

HUANG Jin, CHANG Liang, DONG Baiyang, LIU Zeyu, HAN Shengxing, SI Chaoming. Development on Space Environment and Its Dynamic and Thermal Problems of Ultra-LEO Satellites (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2023, 43(4): 711–723. DOI:10.11728/cjss2023.04.2022-0010

超低轨卫星的空间环境特性及其力学与 热学关键问题研究进展

黄 劲 常 亮 董佰扬
刘泽宇 韩圣星 斯朝铭

(中国科学院微小卫星创新研究院 上海 201203)

(上海微小卫星工程中心 上海 201203)

摘 要 超低轨道飞行器在遥感、科学研究等领域具有广泛的应用需求,已成为研究热点之一。由于超低轨的特殊空间环境限制,超低轨道飞行器需要面临和解决很多技术难点,主要集中在大气环境预测、气动力、气动热等方面。本文针对典型超低轨飞行器任务,研究了主要的大气模型及反演方法,并对模型数据进行了比对。结合多种气动被动稳定的案例,阐述了气动力计算的方法及气动结构设计的重要影响。介绍了气动设计以及在气动干扰下的稳定控制方法,阐述了超低轨卫星的气动热环境、仿真算法以及多种防热复合材料及其应用场景。详细分析了针对超低轨卫星的防热散热可变切换技术,并简要评述了各个方案的优缺点。研究结果有助于推动超低轨道卫星关键技术攻关和试验验证,将超低轨飞行器从试验任务尽快转向空间应用任务。

关键词 超低轨道, 飞行器, 空间环境, 大气模型, 气动力, 气动热

中图分类号 P355

Development on Space Environment and Its Dynamic and Thermal Problems of Ultra-LEO Satellites

HUANG Jin CHANG Liang DONG Baiyang
LIU Zeyu HAN Shengxing SI Chaoming

(Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201203)

(Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201203)

Abstract Ultra LEO spacecraft has become a hot research field for a wide range of application in military, remote sensing, scientific research, etc. Due to the special space environment of ultra-low orbit,

2022-04-21 收到原稿, 2022-06-30 收到修定稿

E-mail: plbamlr@163.com

©The Author(s) 2023. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

many technical difficulties need to be solved, mainly focusing on atmospheric environment prediction, aerodynamic, aerothermal and so on. The main atmospheric models and inversion methods for typical ultra-low orbit vehicle missions are studied, and the model data is compared. By combining various cases of aerodynamic passive stability, the methods of aerodynamic calculation and the important impact of aerodynamic structural design are investigated. Aerodynamic design and stability control methods under aerodynamic interference are introduced. The aerodynamic thermal environment and simulation algorithms of ultra-low orbit satellites are studied, and various thermal resistant composite materials and their application scenarios are introduced. Detailed analyses were conducted on the technologies for variable switching of heat and heat dissipation for ultra-low orbit satellites, and the advantages and disadvantages of each scheme were briefly reviewed. This review is helpful to promote the key technology research and test demonstration of ultra LEO spacecraft, turning the ultra LEO spacecraft from test mission to space application mission as soon as possible.

Key words Ultra-LEO, Spacecraft, Space environment, Atmospheric model, Aerodynamic, Aerothermal

0 引言

通常把轨道高度在 100~300 km 的卫星称为超低轨道卫星。超低轨道(Ultra-LEO)航天器被认为是未来空间任务一种新的解决方式,越来越受到关注。在超低空轨道运行的航天器具有如下优势^[1]。

