

# 二十一世纪航天科学技术发展与前景高峰论坛 暨中国宇航学会第二届学术年会论文集



中国宇航学会 主编



中国宇航出版社

二十一世纪  
航天科学技术发展与前景高峰论坛  
暨中国宇航学会  
第二届学术年会论文集

ISBN 978-7-80144-671-8



9 787801 446718 >

定价：78.00元

V4-53  
144  
1:2

# 二十一世纪航天科学技术 发展与前景高峰论坛暨中国 宇航学会第二届学术年会论文集

中国宇航学会 主编



中国宇航出版社

·北京·

1339344

PDG

## 内 容 简 介

本书为二十一世纪航天科学技术发展与前景高峰论坛暨中国宇航学会第二届学术年会的论文汇编,共收录与会交流中的57篇论文。内容涉及空间技术、空间科学及空间应用的各个领域,反映了对新时期我国航天技术、热点、难点问题的研讨和新的概念、理论。

版权所有 侵权必究

### 图书在版编目(CIP)数据

二十一世纪航天科学技术发展与前景高峰论坛暨中国宇航学会第二届学术年会论文集/中国宇航学会主编.北京:中国宇航出版社,2007.11

ISBN 978-7-80144-671-8

I. 二… II. 中… III. 航天学—文集 IV. V4-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2007)第 174796 号

责任编辑 张弛 王佳 孟庆浩 封面设计 谭颖  
张瑶 王旭 责任校对 祝延萍

出版 中国宇航出版社  
发行

社址 北京市阜成路8号 邮编 100830  
(010)68768548

网址 [www.caphbook.com/www.caphbook.com.cn](http://www.caphbook.com/www.caphbook.com.cn)

经销 内部发行

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)  
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑  
(010)68371105 (010)62529336

承印 北京智力达印刷有限公司

版次 2007年11月第1版

2007年11月第1次印刷

规格 880×1230

开本 1/16

印张 23.5

字数 757千字

书号 ISBN 978-7-80144-671-8

定价 78.00元

本书如有印装质量问题,可与发行部联系调换

PDG

# 《二十一世纪航天科学技术发展与前景高峰论坛 暨中国宇航学会第二届学术年会论文集》

## 编委会

顾 问 (按姓氏笔划排序)

任新民 刘纪原 孙家栋 庄逢甘 栾恩杰  
屠守锷 梁守槃 黄纬禄 路甬祥

名誉主编 张庆伟

主 编 王礼恒

副主编 (按姓氏笔划排序)

马兴瑞 马 健 吴 卓 张丽辉 李纪南  
杨俊华 娄勤俭 夏国洪 殷兴良 曹健林

编 委 (按姓氏笔划排序)

毛国良 包元吉 刘良栋 刘 林 刘 晖 达道安  
余梦伦 张峻城 李亚裕 李君龙 李国欣 李清源  
杨维垣 杨毅强 周 詮 胡平信 栾希亭 顾明初  
曹云峰 龚金玉 鲁 宇 蔡国飏 潘江桥 薛大同

责任编辑 张 弛 王 佳 孟庆浩 张 瑶 王 旭



## 序

2006年恰逢中国航天成立50周年，中国宇航学会于2006年12月在首届学术年会的基础上，在北京组织召开了“二十一世纪航天科学技术发展与前景”高峰论坛暨中国宇航学会第二届学术年会。

本届论坛暨年会围绕着“二十一世纪航天科学技术发展与前景”这一主题，为关心中国航天的领导、专家、学者和科技人员提供一个广泛和深入交流的平台。研讨内容涉及到空间技术、空间科学及空间应用的各个领域。空间技术涵盖了航天器系统和运载系统、航天推进系统、航天动力学和空间能源、航天器结构、空间运输、空间控制、空间电子学、空间能源、材料与微重力科学、发射工程与地面设备；空间应用方面有：卫星通信、卫星气象、卫星遥感、卫星减灾、科学实验、卫星教育、卫星导航、卫星应用关键有效载荷技术；在空间科学方面有空间环境、深空探测及信息获取、空间机器人、空间生命科学、空间管理以及光电技术、计量与测试、质量与可靠性、标准与信息。与会的领导、专家、学者和科研人员对新时期中国航天技术发展战略及空间技术、空间科学和空间应用及相关领域的关键技术、热点、难点问题进行了深入交流与研讨，提出了许多好的意见、建议和宝贵的经验总结，也涉及到一些新的概念、理论。本论文集收录了与会交流中的57篇论文，供大家参考借鉴。

