

# 碎片清理发动机概念探索

蓝磊, 宝音贺西\*

清华大学航天航空学院动力学与控制实验室, 北京 100084

\* 联系人, E-mail: baoyin@tsinghua.edu.cn

2016-05-27 收稿, 2016-06-29 修回, 2016-06-30 接受, 2016-12-09 网络版发表

国家杰出青年科学基金(11525208)资助

**摘要** 提出空间碎片发动机的新概念和一种空间碎片清理的新方式. 空间碎片发动机立足于空间碎片清理工作, 将捕获到的空间碎片通过机械方式分解后, 使用球磨等物理方式将碎片粉碎到一定细度, 并通过电子束充电使粉末带电. 带电粉末在静电粉末加速器中加速后高速喷出, 为空间碎片清理航天器进一步变轨提供动力. 这些带电粉末将在太阳风及地球磁场的作用下飘离地球周围. 一方面, 该碎片发动机清理了地球周围的空间碎片, 为人类可持续利用空间环境提供保障, 另一方面, 为航天器获得动力提供足够工质, 延长了清理器在轨寿命和飞行距离, 提高了单次发射的工作效能. 此外, 由于航天器不需要携带大量燃料, 可持续的推进剂供应, 也将为小行星探测和行星际航行提供更好的思路.

**关键词** 空间碎片发动机, 空间碎片清理, 碎片粉末化, 动量转化

空间碎片是人类空间活动的产物, 其来源包括: 完成任务的火箭箭体、卫星本体、火箭喷射物、执行航天任务过程中的抛弃物、空间物体之间的碰撞产生的碎块等, 是空间环境的主要污染源<sup>[1]</sup>. 自1957年人类发射第一个航天器开启航天时代, 到现在日益频繁的太空活动<sup>[2]</sup>, 由于人类对于空间事故和废弃物的不当处理, 空间碎片越来越多, 根据对回收的航天器(部件)的检测和研究证明, 空间碎片对航天器的撞击相当普遍. 尤里卡(EURECA)表面热控垫层的检测和研究发现了大量撞击坑, 大多数撞击坑的直径在250~500  $\mu\text{m}$ 之间, 最大的撞击坑直径达6.4 mm, 对航天器的寿命和安全带来了严重威胁.

空间碎片的尺寸从数微米到数米, 横跨了至少7个量级. 分布在离地高度300 km到超过36000 km的轨道上, 在人类航天活动最频繁的800~1100 km轨道高度处, 空间碎片数量达到峰值. 碎片的线速度在3~7 km/s都有分布, 与在轨运行的航天器相对速度从

0~15 km/s都有存在<sup>[3]</sup>. 目前, 地面监控系统可以监测到10 cm量级以上的空间碎片, 其数量超过了16000个, 航天器可以通过主动规避方式避免撞击<sup>[4]</sup>. 1 cm量级以下的空间碎片估计有200亿个, 虽然数量众多, 但是所具有的动能较小, 航天器可以通过结构防护的方式抵御撞击<sup>[5]</sup>. 处于1~10 cm量级之间的空间碎片数量估计有67000个, 目前地面监控系统无法监测到它们的轨道, 且其动能较大, 对航天器的威胁也最大. 以空间碎片与航天器之间的相对平均速度10 km/s计算, 1 g空间碎片的撞击动能相当于24 g TNT炸药的爆炸当量. 由此可见, 空间碎片对航天器在轨运行安全构成了极为严重的威胁. “发现号”航天飞机在2000年执行与国际空间站对接任务的13天时间里, 经历了38次较为明显的空间碎片撞击. 而2009年2月11日发生的美俄卫星相撞事件, 则是空间碎片问题质变的一个体现<sup>[6]</sup>.

大部分空间碎片不会自然消失. 研究表明, 只有

**引用格式:** 蓝磊, 宝音贺西. 碎片清理发动机概念探索. 科学通报, 2017, 62: 871~879

Lan L, BaoYin H X. A new type of aerospace engine to remove space debris (in Chinese). Chin Sci Bull, 2017, 62: 871~879, doi: 10.1360/N972016-00139

在500 km轨道高度以下的空间碎片,受大气层的作用,才可能自然再入并陨毁,这个过程也需花费数年到数十年的时间.500 km以上的空间碎片受大气层的影响微乎其微,几乎不可能自然降轨.根据数值模拟计算,在下一个或再下一个10年里,航天器与空间碎片相撞的几率将急剧增加,并有可能造成灾难性的链式反应.NASA等航天组织拟共同制定条例,规定所有航天部门需对接下来发射的航天器做一定的后续处理,使其在完成之后轨道寿命不得超过25年.这样的措施也仅仅是减缓碎片数量增长的进程.即使人类停止一切空间活动,由于空间碎片相互碰撞,自身剥离等原因,碎片数量依然会持续增加,且从2055年开始将灾难性增长<sup>[7]</sup>,最终将有可能达到“凯斯勒效应”的临界点,造成在轨卫星的连锁性破坏<sup>[8~10]</sup>.主动清理空间碎片的研究和实践迫在眉睫,否则,人类将付出更大的代价去还原一个干净整洁的太空环境.