(1) 相比高轨卫星,其光学载荷分辨率提高或孔径尺寸减小,可以提高光学性能或减小尺寸和质量。

(2) 辐射性能随着与目标或地面距离的缩短而提高,从而可以提高信噪比。适用于雷达和通信有效载荷,可以改善链路预算、降低功率和缩小天线面积。

(3) 由于阻力的影响,低空轨道对碎片堆积具有天然的阻碍,因此在轨碰撞的风险较低。

(4) 更大的阻力能够确保航天器在任务完成后或遭遇灾难性故障时自然迅速地脱轨。不需要额外的脱轨装置,减少了系统质量和复杂程度。

(5) 运载火箭可以将更大的质量送入低空轨道,降低发射成本,并能提供更好的通用性能。

(6) 姿态和指向精度导致的测绘误差随着轨道高度降低而降低,因此超低轨卫星提高了地面图像和基于位置服务的地理空间精度。

(7) 星上可以使用商用现成品或技术的电子元器件,因为超低轨大气密度更高,从而减少了卫星电子元器件辐射暴露和剂量,降低了成本和冗余需求。

超低轨道卫星虽然拥有多项优势,但是因为轨道

低,受限于大气阻力,卫星设计寿命通常比较短;同样由于稀薄大气的影响,飞行器的控制、防热等方面也面临多项技术挑战。

1 典型的超低轨任务

超低轨飞行器在光学成像方面具有更高分辨率的先天性优势,再加上人类对于临近空间环境的好奇,使得该领域的飞行器受到各个航天大国或组织的重视,国内外相继开展了任务布局、重点难点技术攻关和在轨飞行试验任务。这里介绍一些典型的超低轨道卫星情况。

迷雾卫星^[2]: 美国, 1990 年, 轨道高度 256 km, 远地点 257 km, 实现了对高分辨率成像数据的支持。

GOCE 卫星^[3]: 欧空局, 2009 年, 任务轨道 260 km, 实际在轨运行 4 年零 8 个月。设计有尾翼用于克服气动力矩并实现姿态的被动稳定。该卫星用于重力场及海洋环流探测。

Nanoeye 卫星^[4]: 美国, 目标轨道高度 160 km, 近地点高度 200 km, 采用太阳能帆板与气动板一体化设计, 实现 6 个月至 1 年长时间执行对地侦察任务。

SLATS 卫星^[5]: 日本, 2017 年, 利用化学推进及调姿改变迎风截面积, 轨道高度从入轨初期的 530 km 降至 180 km。该卫星开展了高分辨率对地观测及大气低热层探测, 研究原子氧对材料的影响。

力星一号稀薄大气科学实验卫星: 2016 年, 由上

海微小卫星工程中心牵头研制。该卫星总质量 110 kg, 其中装载推进剂 31.5 kg。卫星初始轨道高度 500 km, 后经过阻尼缓降, 降轨至 200 km 以下开展科学探测。该卫星最低轨道高度达到 109 km, 是迄今为止轨道高度最低的人造地球卫星。该卫星采集了稀薄大气的原位温度和密度数据, 用于建立精确大气模型。

2 超低轨道环境预测与分析

2.1 大气模型

不断有学者尝试基于各种技术手段开展了大气模型研究, 例如利用探空火箭、卫星遥感和地基遥感等技术。近些年随着超低轨道卫星的发射获得了大气环境数据, 应用这些数据可以不断修正并提出新的大气模型去拟合真实环境。美国在 USSA-1962 大气模型的基础上, 进一步加强了对临近空间环境的认知, 推出修订版标准大气 1976(USSA-1976)^[6]。该模型采用大量火箭数据, 结合不同高度段的大气环境分析理论, 特别是在轨道高度 50 km 以上, 参考了跨越一个完整太阳循环的卫星观测数据。USSA-1976 以及早期大气模型, 通常将卫星的阻力系数独立于飞行高度之外, 并且取近似值为 2.2, 再通过星上的加速度传感器或根据轨道的衰减情况计算卫星所受阻力值, 之后根据该阻力数据及与阻力系数的关系, 计算大气密度等环境参数。因此, 该模型给出的大气环境参数, 例如密度、温度和组分等, 其数据准确性有待进一步提高。

Jacchia^[7] 研究了空间位置、太阳活动、地磁干扰等物理现象对大气环境的影响, 先后推出一系列多参数大气模型 (Jacchia-1964, Jacchia-1970, Jacchia-1971 和 Jacchia-1977 模型)。该系列大气模型同样假定卫星的阻力系数为 2.2, 且独立于飞行高度, 再根据大量卫星在轨阻力数据以及温度和大气组分的测量数据, 推演出大气密度等空间环境参数。Chao 等^[8] 通过更改默认的阻力系数, 引入更真实的飞行任务实测值后发现, 当轨道高度大于 250 km 时, Jacchia-1971 模型存在一定偏差, 例如大气密度偏高约 23%。