二〇〇七年八月



# 目 录

空间推进技术现状与发展展望 .....	陈杰 袁磊 姜海全/1
液氧煤油发动机高压推力室冷却技术 .....	陈建华 张贵田 夏开红 吴海波/7
冷发射技术筒口效应研究 .....	陈劲松/13
局域导航卫星钟相对论效应误差的理论研究 .....	达道安 杨亚天 邵明学/20
运载火箭在不同探月任务中的方案设计 .....	高朝辉 果琳丽 王基祥 岑小锋/27
亚轨道可重复使用运载器技术研究 .....	高原 谷良贤/34
32 位星载计算机故障注入系统设计与实现 .....	官经刚 华更新/39
卫星导航有效载荷的未来发展趋势 .....	韩虹 蒙艳松/49
大型固体火箭发动机技术发展展望 .....	何高让 任全彬/53
固体火箭发动机微波喷焰衰减 .....	何燧 张建华 贺碧蛟 蔡国飙/57
液体火箭发动机涡轮泵健康监控与评估技术 .....	胡笃庆 秦国军 胡海峰 吴建军/62
内嵌 1553B 总线远程终端的弹上单机通用化设计研究 .....	黄波 韦阔峰/67
电磁推动可重复使用航天发动机研究 .....	贾东明/72
基于形式化方法的高安全软件安全性验证技术研究 .....	经小川 张刚/77
航天科技发展与航天科普教育的思考 .....	李洁/83
冷气发动机小推力测量系统 .....	李晶 蒋金伟 赵宝瑞/89
2A14 铝合金脉冲 GTAW 熔池表面高度计算 .....	李来平/92
超声速巡航弹的热强度问题浅述 .....	李清源/99
船载外弹道测量数据误差特性分析 .....	李晓勇 张忠华/105
数字化 DS/FH 方案设计及其伪码捕获技术 .....	李雄飞 邱乐德 王宇/115
通信星座仿真系统初步研究 .....	李英华 李勇/122
卫星轨道偏心率的变化特征及其对轨道寿命的影响 .....	刘林 汤靖师/127
我们如何往返月球 .....	龙乐豪/138
一种实用的鲁棒景象匹配方法 .....	陆和平 高磊/149
建设信息化计划管理系统 推进基础现代化管理科学化发展 .....	皮亚凤 张东/155
固体发动机试验技术发展分析 .....	蒲建军/160
飞行控制软件全数字仿真测试环境的搭建与应用 .....	钱杰/168
同位素温差发电器在探月二期工程中的应用展望 .....	任保国 张建中 王泽深/174
火箭基组合循环发动机 (RBCC) 性能分析研究 .....	任晶志 徐大军 蔡国飙/179
固体火箭发动机喷管喉衬烧蚀相关性初步研究 .....	史宏斌 陈妮/186
吊挂式固体火箭发动机结构强度分析研究 .....	王建儒 甘晓松 任全彬/192
低温等离子体表面处理技术在航天中的应用 .....	王敬宜 李中华 王云飞 郑阔海/199
中国航天动力的技术成就与展望 .....	王珏/205
M - 型皱褶芯材当量弹性常数的数值研究 .....	王薇 王志瑾/209

黑体空腔不等温性对辐射温度计校准结果影响的计算分析 .....	王文革/218
基于 T-S 模糊模型的 RLV 再入姿态的 H <sub>∞</sub> 模糊鲁棒跟踪控制 ...	王玉惠 吴庆宪 姜长生 黄国勇/225
基于战争及威慑需要的国防工业能力评估框架 .....	魏法杰 周晟瀚/233
21 世纪航天运输系统的发展与前景 .....	吴燕生/239
微卫星用集成姿轨确定系统设计与研究 .....	熊智 刘建业 郁丰 乔黎/244
液氧煤油补燃发动机自身起动技术 .....	徐浩海 刘站国/251
运载火箭地测发控系统随箭上数据传输方式发展的历程及展望 .....	徐昕 朱奕 徐玮/257
重力测量卫星专用加速度计的关键技术 .....	薛大同/262
我国重复使用运载器发展思路 .....	杨勇/271
混合火箭发动机中固体燃料燃面退移速率的数值模拟 .....	杨玉新 胡春波 蔡体敏 陈灏 刘洋/276
空间核反应堆技术在深空探测的应用前景分析 .....	姚伟 雷亚林 李勇/282
延伸喷管展开 ADAMS 动力学仿真 .....	尤军峰/290
发展我国重复使用运载器问题的探讨 .....	余梦伦/298
航天实时嵌入式软件开发模型及辅助平台研究 .....	张伟 佟庆涛 周志坚 张刚/304
导弹和运载火箭试验中动态压力传感器的选择和应用 .....	张大有/309
基于 SDRE 方法的挠性航天器姿态控制 .....	张军 徐世杰/315
导弹防御等效模拟的若干问题研究 .....	张伟 石悦 田忠/323
锁式铁氧体移相器及其驱动电路 .....	张元生 陈建荣/329
软件度量是航天软件工程化发展的必由之路 .....	郑新华 张刚/333
微型双组元液体火箭发动机探索性研究 .....	周军 张立涛 张恩昭/339
深空探测器能源系统的研发与设计 .....	朱立宏 闫双权 付增英 关振昆/346
高超声速复杂流场过渡区 DSMC 数值模拟 .....	朱荣丽/352
航天特种车辆底盘协同设计流程建设与研究 .....	朱学斌/359