## 1 目前国内外空间碎片清理的构想

空间碎片对于在轨航天器安全运行构成实质性威胁,成为联合国外空委关注的重点内容.1988年以来,联合国历年决议都涉及空间碎片,联合国外空委科技小组已将空间碎片作为常设性重要议题进行讨论,并设立专家组进行专题研究.空间碎片问题已成为各航天大国高度重视的空间环境因素,空间碎片的收集和在轨利用正在成为航天技术发展的一个新课题,包括了空间碎片的分类,空间碰撞模型的建立,以及主动清除策略的优化等<sup>[11,12]</sup>.研究空间碎片主动清理技术对于维护我国空间环境的安全,建立负责任的大国形象有着重要意义.

许多航天部门在地面上建立了空间碎片超高速撞击实验室,获得了大量防护材料及结构的超高速撞击特性数据,为航天器有针对性地加固防护提供了很好的参考依据.同时,许多国家完成了空间碎片地基监测网建设,建立了空间碎片碰撞预警系统和预警动态数据库,实现全球数据共享,从而保证航天器及时规避较大的空间碎片撞击,例如NASA的ORDEM系统和ESA的MASTER系统<sup>[13~15]</sup>.目前,地基监测网可以监测10 cm以上的空间碎片、并跟踪其运动轨道.但对于小尺寸(亚厘米)的空间碎片,几乎不可能被精确探测和跟踪.

对于主动清除空间碎片技术,国内外的研究主

要集中于以下两个领域,即小尺寸空间碎片的清除和大尺寸空间垃圾的捕获<sup>[10]</sup>.技术上可行且经济适用的碎片清理方法是目前研究的重点<sup>[11,16]</sup>.

### 1.1 激光清除

激光清除空间碎片的方法可分为地基激光降轨方法和天基激光降轨方法<sup>[17,18]</sup>.其原理都是通过高能激光,辐射到碎片表面,从而使碎片表面汽化并以球状蒸汽形式向后喷射,提供降轨所需的冲量.经过一段时间的积累,碎片主体获得相应的速度增量,从而实现空间碎片的减速降轨<sup>[19~21]</sup>.近年来,欧美国家均开展了激光清除碎片的相关研究,如美国的猎户座(ORION)计划以及欧空局的太空清理(CLEANSAPCE)计划等.由于遥感和定轨技术限制,地基激光降轨方法只适用于大尺寸的空间碎片.当激光穿过大气层时,会受到闪烁效应和非线性效应的干扰.闪烁效应影响了激光辐射的连贯性,非线性效应则影响激光的照射精度.由于一些空间碎片质量巨大,需耗费大量能量才能实现降轨.天基激光不受大气层影响,且可对尺度更小的空间碎片进行清除.但天基激光器变轨和调姿过程中所需能耗、昂贵的制造和发射费用也是需要考虑的问题.此外,激光降轨方法还涉及政治协商以及空域安全等问题.

### 1.2 空间机器人机械抓捕

对于失效的卫星和大的碎片,可使用空间机器人与其交会,实施抓捕并返回大气层.这其中又可分为机械臂抓捕、绳网抓捕、离子发动机附着,太阳帆引导等方法<sup>[10]</sup>.机械臂抓捕可以使用机械爪,或类似于壁虎掌式贴附,捕获空间碎片后再入大气层.绳网抓捕是通过发射一个绳网将空间碎片包裹在其中,牵引着空间碎片再入大气层.离子发动机附着是通过轨道器将一个离子发动机附着在退役的卫星或者火箭上,离子发动机产生推力推动空间碎片返回大气层.太阳帆引导类似于离子发动机,是将一面太阳帆安装在大型空间垃圾上,通过太阳光压力,引导空间碎片返回大气层.这其中有如瑞士洛桑联邦理工学院的空間机器人CleanSpace One,德国轨道服务任务DEOS等<sup>[22]</sup>.

发射空间机器人是一种极其昂贵的手段.无论是使用机械臂抓捕或绳网抓捕,清理机器人都需携带燃料以满足太空中变轨,特别是异面变轨,以及抓

捕碎片后消旋和再入大气层的推力需要。而使用离子发动机附着或者太阳帆引导,需携带相应姿控系统以确保空间碎片准确再入。因此,将众多的碎片逐个抓捕几乎是不可能完成的事情。不过这样的方法将来可用于极度拥挤的空间环境或空间突发情况的紧急处置。

### 1.3 电磁网

日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)的联合Nitto Seimo渔业公司,正在研发一种空间电磁网<sup>[23]</sup>。电磁网网格由强韧的金属纤维制成,全网尺寸达700 m。巨大的电磁网由无人航天器用钢线牵引。通电后的金属网对金属空间碎片将产生静电引力。从而对空间碎片进行收集捕获。捕获完成后,通电金属网在地球磁场的作用下再入大气层陨毁。在获得动力方面,电磁网和电力缆绳(electrodynamic tethers)有诸多相似之处。从目前的研究报道上看,电磁网的活动较为缓慢,效率较低,需要花费数月甚至一年的时间才能实现单次降轨。为了满足降轨的需要,电磁网相对地球磁场需保持一定姿态,姿控难度较大。巨网可能无法抵挡一些高速碎片的冲击。此外,巨网工作过程中,可能捕获在轨运行的现役卫星,造成不可估量的损失。