NRLMSISE-00 模型是由美国海军研究实验室 (NRL) 在质谱仪非相干散射雷达模型基础上开发的^[9]。NRLMSISE-00 模型是 MSISE-90 大气模型的升级

版, 结合了 MSISE-90 与 Jacchia-1970 两种大气模型的优点, 其大气模型的数据范围涵盖了地球表面至外大气层底部。相比之前的美国标准大气 1976 和 Jacchia-1977 模型, 该模型充分考虑了季节性因素以及地理位置对大气参数的影响。

NRLMSISE-00 的固有局限性是缺乏卫星数据来定义高度 100 km 以下大气的组成和结构。在需求的推动下, 有了升级的 NRLMSIS 2.0, 两种模型的对比如图 1 所示^[10]。新版本大气模型广泛吸收了 2000 年以来新测量的中层、平流层和对流层的温度、密度, 以及多年的新原子氧(O)和原子氢(H)测量数据。在大气中层及以下, 残留偏差和标准偏差大大低于 NRLMSISE-00。新模型在对流层更温暖, 而在平流层和中间层则更冷一些。NRLMSIS2.0 大气模型与从地面到外层大气的温度完全耦合, 可视为一个全大气的经验模型。

JB2008 模型^[11] 是在大气动力学 Jacchia 扩散方程的理论基础上进行升级的。该模型参考了 2001—2005 年期间 CHAMP 卫星、GRACE 卫星的在轨测试数据, 并对大气模型进行了更新。该大气模型除在输入参数中考虑时间、高度、地理经纬度之外, 还研究了不同年份的太阳活动差异, 充分考虑了年份对大气环境参数的影响。

DTM 大气模型的全称是阻力温度模型^[12]。DTM 模型是一个半经验模型, 用来描述地球大气的温度、

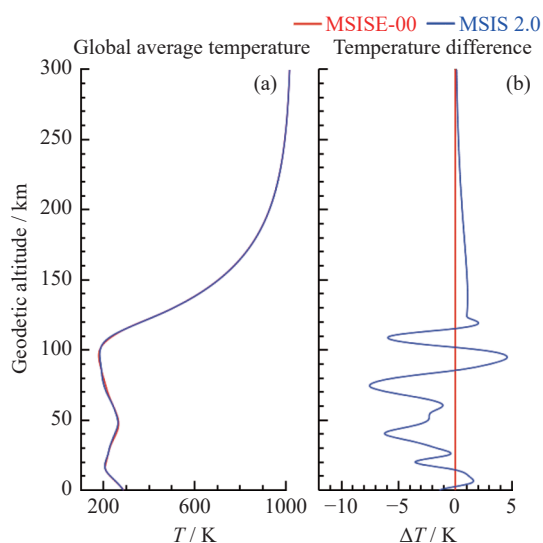


图 1 MSISE-00 模型与 2.0 版本的大气温度对比
Fig. 1 Comparison of atmospheric temperature between MSISE-00 model and version 2.0

密度和组分。DTM-2013 模型充分考虑了多种因素对大气参数的影响,如时间(世界时)、海拔高度、地理纬度、地理经度、太阳活动和地磁干扰等。该模型充分研究和参考了 CHAMP、GRACE 和 GOCE 等卫星测量的加速度数据,通过推演得出大气密度数据,不同模型大气密度随着高度的变化如图 2 所示^[13]。得益于参考了 GOCE 等卫星的在轨测量数据,DTM-2013 模型数据在大多数轨道高度下,相比之前的版本准确性均有大幅提高。经验证 DTM-2013 是目前被认可的精确度最高的大气模型。

2.2 在轨数据反演

临近空间的大气密度对于超低轨飞行器的设计至关重要,由大气密度计算出的气动力热结果是飞行器各分系统设计的重要输入条件,直接影响到飞行器的任务规划、轨道保持、结构外形及防热设计。