# 空间推进技术现状与发展展望

陈杰 袁磊 姜海全

上海空间推进研究所

上海桂平路 680 号, 邮编: 200233, sisp@sisp.cn

**摘要** 对空间推进的范畴进行了定义, 阐述了其与大型航天运载器火箭发动机的区别。针对卫星、飞船、导弹、运载火箭四个应用领域, 阐述了国外空间推进技术的发展情况, 以及国内的发展历程。分析了国内未来在探索自然、应用空间、军事国防三个方面对空间推进技术的需求。结合国外最新发展情况和国内现有技术基础, 阐述了发展空间推进技术当前应重视和加强的几个研究领域和方向。

**关键词** 空间推进; 轨控发动机; 姿控推力器; 电推进

## 1 引言

航天事业的发展, 体现一个国家的综合国力, 对社会政治、科技发展、国民经济和国防建设都有举足轻重的作用。航天事业的发展主要受 3 个因素的牵引:

1) 探索自然: 探索外层空间, 扩展对宇宙自然环境和起源、地球人类起源和发展、其他星球生命和环境等方面的认识;

2) 应用空间: 利用空间的高度、失重、真空、辐射等资源条件, 满足经济建设要求和获得经济效益;

3) 军事国防: 满足军事需求, 实现信息的获取与传输、导航定位, 以及空间攻防和在轨服务等能力, 维护国家和平, 增强军事力量。

我国航天事业从 1956 年开始发展, 与之配套的空间推进技术与产品却是从 20 世纪 60 年代后期才起步的。1975 年发射技术试验和返回式卫星, 采用了冷气推进系统; 此后研制出肼分解推进系统并在卫星、火箭和武器上广泛应用; 80~90 年代研制成功双组元推进系统, 用于地球同步卫星、载人飞船和先进武器等。近年来相继开展了电推进、无毒(低毒)推进及其他特种推进的研究, 均取得突破或进展。特别是近 5~10 年, 在新型号任务的牵引下技术不断进步, 与国外差距不断缩小, 并初步形成了配套完整的研究设计、制造装配、检测试验、发射服务的研发体系。

## 2 空间推进的范畴

### 2.1 空间推进 (Space Propulsion) 的定义

定义: 实现航天器轨道和姿态控制的各种推进系统, 由能量贮存、供应输送和能量转换等组件或子系统构成。

火箭推进根据推力大小和应用大致分运载火箭助推级 (Booster-stage) 和主级 (Primary-stage) 发动机、上面级 (Upper-stage) 发动机、在轨推进 (On Orbit/On Board/In Space) 发动机 3 类。空间推进涵盖后两类, 几乎包括除运载火箭和弹道导弹主发动机外所有的轨、姿控推进系统。

空间推进系统与总体的分工界面不同于运载火箭助推和主发动机系统。后者一般只负责发动机本身, 而空间推进系统不仅包括轨控发动机和姿控推力器, 还包括贮箱、管路、阀门、热控、信号放大驱动线路、压力与温度监测等部分。

空间推进类型众多: 如冷气推进、液化气推进、固体推进、液体单组元推进、液体双组元推进、固液推进、电推进、太阳热推进、太阳帆推进、核热推进、系绳推进、电磁推进等。

## 2.2 空间推进的一般特点

- 1) 发动机为中、小推力，在 $\mu\text{N}$ 至 $100\text{ kN}$ 量级；
- 2) 以反作用火箭推进为主，其他概念推进（如太阳帆、系绳推进等）为辅；
- 3) 对液体火箭推进，广泛采用挤压模式（唯有上面级发动机大多数采用泵压式或膨胀循环供应系统）；
- 4) 应用对象涉及卫星、飞船（空间站）、导弹、运载火箭、深空探测器等。

## 3 国外空间推进技术研究情况

### 3.1 主要研究机构

#### (1) Aerojet（空气喷气发动机公司）

1942年成立，隶属于美国通用（GenCorp）公司，主要从事航天器和导弹推进技术的研发和配套，是国际空间推进技术领域一个极为重要的公司。为所有NASA空间探索航天器提供推进系统，在国家导弹防御计划中担当重要角色，同时参与战术导弹防御和运载火箭方面的工作。在航天器推进方面，提供单元、双元和电推进系统；在导弹防御方面，从事液体与固体推进剂姿态、转向系统及助推和主级推进系统研制；在战术武器系统方面，提供战术推进系统和弹头；在战略武器系统方面，为地基和海基导弹提供固体与液体推进系统。为洛马、波音、轨道科学公司和国防部提供火箭助推发动机，还从事吸气式冲压发动机的研制。

#### (2) Rocketdyne（洛克达因公司）

1955年成立，是美国著名的液体火箭发动机公司。目前的产品主要包括航天飞机主发动机、“德尔他”运载火箭发动机等，还从事RS-83/84新型发动机、X-33计划塞式发动机、末端高空导弹防御计划（THAAD）拦截器用快速转向和姿控推进系统等研制。