### 1.4 两用末级火箭

末级火箭将航天器送入预订轨道之后,通过一定的变轨,捕获一个或几个空间碎片再入大气层。一方面清除了现有的空间碎片,另一方面,末级火箭也不再成为新的空间垃圾。当然,末级火箭的燃料也需满足变轨,以及捕获空间碎片后消旋的需要。人类发射航天器的次数与目前空间碎片的数量相比毕竟是少数,因此实际清理效果可能不甚明显。另有提出设计全新的卫星,让其在即将退役的时候,也完成类似的使命。但在卫星寿命末期,这些卫星的燃料剩余,以及机体情况可能很难完成相应的工作。

### 1.5 其他

还有一些更为开阔的思路。对于小尺寸的空间碎片,可以使用表面积较大的清理器,使碎片随意地撞击清除器,以达到收集的目的<sup>[10]</sup>。这样的清理器可以是球形或者是一个平面。不过,首先得保证清理器在被撞过程中不会因损毁而产生新的碎片。可以

使用胶状材料充气后形成的球状清理器,以适应不同方位的撞击。平面状的清理器相信也是有效的,不过还需解决姿控问题以达到最优的收集效果。这个方法也需解决遭受随机撞击之后,清理器速度增减及轨道升降问题,以满足特定区域的清理需要,归根到底需解决变轨交会的推力需求问题。

另有想法如一个“双臂投石机”,双臂投石机由航天器主体加两个可伸缩的机械臂构成<sup>[24]</sup>。“双臂投石机”将空间碎片捕获再释放。通过机械臂伸缩可以调整整个航天器质心的相对位置,从而实现了空间碎片和航天器的特定动量传递。在这个过程中,空间碎片减速降轨,“投石机”则获得变轨调姿的推力,节省了燃料。但是,从整个空间上来说,各个空间碎片常常相距甚远,如何连续捕获空间碎片以满足持续变轨需要是一个需要解决的问题。

目前国内外针对空间碎片的研究还主要针对如何规避、单纯清理的范畴<sup>[4]</sup>。空间碎片的清理归结于一个核心问题:清理航天器在工作过程中如何获得行之有效的大尺度变轨、追踪、交会所需的推力。轨道机动特别是异面变轨,带来了大量燃料消耗,极大地降低了航天器的在轨寿命,碎片清理费效比过高,阻碍了碎片清理工作的开展。

空间碎片本身来源于航天器,如果能够就地取材,利用空间碎片为航天器长时间在轨运行提供推进剂,将具有重要的应用价值和军事意义。本文提出空间碎片发动机的设想,将空间碎片转化为发动机可用的推进剂。空间能量可由太阳能电池板提供,着眼解决空间碎片清理器高能低效的不足,借助可持续性的碎片推进剂补给,延长清理航天器寿命,使其具备多次大范围机动工作的能力。

## 2 空间碎片发动机

### 2.1 空间碎片的主要成分

空间碎片的主要成分是铝合金及铝、锌、钛等金属及其氧化物,部分为航天员产生的含钠、钾成分的废物及电子产品产生的含铜、银等成分的碎片。Opieła等人收集了3种类型的碎片数据:发射前所获得的卫星材料组成数据,实验室里模拟卫星破碎实验数据,以及从地面上收集到的陨落的空间碎片残骸数据。得出以下结论:74%的空间碎片来自运载火箭残骸,26%的空间碎片来自最终载荷,即目标航天器<sup>[25]</sup>。简

单地将这些空间碎片按密度分为3类: 高密度碎片、中密度碎片和低密度碎片, 典型材料分别是复合材料(1.4 g/cc), 铝合金(2.8 g/cc)和钢(8.0 g/cc). 初步估计: 来自运载火箭残骸的碎片中, 有90%属于中密度, 10%属于高密度. 而来自目标载荷的碎片中, 有70%属于低密度, 27%属于中密度, 仅有3%属于高密度. 由于低密度空间碎片在空间中相对容易降轨陨落, 因此在空间碎片特征撞击测试中略去低密度部分, 可得较为合理的估计: 90%的空间碎片属于中密度范畴, 约有10%的空间碎片属于高密度范畴. 高密度材料主要包括Fe (7.9 g/cc), Ag (10.5 g/cc), Cu (8.8 g/cc). 中等密度材料主要包括Al (2.8 g/cc), Ti (4.5 g/cc)及一些功能涂料(2.5 g/cc), 其中铝合金占了很大的比重. 可以说, 铝合金占有所有空间碎片组成成分的70%以上. 因此, 本文将铝合金作为空间碎片的模拟材料.