传统大气密度测量主要通过星上搭载的温度、压力传感器,在飞行器穿过目标轨道高度和空域过程中,直接对大气环境进行测量,但这种方式难度大,成本高。

因此,利用飞行器在轨的加速度或轨道衰减数据,对大气密度进行反演,已成为测量大气环境的重要方法。以下主要介绍两种大气密度反演方法。

2.2.1 利用轨道数据反演

所有的超低轨飞行器必须面对大气阻力并受到其影响。由于大气密度随着轨道高度的降低呈指数级增加,大气环境与高速飞行器表面产生摩擦形成大气阻力,将动能转换为热能,该阻力使得所有的低轨道飞行器逐渐降低轨道高度,最终落入大气层。

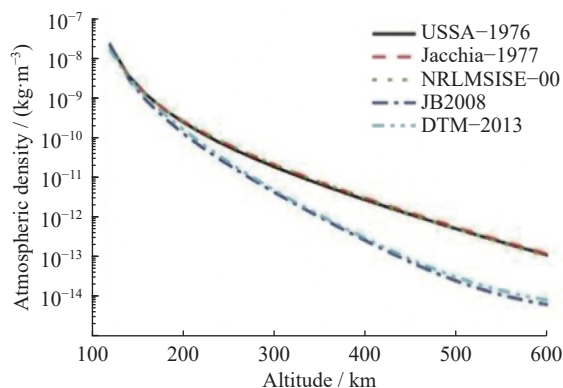


图 2 不同模型大气密度随着高度的变化对比

Fig. 2 Comparison of atmospheric density changes with altitude in different models

对于椭圆轨道的飞行器,其在近地点的大气阻力最强,轨道高度和椭圆度也逐渐缩小。轨道半长轴的衰减速度在超低轨时甚至可达每天 30 km。在陨落末期,其轨道几乎变为圆形,某空间物体的衰减轨道如图 3 所示^[14]。

由于大气阻力的存在及作用,卫星实际轨道相比预期轨道会产生一定偏离,因此可以利用轨道参数的变化反演出卫星受力情况,再进一步根据具体任务的阻力系数反演大气密度^[15,16]。

2.2.2 利用星载加速计反演

卫星的加速度计通常由两部分组成:传感容器和悬浮物体。在容器的四周壁面设计有电极和距离传感器,电极能够通过一个闭环回路,将悬浮物体控制在容器的中央并保持相对静止。

当卫星在低轨环境受到大气阻力作用时,悬浮物体以及卫星的质心位置发生变化,即悬浮物体与容器传感器之间的距离发生变化,通过壁面的距离传感器感知到位置变化,触发电控回路调整控制电压,重新将悬浮物体推至容器的中心。

CHAMP, GRACE, Swarm 等卫星均搭载有加速计载荷^[17],通常卫星上的加速计载荷拥有很高的测量精度。但是由于空间环境的复杂性,以及在轨与地面测试的差异,往往需要对加速度计进行校正,重点关注其输出电压与静电推力之间的关系。

超低轨飞行器的大气阻力系数以及有效迎风面

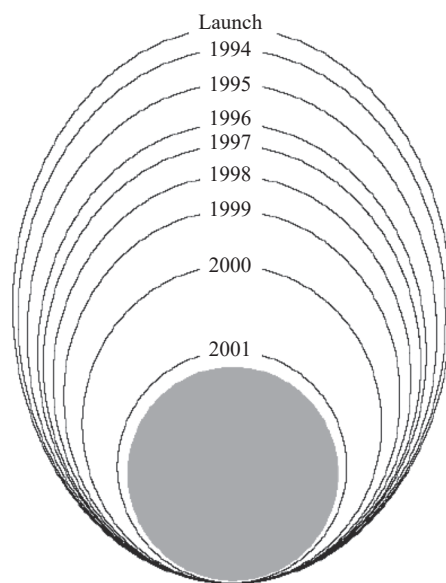


图 3 某空间物体的衰减轨道

Fig. 3 Attenuation orbit of a space object

积通常随着卫星的运动而不断变化,阻力系数除与卫星的飞行姿态有关之外,还与星表材料的物理性质等有关。将卫星所有面板的阻尼系数有效面积的乘积叠加,即得到卫星整体阻尼系数和有效面积乘积,最终反演得到轨道周边的大气环境参数。