#### (3) SpaceDev Inc.（空间开发有限公司）

1997年成立，开发应用于微小卫星、纳米卫星、轨道机动和转移飞行器的洁净、安全、简单、可靠、廉价的固液混合推进系统。

#### (4) Keldysh Research Centre（俄罗斯克尔德什研究中心）

1933年成立，从事火箭发动机及航天器推进系统的研究、开发和试验，开展与液体、固体推进和电推进有关的工作。

#### (5) Energia Rocket & Space Corp.（俄罗斯能源火箭与航天公司）

1946年成立，前身为科罗廖夫火箭与航天公司。参与的主要项目包括“礼炮号”和“和平号”空间站、“东方号”、“上升号”和“联盟号”等飞船、“能源/暴风雪号”航天运输系统以及“亚马尔”通信卫星等。另参与国际空间站和“海射”等项目的国际合作。

#### (6) Fakel Experimental Design Bureau（俄罗斯火炬试验设计局）

研制生产稳态等离子SPT（霍尔效应HET）电推进装置、等离子源和等离子体推力器。是最早的飞行级SPT发动机生产商，1971年以来已为俄国航天器提供100多台HET发动机。

#### (7) Yuzhnoye State Design Office（乌克兰南方设计局）

1954年成立，设计生产“旋风号”、“天顶号”、“第涅伯号”运载火箭以及航天器及其组件，提供发射服务，开展强度、气动及液压、电气、环境、射频和发动机试验。

#### (8) EADS-ST（欧洲航空防务与航天公司）

其空间运输部门亦从事空间推进技术研究，拥有设计、生产、试验基地，可为运载上面级提供姿控推力器，为卫星提供远地点发动机、单元和双元姿控推力器及表面张力贮箱等组件。

#### (9) Snecma Group（法国斯奈克玛集团公司）

全称为“国营航空发动机研制制造公司集团”，其下属Snecma Moteurs是涵盖面很广的发动机制造商，产品涉及飞机、导弹、卫星、运载火箭等。为“阿里安4”和“阿里安5”提供各级发动机，为多颗卫星提供推进系统、PPS-1350霍尔效应电推进系统等。

## 3.2 国外空间推进技术特点与趋势

### (1) 冷气和微小推进

系统简单、可靠，所需工质廉价无毒，但比冲较低。主要用于总冲不高、工作时间不长的微小卫星、武器系统姿控，以及航天员出舱的机动装置（MMU）。英国萨里大学研究过丁烷液化气推进系统并在微小卫星上成功应用。美国麻省理工大学发展了基于 MEMS 技术的小推力姿控发动机，可应用于纳米卫星和皮卫星。

### (2) 固体火箭推进

一般仅一次点火使用。对于自旋稳定对象，一种办法是在周边布置多个小固体火箭发动机，根据需要点火启动；另一种办法是火药燃烧后产生高压燃气，贮存在容器中，经减压阀和控制阀实现热气喷射反作用控制。

### (3) 液体火箭推进

液体推进剂占空间推进总数的 80% ~ 90%，未来发展的总趋势将是：

- 1) 进一步提高工作的可靠性、安全性和运行寿命；
- 2) 提高比冲、快速响应能力，降低结构质量与尺寸；
- 3) 实现在轨加注等服务；
- 4) 寻找和应用无毒（低毒）推进剂；
- 5) 优化设计，减少研制、生产和试验成本。

推进技术未来发展的趋势由于涉及面太广，这里仅作粗略评价：

#### (1) 无毒（低毒）推进剂

尚处试验研究或初步使用阶段。

- 1) 单组元工质主要有过氧化氢、硝酸羧氨基、二硝基本氨 ADN 单元推进剂；
- 2) 双组元工质主要有过氧化氢/煤油（酒精）、气氧/煤油（酒精）。

#### (2) 多样化的系统方案

随着空间任务的增加，推进系统方案日趋多样化，如：泵压供应适用推力和总冲较大、室压较高的轨控发动机；挤压供应适用推力和总冲较小、脉冲工作的姿控发动机。乌克兰南方设计局研制了一种气动增压泵发动机值得关注，它通过活塞往复运动实现增压，具有较好质量特性。俄罗斯有适用于空间站多次补给的推进系统方案，还研制了一种自生增压补加方案。

#### (3) 不同类型的推进剂管理装置

为适应失重条件，必须对贮箱内推进剂进行管理，以在空间环境下按发动机工作所需流量和压力供应不夹气的推进剂。

#### (4) 微小推力发动机的研制

国外双组元姿控发动机已做到 0.4 N，且经历多年飞行试验考验，单组元姿控发动机的推力可以更小。但尺寸愈小，堵、卡、漏等常见故障愈突出，洁净度的要求也更高。

#### (5) 材料的选择

未来任务迫切需要减轻结构质量，总体结构、贮箱、气瓶甚至推力器的一部分都需要采用复合材料或比强度高的合金；提高发动机的性能也与材料紧密相关，如辐射冷却的推力室，身部由铝合金改用铍/钛材料，可使比冲提高 15 ~ 20 s，而电磁阀则亟待高性能的磁性材料来提高特性。

#### (6) 固—液火箭推进

近年来出现“复苏”之势。一般采用液、气态氧化剂（如气氧、过氧化氢等）和固体燃料。俄罗斯斯克尔德什研究中心研制成功推力约 2 t 的固液发动机，比冲约 340 s。美国 SpaceDev 公司研制的固液发动机，固体燃料为 HTPB 或 PMMA，液体燃料为  $N_2O$ （笑气），值得关注。