2.2 空间碎片发动机结构

本文提出空间碎片发动机致力于在空间中将捕获的空间碎片变废为宝, 用碎片粉末代替惰性气体(氙气或氙气)作为发动机推进剂. 其主要流程如下: 清理航天器通过一定的机械装置抓捕目标碎片后, 将碎片分解并粉末化. 在放电腔中, 碎片粉末由电子束充电. 这些带电粒子在高压静电场中被加速, 最终通过喷管向后喷射产生推力. 喷射出去的微小带电粒子在太阳风的作用下, 很快飞离地球周围轨道. 一方面清理了空间环境, 另一方面就地取材, 将空间碎片转变为轨道器的推进剂, 延长了清理航天器单次发射的工作寿命.

空间碎片的粉末化有以下几种方法: 高强度激光可使空间碎片表面瞬间汽化. 但产生的金属蒸汽不易控制; 超声波雾化方法所形成金属颗粒圆度好, 细度高, 但是在雾化过程中, 空间碎片要被熔化成金属液体, 需要耗费大量能量<sup>[26,27]</sup>. 在空间温度交变的环境下, 许多金属合金出现了大量裂纹, 且脆性增

大, 所以用机械化方式将碎片粉碎是一种直接而实用的方法. 系统对粉末的形状要求不大, 但粉末细度对充电效果有明显影响, 粉末名义直径需小于1  $\mu\text{m}$ .

球磨机是一种有效的研磨机械<sup>[28,29]</sup>. 其主要由一个中空滚筒和包含在内的硬质研磨球构成. 研磨球就是球磨机的研磨介质, 一般由铬钢、不锈钢、或者氧化锆制成. 而球磨机的滚筒内壁一般由不易磨损的锰钢或陶瓷材料制成. 球磨机的研磨作用主要来自相互碰撞和摩擦, 特别是来自于研磨球相互之间的撞击. 球磨机安装简单、能耗较低、研磨介质实用经济, 适合于持续研磨工作或间歇研磨工作. 既适合开环研磨作业, 也适合闭环研磨作业, 且几乎对各种硬度的材料研磨都有效.

太空中没有重力加速度来提供研磨所需的冲击力. 高速旋转的行星式研磨机成为必然选择. 它由一个太阳轮和太阳轮上数个行星轮构成, 它们旋转方向相反. 在这样的布局下, 科氏力的作用效果十分显著<sup>[30,31]</sup>. 研磨球和研磨罐之间的速度差产生了所需的摩擦力和撞击力. 冲击效应十分巨大, 研磨效率较高. 在研磨过程中需注意氧化剂的隔离和机体散热. 空间散热主要依靠辐射散热. 地面实验主要通过抽真空或充入氮气进行保护, 用液氮包络冷却模拟空间低温环境, 间歇式研磨保证不至于过热. 在空间中, 需对材料进行一定程度的分类, 防止氧化反应的发生.

本文使用德国莱驰(Retsch)公司生产的行星式单罐球磨仪PM 100对空间碎片模拟材料铝合金7075和6061进行研磨, 具体实验参数如表1. 使用8 min: 2 min的工作/间隙研磨方式是为了防止过热造成铝合金熔化, 影响了研磨效果. 研磨后的铝合金粉末使用贝克曼库尔特(Beckman Coulter)公司的LS 13 320激光粒度分析仪进行分析, 分析结果如图1.

由图1可知, 铝合金7075和铝合金6061粉末尺寸都呈现正态分布. 大部分粉末尺寸小于1  $\mu\text{m}$ , 小部分粉末大于1  $\mu\text{m}$ , 一部分粉末的尺寸达到了2  $\mu\text{m}$ 以上. 可以使用筛分系统将大颗粒返回研磨罐进一步

表1 铝合金空间碎片模拟材料研磨参数

Table 1 Relative parameters in the milling process of the aluminium alloys

| 型号     | 转速比    | 太阳轮直径     | 研磨罐容积       | 研磨球直径        | 进料尺寸      |
|--------|--------|-----------|-------------|--------------|-----------|
| PM 100 | 1: -2  | 141 mm    | 250 mL(不锈钢) | 30 mm(不锈钢)   | <2 cm     |
| 型号     | 额定功率   | 实际功率      | 研磨时间        | 研磨间歇比        | 转速        |
| PM 100 | 1250 W | 625~750 W | 4 h         | 8 min: 2 min | 650 r/min |