3 超低轨力学相关问题

当轨道高度在 160~120 km 时,气动力、气动力矩比常规卫星(280 km 以上)大 5~10 个量级。并且随着轨道高度、来流方向等变化发生实时波动,这给飞行器轨道、姿态稳定控制造成显著影响,同时也是超低轨飞行器面临的重要技术难点。

3.1 气动力计算方法及仿真

目前,针对超低轨飞行器的气动力评估方法主要有分析法和数值法两种。

分析法是基于玻尔兹曼方程,并作适当的条件假设,例如在运动边值问题中采用变分方法、输送方程方法和模型方程方法等。

数值法可以分为直接数值求解和物理模型法两大类。前者可具体采用有限差分法和间断纵坐标法等,后者包含直接模拟蒙特卡罗方法(DSMC)和试验分子蒙特卡罗方法(TPMC)等^[18,19],这类方法的模拟过程都是基于数学统计原理,对计算机的处理能力提出了较高要求,并需要占用大量硬件及时间资源进行计算分析工作^[20]。低轨卫星气动力求解方法如图 4 所示。

3.2 气动结构设计

低轨卫星的气动结构对卫星在轨运行具有重要作用。飞行器迎风截面的形状及尺寸、飞行器外形的细长比、头部和翼前缘迎风盾面的圆弧半径等,都是气动构型的重要参数。

通常长细比越大,越能够有效减少飞行器所受大气阻力,但整体结构挠性增大,刚度会下降。同时为了减少干扰力矩,并提高飞行器的气动稳定性,飞行器会优先选择面对称或轴对称的截面形状。

根据基本数学常识,假设直棱柱的体积固定,则截面为圆形的圆柱体时,其截面面积最小。将飞行器设定为体积 1 m^3 的圆柱形,计算飞行器总阻力 F_D 与仅考虑横截面阻力 F_{D1} 之间的变化关系,得出飞行器气动阻力随横截面积的变化规律,如图 5 所示。

分析结果表明,随着飞行器横截面积的增大,阻

力先减小再增大。即当飞行器截面面积很小时,由于总体积固定,导致轴向长度及侧面积过大,侧面产生的阻力效应非常明显,因此阻力随截面积的增大而减小;当横截面面积增大到一定程度,同时侧面积逐渐缩减,侧面阻力效应也逐渐减弱,飞行器的总气动阻力与横截面的关系也趋于线性化,即主要受横截面积的影响^[21,22]。

通常在飞行器设计中,考虑到实用性等工程问题,实际的长细比不可能很大,且往往都在气动阻力随横截面积增大的区间范围,因此只需要尽量设计更小的横截面来减小整体的气动阻力。圆柱体只是理想形状,实际工程更复杂,需要综合考虑星外天线等设备的安装、太阳电池布片需求、释放机构位置等问