#### (7) 电推进

在国外得到广泛关注和发展。通常推力很小，在 0.005 ~ 1 N。

存在三种基本类型：

- 1) 电热推进：比冲不太高，为 300 ~ 500 s，但较简单；

2) 静电或离子推进: 霍尔效应推力器 HET, 比冲为 1 500 ~ 2 500 s, 1972 年起即投入应用; 离子推力器, 比冲为 2 500 ~ 3 500 s, 推力器出口有一栅格, 在深空 1 号上得到应用。

3) 电磁或磁等离子体推进: 在磁等离子体发动机中, 带电等离子体在电流和磁场作用下加速, 以很高速度 (1 ~ 50 km/s) 喷出。

#### (8) 先进推进

国外将核推进、太阳能推进、激光推进、系绳推进等列入先进推进范畴。

## 4 国内空间推进技术发展历程

国内空间推进研究单位主要有 801 所、502 所、510 所、西安 11 所。502 所主要从事卫星姿、轨控推进的研制, 510 所主要从事表面张力贮箱和离子推进的研发, 西安 11 所的工作主要集中在武器上。

801 所是目前国内空间推进技术研究领域最广、产品覆盖最全的专业研究所, 研究及应用范围涉及星、船、弹、箭等多领域, 还开展了深空探测方面的研究。下面重点叙述 801 所在空间推进方面的发展历程。

#### (1) 火箭

始于 1977 年 CZ-3 三级姿控任务, 现在的产品几乎覆盖了所有长征系列火箭。针对新一代运载, 从“十五”开始气氧/煤油发动机研制, 突破了高空点火技术。

#### (2) 远地点发动机

1982 年承担 490 N 远地点发动机预研, 1987 年转入型号, 1992 年完成首次正样交付, 迄今在所有 10 余次飞行中可靠工作。

#### (3) 飞船

20 世纪 90 年代初开始飞船三舱推进子系统研制, 先后突破了以 2 500 N 发动机和金属膜片贮箱为代表的众多关键技术。在 SZ-1 到 SZ-6 的 6 次飞行中圆满完成各项任务要求。

#### (4) 卫星

1999 年开始资源 2 号卫星推进系统研制, 后承担风云 3 号、实践 7 号等 9 类卫星型号推进系统研制任务。突破了长寿命单组元推力器、双阀座电磁阀、表面张力贮箱、带位显的自锁阀等组件关键技术。还开展了电推进、490 N 比冲性能提高等关键技术攻关。

#### (5) 武器

近年来围绕液体推进剂预包装、中段机动、直接侧向力控制等先进推进技术, 开展多个武器姿控动力系统研制。同时开展了固液混合推进系统、摇摆发动机等攻关。

#### (6) 预先研究

预研方面, 过氧化氢/煤油发动机实现高空稳态、脉冲自燃点火; 气氧/煤油发动机突破高空点火技术; 稳态等离子体推进持续工作 500 多小时; 重大专项预研突破了一些关键技术, 还开展了新概念液体推进及深空探测推进等方面的研究。

## 5 未来空间推进关键组件技术发展

#### (1) 压力容器

关键是减轻重量、维持甚至升高工作压强并降低费用, 需对先进材料和加工技术进行研究。对于双元推进剂采用共底贮箱 (Common Tank Dome) 可大大减轻重量。

#### (2) 减压阀

传统机械式减压阀有相对固定的调压范围, 国外正研发一种电子减压阀, 由节流装置、电磁阀、压力传感器和微处理器等组成。微处理器可闭环判断压力读数并控制电磁阀开关以调整箱压到预定值。

#### (3) 发动机/推力器

提高比冲、降低重量、减少成本是研究的重点, 还包括精确冲量姿控推力器、高室压轨控发动机及

大功率电推进（10 kW 以上量级）等。

#### (4) 装配和加工技术

重点是使加工过程标准化，降低成本，缩短周期。如：缩短装配时间的管路焊接技术，贮箱制造过程中的摩擦搅拌焊接，使用铝锂合金等先进材料，提高产品清洁度等。

## 6 国内未来几年对空间推进发展的需求与研发重点

未来几年，国内空间推进技术将围绕以下几个重点领域进行。

### (1) 探索自然

主要集中在月球和火星探测上：

- 1) 开展登月下降、返回推进系统的研究；
- 2) 开展火星等深空探测推进技术的研究。

### (2) 应用空间

运载火箭技术将重点开发以下技术：

- 1) 无毒、无污染辅助推进系统相关技术；
- 2) 运载火箭通用轨、姿控上面级统一推进系统相关技术；
- 3) 新型运载上面级轨控发动机技术。

载人航天技术将配合载人航天后续战略，重点发展以下技术：

- 1) 推进剂空间补加；
- 2) 航天员舱外机动推进装置；
- 3) 无毒化推进、废气利用等相关技术。

卫星推进系统，国内正重点关注以下领域：

- 1) 新一代地球同步轨道卫星统一推进系统；高比冲轨控发动机；
- 2) 电推进的工程应用，实现电推进的飞行，突破“化学 + 电推进”混合模式关键技术；
- 3) 解决卫星组网推进技术；研发适合各类微小卫星的推进系统；
- 4) 适时发展适合应急发射卫星的推进技术。