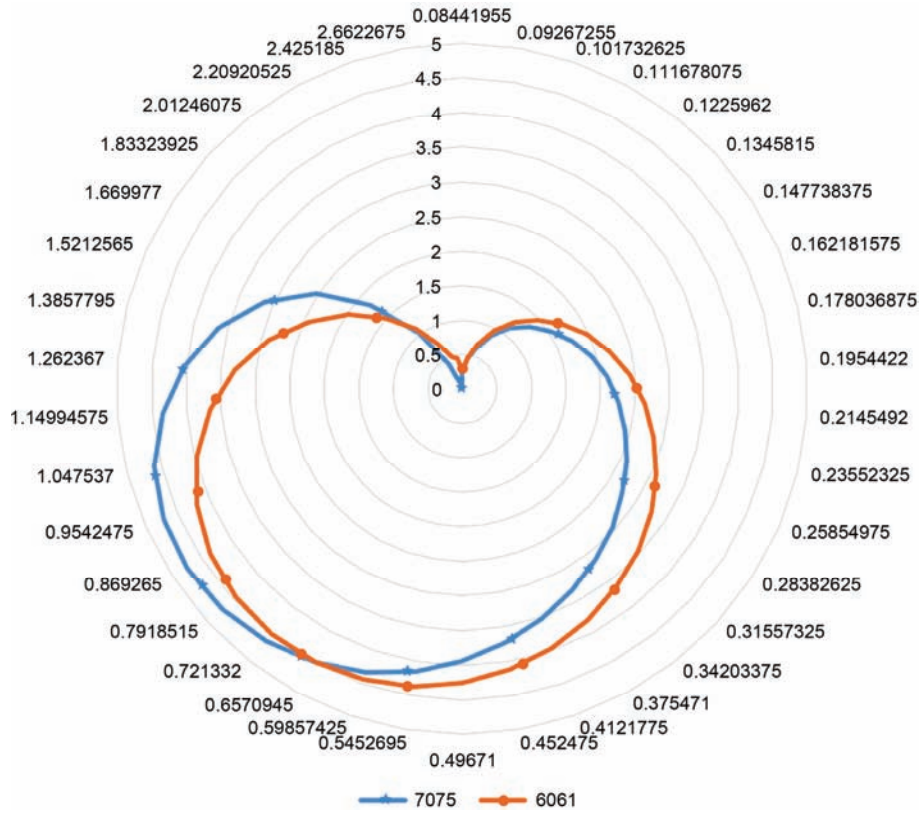


图1 (网络版彩色)7075 铝合金和 6061 铝合金粉末尺寸分布情况图(单位:  $\mu\text{m}$ , 比例)

Figure 1 (Color online) The size distributions of powder of aluminium alloy 7075 and aluminium alloy 6061 (units: micrometer, percentage)

研磨, 实现闭环的研磨作业, 使粉末粒度进一步改善.

使用电子束充电是一种有效粉末充电方式, 随着粉末半径减小, 以及电子束密度增大, 粉末的充电电荷可以提高, 充电效果较为明显. 这些带电粉末将在粉末静电加速器中加速后高速喷出. 粉末静电加速器是一种使用高压静电加速带电粉末的设备<sup>[32]</sup>. 相比于回旋加速器, 高压静电粉末加速器结构简单, 功耗更小, 造价较低. 国外研究表明, 采用粉末静电加速器可以将直径  $0.2 \mu\text{m}$  的粒子加速到  $18 \text{ km/s}$  的速度, 而微粒直径  $0.02 \mu\text{m}$  时, 末速则可高达  $100 \text{ km/s}$ .

空间碎片发动机的能量由太阳能电池提供. 发动机初步功耗在  $10 \text{ kW}$  以内, 其中球磨系统需  $2.9 \text{ kW}$ , 静电加速系统及放电系统需  $5 \text{ kW}$ , 控制系统及其他系统在  $2.1 \text{ kW}$  以内. 地球轨道上平均太阳辐射强度为  $1369 \text{ W/m}^2$ , 目前相对先进且稳定的太阳能帆板能量转化效率可达  $20\%$ , 得所需最小帆板面积为  $36.5 \text{ m}^2$ .

图2是空间碎片发动机整体示意图. 主要由碎片初步分解系统、球磨研磨系统、放电腔和静电加速系

统构成. 空间碎片在初步分解系统中被初步分解为较小尺寸的碎块, 尺寸小于  $1 \text{ cm}$  量级. 之后进入球磨研磨系统进行研磨, 研磨细度需小于  $1 \mu\text{m}$ . 紧接着, 这些粉末在放电腔中带上正电荷. 充电完毕进入静电加速系统中加速, 最终从尾喷管高速喷出, 产生发动机推力. 静电发生器提供粉末带电的正电荷, 并在喷口处将电子释放入空间中, 保持整个航天器的电平衡.

### 2.3 空间碎片发动机的比冲及推力

碎片粉末相对于喷口的速度, 即喷流速度为

$$v_r = \sqrt{\frac{2qU}{m}} = \sqrt{\frac{6U\varepsilon_0 E}{r\rho}}, \quad (1)$$

$U$  为加速电场,  $\frac{q}{m}$  为粉末的荷质比,  $E$  为充电电场,  $\varepsilon_0$  为粉末特定的介电常数,  $\rho$  为粉末成分的密度. 可得

$$I_{sp} = \frac{v_r}{g_0} = \sqrt{\frac{2qU}{mg_0^2}} = \sqrt{\frac{6U\varepsilon_0 E}{r\rho g_0^2}}, \quad (2)$$