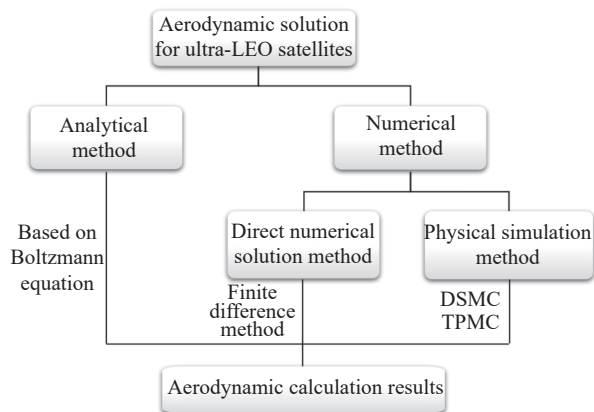


图 4 低轨卫星气动力求解方法

Fig. 4 Method for solving aerodynamics of low Earth orbit satellites

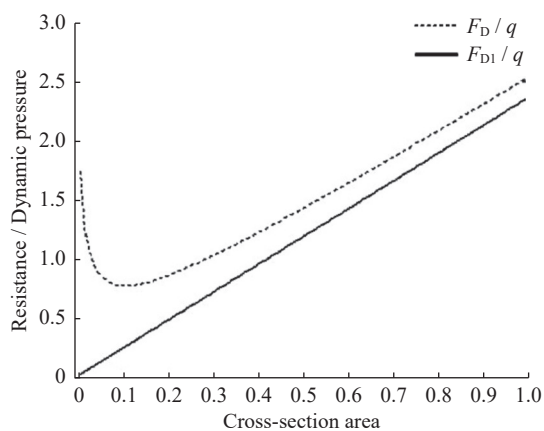


图 5 气动阻力随横截面积的变化

Fig. 5 Variation of aerodynamic resistance with cross-sectional area

题。保证尽量平整的飞行器外表面,选择近圆的多边形截面,是飞行器气动结构的重要优化方向。

3.3 气动被动稳定设计

气动被动稳定设计对于超低轨飞行器尤为重要。良好的气动被动稳定设计可以大大减少飞行器的主动调姿动作,减少舵面或喷气调姿所需燃料。

从气动特性角度考虑,矩形、梯形等小展弦比的翼型更适合低轨卫星。通过气动被动稳定设计,尽量使飞行器的质心处于压力中心的前方,这样即使有姿态偏差或失稳的趋势,也可以将气动力矩利用为姿态恢复力矩,从而实现飞行器的自主姿态稳定。因此,通过调整飞行器的轴向布局及增加尾翼面积等方式,可以使飞行器压力中心后移,从而提高整体的气动稳定性^[23]。

由于气动被动稳定的控制力矩来自大气阻力的作用,因此受空间环境的影响非常明显,尤其是太阳活动、地磁变化等对临近空间大气密度的影响,例如太阳活动高低年能够引起气动力矩几倍的差异。此外,气动被动稳定控制还有持续时间长、调整缓慢以及对于其他干扰力矩无法应对的短板,因此气动被动稳定控制通常只当作辅助控制系统来设计使用。

欧空局研制的地球重力与海洋环流探测卫星 GOCE 就采取了气动被动稳定设计,卫星构型如图 6 所示。该卫星工作轨道高度 250 km,整体结构采用细长体构型,同时在尾部设计了两片多边形小翼,当姿态发生偏差时,翼面产生的气动力形成的压心在卫星质心后方,从而形成纠正姿态偏差的力矩以保持姿态稳定。

X-37 为美国波音公司研制的无人验证机,在其尾部设计有 V 形尾翼,构型如图 7 所示。该尾翼可以减小尾翼之间以及尾翼与机身之间的干扰阻力,同时

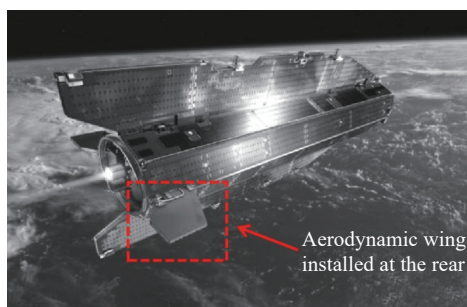


图 6 GOCE 卫星的气动小翼

Fig. 6 Aerodynamic wings of GOCE satellite

V 形结构在侧视和俯视方向都有一定的投影面积,能够同时在两个方向上起到气动稳定的作用。

中国设计的力星一号稀薄大气科学实验卫星,其两侧布置有太阳能小翼,在提供能源供给的同时,使卫星的气动压心位于质心之后,保障了卫星的气动稳定性,同时兼顾了能源获取和气动外形,卫星构型如图 8 所示。

3.4 气动干扰下的高稳定控制

目前卫星的姿态控制主要采用基于飞轮的零动量控制方式^[24]。超低轨空域受稀薄大气的影响,大气分子与飞行器高速碰撞,发生角动量交换产生气动干扰力矩,影响卫星姿态的控制精度,特别是对于一些超低轨遥感任务影响巨大,提高气动干扰下的控制精度是一个重要的技术难点。