### (3) 军事国防

重点在以下几方面：

- 1) 通用化全预包装液体武器推进系统；
- 2) 发动机摇摆和推力调节技术；
- 3) 高室压轨控发动机和新型增压技术。

## 7 结论

中国航天事业经过 50 年发展历程，在空间推进技术领域已取得骄人成绩。未来空间推进技术的发展将向使用安全、管理方便、运行可靠、性能优秀、成本低廉、交付及时等方向发展。根据国家制定的探索自然、应用空间、军事国防三方面发展规划提出的新需求，未来几年内空间推进技术将出现不断创新、蓬勃发展的新局面。

### 参考文献

- [1] W Bailey. Advanced Propulsion Technologies for Future Spacecraft Missions. AIAA 99 - 4611.
- [2] RTO. Technologies for Future Precision Strike Missile System. RTO - EN - 13 AC/323/ (SCI) TP/25.
- [3] John W Dunning, et al. An Overview of Electric Propulsion at NASA. AIAA 2004 - 3328.
- [4] S O Tverdokhlebov, et al. Overview of Electric Propulsion Activity in Russian. AIAA 2004 - 4330.
- [5] G Saccoccia. Electric Propulsion in ESA. AIAA 2004 - 3329.

- [6] 刘红军. 新概念推进技术及其应用前景. 火箭推进 2004 Vol. (30), NO. 4.
- [7] 李立毅, 罗光耀, 李小鹏. 新型推进技术的基本原理及其应用前景. 电工技术杂志 2003. 04.
- [8] 尤政, 张高飞. 基于 MEMS 的微推进系统的研究现状与展望. 微细加工技术 2004. 01.
- [9] Leifer S D, et al. The NASA Advanced Propulsion Concepts Program at the Jet Propulsion Laboratory. AIAA 97 - 2792.

## The Status and Development of Space Propulsion Technology

J. Chen L. Yuan H. Q. Jiang

Shanghai Institute of Space Propulsion

No. 680 Gui Ping Road, Shanghai, 200233, P. R. China, sisp@sisp.cn

**Abstract** At first, the term “Space propulsion” is defined and differences between Space Propulsion Subsystem of spacecrafts and Main Engine of large launch vehicles are given. Next, the current technical status of some representative countries and the development history of China in the field of space propulsion for its application of satellite, spaceship, missile and launch vehicle are briefly summarized. Then the demands of exploring nature, utilizing cosmos, and national defence on space propulsion technology are analyzed. Lastly, based on the application situation of abroad and China, some aspects to be regarded and strengthened for Chinese space propulsion technology are provided.

**Key Words** Space propulsion; ORS; RCS; Electric propulsion



# 液氧煤油发动机高压推力室冷却技术

陈建华<sup>1</sup> 张贵田<sup>1</sup> 夏开红<sup>2</sup> 吴海波<sup>2</sup>

1. 西北工业大学 航天学院; 2. 西安航天动力研究所  
西安市 15 信箱 11 所, 邮编: 710100, 11schenjh@163.com

**摘要** 对液氧煤油发动机高室压推力室冷却可行的主要技术, 如人为粗糙度、多条冷却环带、内壁梳槽结构、隔热镀层等技术进行分析; 对再生冷却通道中设置人为粗糙度的强化换热技术和多条液气膜冷却环带进行分析和数值模拟, 初步揭示了人为粗糙度强化换热机理, 表明合理地设置人为粗糙度和冷却环带可有效地防止推力室局部壁温过高, 并提出了可满足未来可重复使用要求的高压推力室冷却方案。

**关键词** 液氧煤油发动机; 推力室; 液膜冷却; 强化换热; 再生冷却; 人为粗糙度

## 1 引言

以液氧煤油为代表的烃类燃料发动机之所以可以采用补燃循环系统方案, 其最为关键的原因是在技术上采取多种措施来解决高室压下的煤油冷却技术。液氧煤油发动机具有推进剂廉价、无毒、密度比冲高等优点, 备受关注。俄罗斯已拥有并正在研制新的这类高性能的大推力发动机, 包括 RD-120、RD-170、RD-180、RD-191 液氧煤油高压补燃发动机, 其冷却技术基本满足了烃类高室压推力室冷却的要求, 但从室压进一步提高和可重复使用的角度来看, 高室压冷却技术还不能满足未来所需<sup>[1,4]</sup>。