$I_{sp}$  代表比冲. 假设所有粉末都为直径  $1 \mu\text{m}$  的 7075 铝

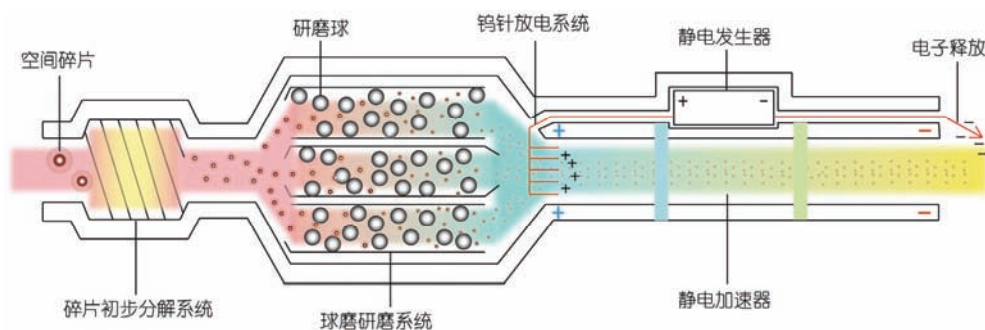


图2 (网络版彩色)空间碎片发动机示意图

Figure 2 (Color online) The working scheme of debris engine

合金圆球, 密度2.8 g/cc, 静电加速后的数值仿真结果如图3.

碎片发动机的比冲大小取决于加速电场、充电电场的大小、以及带电粉末的荷质比. 因此, 提升碎片发动机比冲的关键在于: 一是要提高充电电场的电压, 提高充电电子束的密度, 提高充电效率; 二是要提高静电粉末加速电场的总电压; 三是要提高空间碎片粉末的细度, 这需要合理安排研磨机的球罐配比、旋转速率及研磨流程, 提高研磨的质量和效率, 从而提高带电粉末的荷质比.

发动机的推力如下:

$$F = \dot{m}v_r + (p_2 - p_3)A_2, \quad (3)$$

其中 $F$ 为发动机获得的推力,  $\dot{m}$ 为发动机工作过程中瞬时的喷口处射流的质量流量.  $p_2$ 为喷口出口处射流

的当地压力,  $p_3$ 为外界环境压力. 假设发动机在真空状态下工作, 且发动机内外压力平衡. 可得, 发动机推力:

$$F = \dot{m}v_r, \quad (4)$$

发动机的推力主要取决于喷口处的射流质量流量大小和粉末射流相对于喷口的速度. 在输入功率一定的情况下, 比冲与推力成反比. 类似于美国可变比冲磁致离子浆发动机(VASIMR), 空间碎片发动机可以通过分配功率的方式调节比冲<sup>[33,34]</sup>: 将电源功率分成两部分, 一部分进入球磨系统, 另一部分进入静电加速系统和放电系统; 如果需要获得大的推力, 大部分功率输送给球磨系统, 产生较多的粉末, 而加速效能较低, 带来更多低速带电粉末, 从而发动机比冲较小, 而推力较大. 如果需要获得高比冲值, 大部分功率送往静电加速系统和放电系统, 产生数量较少但是速度较大的带电粒子. 此时发动机推力较小, 但比冲较高<sup>[35]</sup>. 在低比冲/高推力模式下可提供较大的加速度, 使清理航天器在较短的时间内获得较大的速度增量; 而在高比冲/低推力模式下, 可减少粉末的消耗量. 对于给定的飞行任务, 通过比冲和推力的设计, 可以实现飞行器飞行轨迹的优化.

### 3 总结

由于人类日益频繁的空间活动, 空间碎片数量日益增多, 对在轨航天器安全构成了严重的威胁. 如果放任其发展, 空间中将有可能会发生灾难性的凯斯勒效应, 多数在轨航天器将在空间碎片的链式破坏中损毁, 给各国经济, 军事, 民用等各领域造成极大的灾难. 目前, 各国航天机构都建立起了地基监测网络, 对可能的空间碎片碰撞事件进行预警.

目前对于空间碎片问题, 国内外研究主要集中在

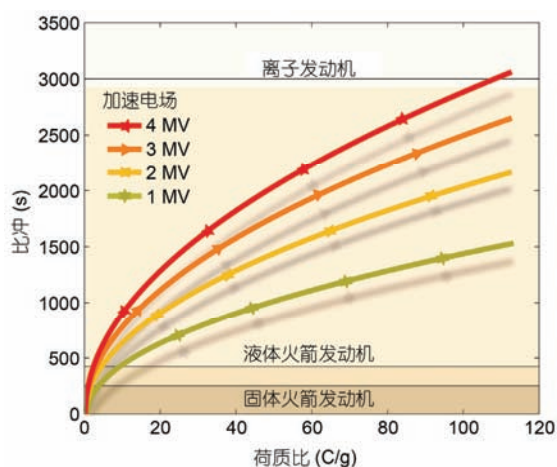


图3 (网络版彩色)不同加速电场、荷质比情况下, 对比空间碎片发动机与其他发动机的比冲

Figure 3 (Color online) Comparison of the specific impulse of debris engine and existing engine including solid rocket, liquid rocket and ion thruster