针对通过卫星主动控制技术克服和减弱气动干扰影响的问题,已开展大量研究和试验^[25]:例如通过可旋转和伸缩的气动板产生气动力矩,并将其利用为

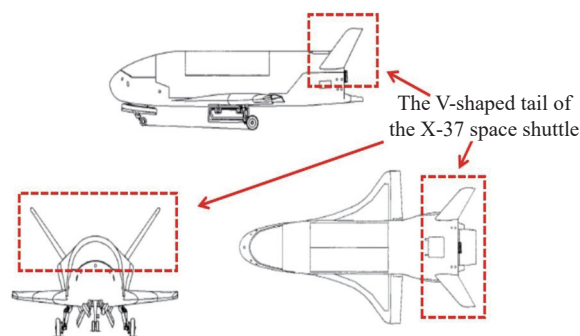


图 7 X-37 航天飞机的 V 形尾翼

Fig. 7 V-shaped tail of the X-37 space shuttle



图 8 力星一号稀薄大气科学实验卫星

Fig. 8 LX-1 rare atmospheric science experiment satellite

卫星控制力矩;利用内部滑块位移,改变飞行器质心与压心的位置关系,实现飞行器的姿态稳定控制;利用气动力矩进行俯仰轴和偏航轴稳定控制,再辅以滚动轴的磁控,实现飞行器的三轴稳定;在传统卫星控制手段基础上,增加了基于固定偏置动量加单个反作用飞轮进行低轨卫星干扰力矩补偿控制的方式,实测结果表明在同等干扰力矩的作用下,基于角动量耦合磁补偿的控制方法,其控制能力及精度优于传统固定偏置动量控制方法^[26],姿态控制精度如图9所示。

4 超低轨热学相关问题

由于飞行器在近地轨道的运行速度接近 $8\text{ km}\cdot\text{s}^{-1}$,当飞行器轨道降至 160 km 及更低高度时,大气密度明显增大,低密度的空气粒子高速撞击飞行器表面,产生气动加热现象,并且随着飞行器的轨道逐渐降低,气动加热愈加明显。

当轨道高度大于 160 km 时,气动热流很小,影响可以忽略。从 160 km 开始将直接影响飞行器的热控系统。表1列出了 $160\sim 110\text{ km}$ 轨道高度时,飞行器各个部位产生的气动热流,在 120 km 轨道高度时,正迎风区域的热流值高达 $5100\text{ W}\cdot\text{m}^{-2}$ 。

4.1 气动热计算方法及仿真

超低轨飞行器面临的空間环境具有两个主要特点:高温气体效应和非平衡效应。且空間环境与飞行器外表面发生剧烈的非线性耦合作用,从而产生严重的气动加热^[27]。

飞行器外表面的气动热主要由四部分组成:高温气体与飞行器外表面温差引起的对流加热;高焓反应气体在飞行器外表面发生异相催化反应释放出的化

学加热;高温气体对飞行器外表面的辐射加热;飞行器外表面对空間背景环境的辐射散热及对飞行器内部传导散热的热量,原理如图10所示。

以上多种气动加热及外表面的散热量满足局部热平衡方程,即对流热、化学热与辐射加热之和等于辐射散热与传导热之和。

对于在稀薄气体环境下的高超速气动加热问题,采用的预测评估方法与气动力的计算类似:在自由分子流区域,采用基于分子碰撞理论的气动热工程经验预测方法;在过渡流区域,则采用耦合连续流与自由分子流的桥化公式。

对于连续流气动加热的预测评估,通常采用平板参考焓法。对于零攻角飞行的航天器,先基于无黏流计算飞行器外表面流线,再考虑忽略垂直于这些流线的任何横向流梯度,使用平板参考焓法这种“当地二维流”沿流线计算飞行器外表面的热流密度分布。

当航天器飞行在大气层中时,不能再忽略由攻角引起的表面横向压力梯度,即不再适合使用平板参考焓法。此外,攻角的存在会促使转捩点前移,进一步增加迎风面的气动热负载。因此,设计人员必须掌握不同攻角下超低轨飞行器外表面的热流密度计算方法。可用于热环境的快速预测方法主要包括等价锥法、实验数据关联法及轴对称比拟法等。其中,轴对称比拟法有较严格的理论基础,是目前分析三维边界层气动加热方法中认可度最高的近似措施。