从液体火箭发动机的发展过程来看, 当今及未来大推力发动机有其新的特点, 其中值得注意的是燃烧室压力仍有增大的趋势。20 世纪 40 年代, 德国早期著名的 V-2 烃类(以酒精为燃料)发动机, 其室压只有 1.5 MPa 左右; 俄罗斯首次载人飞行所用的 RD-107 液氧煤油发动机, 室压约为 5.9 MPa; 美国登月所用的 F-1 液氧煤油发动机, 室压为 6.8 MPa。20 世纪 70 年代的俄罗斯 RD-253 发动机和 80~90 年代出现的液氧煤油补燃循环系统方案的发动机, 将推力室的室压大幅提高, 如: PD-170 液氧煤油发动机室压为 25.0 MPa 左右, PD-701 液氧煤油液氢三元组发动机地面试车时的燃烧室压力接近 30 MPa, 成为当今燃烧室压力最高的发动机之一; 与俄罗斯相应, 虽然美国没有以煤油为燃料的高压发动机, 但其补燃循环液氧液氢 SSME 主发动机的燃烧室压力也达到 22 MPa 的水平。

现代液体火箭发动机燃烧室压力有进一步增大的趋势, 以煤油为再生冷却剂的高室压冷却技术面临新的挑战。

解决高压推力室冷却问题的方法, 仍然从推力室承受大热流的壁面内外两个方面着手。采用再生冷却辅以内冷却的方案, 并加以新的内容, 如: 对进行再生冷却通道形状与参数的优化, 选择导热性好的材料并寻求更有效的局部强化换热方法<sup>[5,7]</sup>, 但强化换热的方式和机理需进一步揭示。对推力室燃气壁则改进内冷却方案, 并设置耐热层隔热层等。

本文将对解决液氧煤油发动机高室压推力室冷却的主要技术进行介绍和分析, 重点分析再生冷却人为粗糙度局部强化换热技术和多条冷却环带的液膜/气膜冷却技术, 并提出可满足未来高压冷却发动机的推力室冷却结构方案。

## 2 再生冷却强化换热

### 2.1 再生冷却强化换热方法

再生冷却是推力室常用的冷却措施之一, 随着发动机能量特性的增大, 即使结合内冷却也不一定能

完全满足液体火箭发动机的热防护要求,需从再生冷却结构本身寻求新的改进。再生冷却通道的局部强化换热就是为了保证对推力室的可靠冷却,强化室壁与冷却剂之间的换热。可采用的强化传热方法不少,简单列举几种方法如下:

1) 铣槽式代替以往波纹板式再生冷却通道:可减少热阻增大换热系数,并可大大增加发动机的强度。

2) 螺旋式再生冷却通道:在热流密度大区域采用螺旋铣槽结构,可增大壁与冷却液之间的换热系数,有利于防止局部推力室局部烧蚀。

3) 增大冷却剂的流动速度:增大流速可以增加局部的对流换热系数,但用流速太大就可能引起推力室冷却通道的流阻增加过大。

4) 增大冷却通道的肋效应:采用高深宽比冷却通道可强化局部换热。数值模拟表明,高宽比对压力损失、二次流动和湍流强度有显著影响<sup>[7]</sup>,但很难使肋效应大于2~2.5。

5) 在通道中加入多孔金属堵塞物:通道中采用多孔填块可以使强化换热增大几个量级,但因煤油易结焦的缺点而使这种方法目前难以适用。

因此,近年来在再生冷却换热优化与强化的研究过程中,还在寻求壁和冷却液之间强化换热的其他方案,人为粗糙度强化就是其中的一种<sup>[5]</sup>。

## 2.2 人为粗糙度强化换热

对人为粗糙度强化换热技术的研究始于1941年,主要在于研究粗糙度表面换热。对人为粗糙度强化技术研究曾采用了机加螺纹型粗糙度到与表面配合紧密导线绕制型粗糙度以其他几何形状,但很少涉及矩形通道。试验研究所用的介质多为空气,Reynolds数为 $4 \times 10^4 \sim 4 \times 10^5$ 。分析与试验得出了一些较为适用的结论,如:可以用无量纲厚度 $e^+$ 将粗糙度引起的流动与换热划分为两个区域,在 $e^+ \sim 35$ 处强化换热效果最好,其Stanton数在此处达到最大值,从壁面到粗糙度顶端的最小包络层的值应为 $e^+ \sim 35$ ,可使换热条件最佳。

1980年,顾维藻、张玉明等人<sup>[8]</sup>对带横肋和斜肋矩形通道的强化换热和流动阻力进行了研究,分析认为 $N_u$ 数主要与流动角 $\phi$ 、肋的相对节距 $S/H$ 、粗糙Reynolds数 $H^+$ 三个因素相关,可表示为 $N_u = CR_r^m P_r^{0.4} f(H^+, s/h, \phi)$ 。试验采用空气为介质和电加热,分析给出了粗糙矩形通道中壁区和角区局部换热系数与流动阻力系数的计算公式,得出了矩形通道的局部 $N_u$ 数,但仅适用于空气介质,且粗糙度参数也与再生冷却通道不相同,还不能应用到发动机再生冷却通道的冷却计算。

## 2.3 人为粗糙度对局部流动的影响

在再生冷却通道底部可加工人为粗糙度,对于单相流动的局部强化换热的机理一般认为是增加了对流体的扰动从而对流体间及与壁面间起到搅拌的作用,同时改变了热边界层和速度边界层的厚度。但对于煤油为介质的再生冷却通道人为粗糙度的强化换热机理需进一步探讨,否则如果设置不当则可能适得其反可能恶化局部换热,这是由于煤油本身结焦温度低所致。