于主动规避和单纯清理范畴。提出的清理方式包括地基或天基激光清除、空间机器人抓捕返回、依靠地球磁场减速的电磁网等。但这些想法往往受制于各种因素的影响,特别是难以解决轨道器变轨、追逐、交会目标碎片过程中带来的大量燃料消耗,严重制约了清理器的工作寿命和工作效率。

本文所提出的空间碎片发动机,立足于使用捕获到的空间碎片,转化为发动机可用的推进剂。在完

成碎片清理目标的同时,获得可持续的动力来源,延长了清理器的工作寿命。空间碎片发动机的性能指标与碎片粉末的荷质比,以及加速电场、充电电场关系明显。发动机可以调节的推力和比冲,为多种工况下提供优化的可能。空间碎片发动机虽然起源于空间碎片清理任务,但是可持续,低标准的推进剂供应,也将为小行星探测,行星际航行等任务提供更好的思路。

## 参考文献

- 1 Schildknecht T. Optical surveys for space debris. *Astron Astrophys Rev*, 2007, 14: 41–111
- 2 Cracknell A P, Varotsos C A. Fifty years after the first artificial satellite: From Sputnik 1 to ENVISAT. *Int J Remote Sens*, 2007, 28: 2071–2072
- 3 Su S Y. The velocity distribution of collisional fragments and its effect on future space debris environment. *Adv Space Res*, 1990, 10: 389–392
- 4 Kim E H, Kim H D, Kim H J. A study on the collision avoidance maneuver optimization with multiple space debris. *Int J Aeronaut Space Sci*, 2012, 29: 11–21
- 5 Higashide M, Kusano T, Takayanagi Y, et al. Comparison of aluminum alloy and CFRP bumpers for space debris protection. *Procedia Eng*, 2015, 103: 189–196
- 6 Kelso T S. Analysis and implications of the Iridium 33-Cosmos 2251 Collision. In: *Proceedings of Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*. Wailea, 2009, E3
- 7 Kessler D J, Cour-Palais B G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *J Geophys Res Atmos*, 1978, 83: 2637–2646
- 8 Su S Y, Kessler D J. Contribution of explosion and future collision fragments to the orbital debris environment. *Adv Space Res*, 1985, 5: 25–34
- 9 Liou J C, Johnson N L. Planetary science. Risks in space from orbiting debris. *Science*, 2006, 311: 340–341
- 10 Kaplan M H. Survey of space debris reduction methods. In: *Proceedings of AIAA SPACE 2009 Conference and Exposition*. 2009, 14–17
- 11 Liou J C, Johnson N L, Hill N M. Controlling the growth of future LEO debris populations with active debris removal. *Acta Astronaut*, 2010, 66: 648–653
- 12 Liou J C. An active debris removal parametric study for LEO environment remediation. *Adv Space Res*, 2011, 47: 1865–1876
- 13 Medic-Saric M, Rastija V, Singh V K, et al. The new NASA orbital debris engineering model ORDEM2000. *Phytopharmacol Ther Values*, 2001, 473: 309–313
- 14 Krisko P H, Flegel S, Matney M J, et al. ORDEM 3.0 and MASTER 2009 modeled debris population comparison. *Acta Astronaut*, 2015, 113: 204–211
- 15 Sdunnus H, Bendisch J, Klinkrad H. The ESA MASTER 99 space debris and meteoroid reference model. In: *Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*. 2001, 473: 299–307
- 16 Emanuelli M, Federico G, Loughman J, et al. Conceptualizing an economically, legally, and politically viable active debris removal option. *Acta Astronaut*, 2014, 104: 197–205
- 17 Schall W O. Laser radiation for cleaning space debris from lower earth orbits. *J Spacecraft Rockets*, 2002, 39: 81–91
- 18 Esmiller B, Jacqueland C. CLEANSPACE: Small debris removal by laser illumination and complementary technologies. *AIP Conf Ser*, 2011, 347: 1402
- 19 Schall W O. Orbital debris removal by laser radiation. *Acta Astronaut*, 1991, 24: 343–351
- 20 Phipps C R, Albrecht G, Friedman H, et al. ORION: Clearing near-Earth space debris using a 20 kW, 530 nm, Earth-based, repetitively pulsed laser. *Laser Sparticle Beams*, 1996, 14: 1–29
- 21 Smith E, Sedwick R, Merk J, et al. Assessing the potential of a laser-ablation-propelled tug to remove large space debris. *J Spacecraft Rockets*, 2013, 50: 1268–1276
- 22 Gavrilovich I. Study of A Dielectric Elastomer Gripper for Cleanspace One. Technical Report, Lausanne: Swiss Space Center, 2013
- 23 Rutkin A H. Magnetic net to snare space debris set to launch. *New Sci*, 2014, 221: 19

