
Wang Yongyan. The theory and application of dynamic sub-structure method[M]. Beijing: Science Press, 1999(in Chinese)

[5] Facciano A B, Seybold K G, Westberry-Kutz T L, et al. Evolved seasparrow missile jet vane control system prototype hardware development[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(4): 522-531

[6] 管德. 非定常空气动力计算[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991
Guan De. Unsteady aerodynamics calculation[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1991(in Chinese)

[7] 余超志. 导弹概论[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1986
Yu Chaozhi. Introductions to missiles[M]. Beijing: Beijing Industry Institute Press, 1986(in Chinese)

(编　辑: 李　晶)

(上接第 **980**页)

[2] Knowles S C, Yano S E. Design, testing and integration of a flight-ready hydrazine arcjet system[R]. AIAA 89-2720, 1989

[3] Knowles S C, Yano S E, Aadland R S. Qualification and life testing of a flight design hydrazine arcjet system[R]. AIAA 90-2576, 1990

[4] Deininger W D, Stefano R D i, Parisi G, et al. A review of low power arcjet PCU development and testing[R]. AIAA 94-3008, 1994

[5] 肖应超, 汤海滨, 刘宇. 肼电弧喷射推力器工作方式可替换性数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(9): 831-834
Xiao Yingchao, Tang Haibin, Liu Yu. Numerical study on hydrazine arcjet thruster working exchangeability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(9): 831-834 (in Chinese)

[6] 肖应超, 汤海滨, 刘宇. 集气腔总压对电弧喷射推力器工作过程的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(9): 1031-1035
Xiao Yingchao, Tang Haibin, Liu Yu. Effect of plenum chamber total pressure on arcjet thruster operation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(9): 1031-1035 (in Chinese)

[7] 陈黎明, 赵文华, 刘岩松. 低功率电弧加热发动机的实验研究[J]. 应用基础与工程科学学报, 2002, 10(2): 168-173
Chen Liming, Zhao Wenhua, Liu Yansong. Experimental study on low power arcjet[J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2002, 10(2): 168-173 (in Chinese)

[8] 吴汉基, 冯学章, 刘文喜, 等. 电弧加热发动机的实验研究[J]. 中国空间科学技术, 1997(4): 41-48
Wu Hanji, Feng Xuezhang, Liu Wenxi, et al. Experimental study on arcjet thruster[J]. Chinese Space Science and Technology, 1997(4): 41-48 (in Chinese)

[9] 汤海滨, 刘畅, 陈树君, 等. 电弧加热发动机地面试验(Ⅱ)发动机电特性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 546-549
Tang Haibin, Liu Chang, Chen Shujun, et al. Ground experiment on arcjet thrusters (II) electric characteristic analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 546-549 (in Chinese)

[10] 汤海滨, 刘畅, 向民, 等. 微推力全弹性测量装置[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 703-706
Tang Haibin, Liu Chang, Xiang Min, et al. Full elastic micro thrust measurement equipment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 703-706 (in Chinese)

(编　辑: 张　嵘)