再生冷却通道的人为粗糙度凸台间距和凸台高的比值(间高比)是一个与旋涡的产生有着密切关系的参数。当间高比足够大时,相邻凸台间形成有两个旋涡区,在旋涡区的涡边界的湍动能产生最大,主流线受凸台结构影响明显,并且可能在流动中产生某个频率的自激振荡。

对人为粗糙度的机理的分析,涉及壁湍流控制,无分离壁湍流的拟序运动过程包括内层的条带的形成、猝发和外层的展向大涡。对拟序运动中任何一个环节加以干扰,就可能改变局部流动与换热,从而起到强化换热的作用。设置一定型和尺度的表面人为粗糙度可使边界层原有的涡动激发,有利于流体层流边界层湍流化、底层薄层化。

在不考虑人为粗糙度的再生冷却对流换热计算中常常采用米海耶夫公式

$$N_u = 0.021 \cdot R_e^{0.8} P_r^{0.43} \cdot (P_r/P_{r,wt})^{0.25}$$

式中  $R_e = \frac{v_l \cdot d_l}{\nu}$ ;  $v_l$  为冷却液流速。

考虑粗糙度作用时(并非人为粗糙度),对于煤油的再生冷却通道的换热系数可采用公式<sup>[3]</sup>



$$h = 0.0056(k/D_h)R_e^{0.95}P_r^{0.4}\phi_R\phi_C$$

式中  $\phi_R$  是粗糙度强化系数,可按经验公式估算;  $\phi_C$  为通道弯曲效应系数。

## 2.4 人为粗糙度数值模拟

为分析人为粗糙度的机理,对某特定结构的带人为粗糙度平直再生冷却通道内的流动进行了二维和三维数值模拟,并与光滑矩形冷却通道进行了对比。二维带人为粗糙度的平直再生冷却通道内的横向速度分布如图1所示。

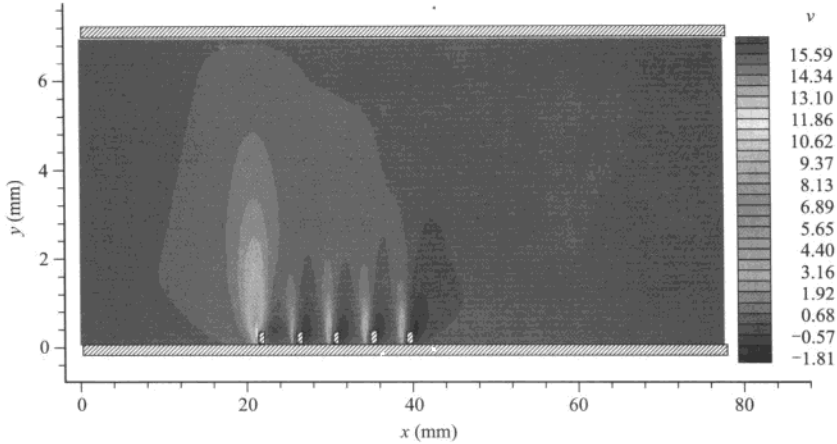


图1 人为粗糙度冷却通道内横向速度分布

由图1可知,人为粗糙度使冷却通道局部产生扰动,局部横向速度大大增加。它阻碍了热边界层的连续增长。此外,还改变了局部湍流强度,计算结果表明,人为粗糙度有利于高压发动机的局部强化换热。

## 3 液气膜冷却环带

### 3.1 多条冷却环带膜冷却技术

在推力室中设置多条冷却环带,是解决高压推力室冷却问题的一个十分有效的方法。对于高压煤油推力室可设置多条冷却带,这样既可对推力室有效热防护,又可以大大减少冷却剂需要量。多条冷却环带示意图如图2所示。

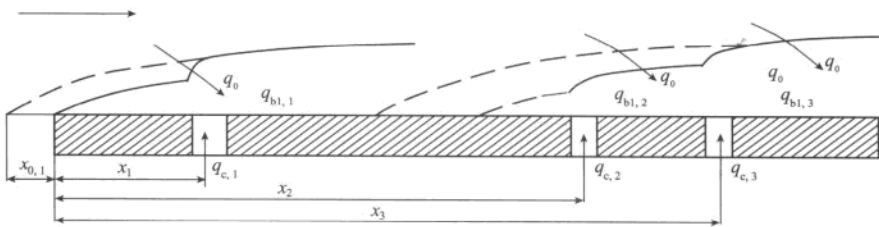


图2 三条冷却环形成的边界层示意图

在冷却计算中,确定近壁层的组元混合比在工程中一般采用简单的双层模型确定近壁层混合比。而针对工程应用,可按图2采用连续发展边界层或非连续发展边界层确定近壁层的混合比,能考虑更多的因素,包括多条内冷却环带结构的前后的相互影响、推力室轮廓的变化对边界层的影响等。

对于气壁侧的对流换热常采用修正的巴兹法(Bartz)和耶夫列夫法(Иевлев)来确定热流密度。采