- 24 Missel J, Mortari D. Removing space debris through sequential captures and ejections. *J Guid Control Dyn*, 2013, 36: 743–752
- 25 Opiela J N. A study of the material density distribution of space debris. *Adv Space Res*, 2009, 43: 1058–1064
- 26 Dang X A, Liu X H, Zhao X J. Developments of ultrasonic atomization technology for metal powder production (in Chinese). *Nonferrous Met*, 2009, 61: 49–54 [党新安, 刘星辉, 赵小娟. 金属超声雾化技术的研究进展. *有色金属工程*, 2009, 61: 49–54]
- 27 Yang F B, Xu J, Shi L K. Latest progress in research on technology of ultrasonic oscillate atomization for producing spherical metal Powder (in Chinese). *Rare Met*, 2005, 29: 785–790 [杨福宝, 徐骏, 石力开. 球形微细金属粉末超声雾化技术的最新研究进展. *稀有金属*, 2005, 29: 785–790]
- 28 Fukuda T, Hidaka K, Mizutani T, et al. Ball mill, a method for preparing fine metal powder, and fine metal powder prepared by the method. US Patent, US619648, 2001-03-06
- 29 Yang Y, Liu H Y, Jiang W, et al. The producing equipment of micrometer and nanometer sheet metal Powder (in Chinese). *Micronanoelectron Tech*, 2005, 42: 477–480 [杨毅, 刘宏英, 姜伟, 等. 微纳米片状金属粉制备设备. *微纳电子技术*, 2005, 42: 477–480]
- 30 Chattopadhyay P P, Manna I, Talapatra S, et al. A mathematical analysis of milling mechanics in a planetary ball mill. *Mater Chem Phys*, 2001, 68: 85–94
- 31 Abdellaoui M, Gaffet E. Physics of mechanical alloying in planetary ball mill and the horizontal rod mill: Kinematic approach. *Mater Sci Forum*, 1995, 179: 339–344
- 32 Chick D R, Petrie D P R. An electrostatic particle accelerator. *Radio Electron Eng*, 1956, 103: 175–176
- 33 Di'Az F R C. An overview of the VASIMR engine: High power space propulsion with RF plasma generation and heating. *AIP Conf Proc*, 2001, 595: 3–15
- 34 Bering E A, Giambusso M, Carter M, et al. Using VASIMR for the proposed Europa mission. In: *Proceedings of AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition*. 2014, 8: 4–7
- 35 Ren J X, Liu Y, Wang Y B. Principle and research progress of variable specific impulse magnetoplasma rocket (in Chinese). *J Rocket Propul*, 2007, 33: 36–42 [任军学, 刘宇, 王一白. 可变比冲磁等离子体火箭原理与研究进展. *火箭推进*, 2007, 33: 36–42]

Summary for “碎片清理发动机概念探索”

## A new type of aerospace engine to remove space debris

LAN Lei & BAOYIN HeXi\*

*School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China*

\* Corresponding author, E-mail: baoyin@tsinghua.edu.cn

We present a design concept for a space engine that can continuously remove orbital debris by using the debris powder as a propellant. Space debris represents a great potential threat to operational satellites, especially certain high-value spaceships. With the increasing risk of debris, researches reveal that it would reach a phenomenon named the Kessler *syndrome* that numerous operational satellites being destroyed in a chain reaction in low orbit in the not-far distant future. Initiative removing enough of the debris for the safety of space flight is an inevitable problem for human. Major space organizations are monitoring debris constantly with space debris environment models. At the same time, researchers have proposed a series of methods for removing the debris, such as using electrically conductive tethers to deorbit the debris, using robots with claws, nets or gecko-like suction cups to capture the debris and deploying ground-based or space-based laser to deorbit the debris. Nevertheless, large consumption of fuel for orbital transfer especially noncoplanar, chasing and rendezvousing with the debris is the leading restricting factor. In the concept of debris engine, a robotic space cleaner is used to capture the targeted debris and transfer it to engine. Large debris is firstly disintegrated into small pieces with diameters smaller than one centimeter using a mechanical method. A planetary ball mill is used to grind the pieces into powder with diameters of one micrometer or less. The energy required for this process is obtained from solar power or nuclear. The debris powder is then charged by electron beam. This charged condition can be used to accelerate the movement of the powder in a tandem electrostatic particle accelerator. Continuous thrust is generated by ejecting charged powder from the nozzle of engine because of momentum transfer. This thrust allow the spacecraft and robotic cleaner to perform orbital maneuvers and to rendezvous with other debris. The ejected charged particles will be blown away from the circumterrestrial orbit by solar wind and the effect of Earth magnetic field. Thus, digesting the space debris not only removes the orbital debris but also provides the necessary thrust to propel cleaner. Numerical simulation reveals the specific impulse of debris engine is determined by the accelerating electrostatic potential, charging potential and the charge-to-mass ratio of powder. In addition, the thrust of engine is largely dependent on the mass flow rate of the charged powder at the nozzle and nozzle jet velocity of the powder. With optimal regulation of the specific impulse and thrust, spacecraft can follow an optimal trajectory. In addition, this approach provides a new concept for asteroid exploration and interplanetary flight using a sustainable fuel supplement.

**space debris engine, debris removal, ball mill, momentum transformation**

doi: 10.1360/N972016-00139