4.2 防热材料及复合结构

由于在临近空間的稀薄大气中作高超速飞行,超低轨航天器必须针对任务场景配套热防护系统,同时要求该系统具备耐高温、高效隔热、高可靠性以及轻

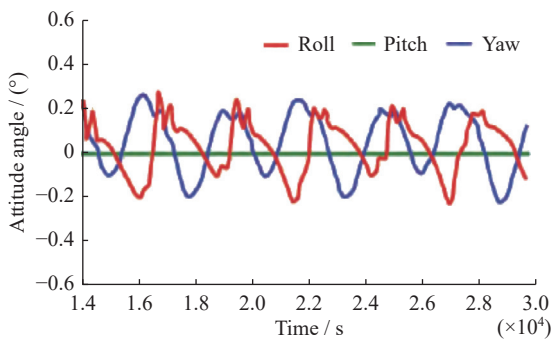


图9 飞轮加磁补偿的姿态控制精度
Fig. 9 Attitude control accuracy of flywheel magnetization compensation

表1 超低轨飞行器表面的气动热流
Table 1 Aerodynamic heat flux on the surface of ultra-low orbit vehicles

轨道高度/km	各区域的气动热流/($\text{W}\cdot\text{m}^{-2}$)		
	正面迎风	30° 迎风	非迎风侧面
160	300	33	7.7
150	500	55	13
140	910	100	22
135	1300	140	29
130	1900	210	42
120	5100	560	110
110	21000	2300	460

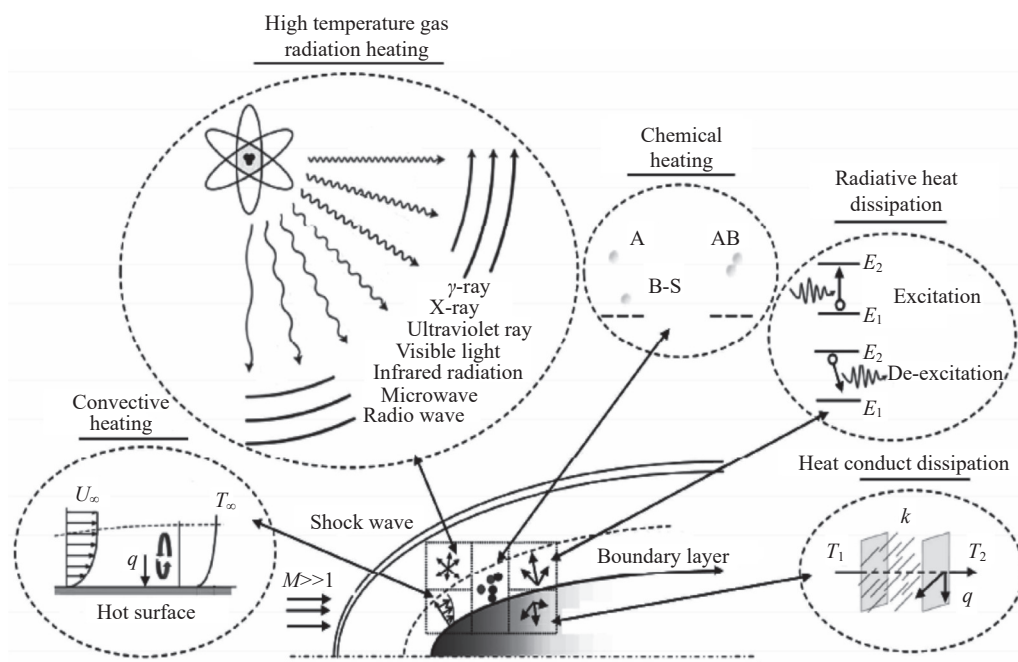


图 10 超低轨飞行器表面热负荷

Fig. 10 Surface thermal load of ultra-low orbit aircraft

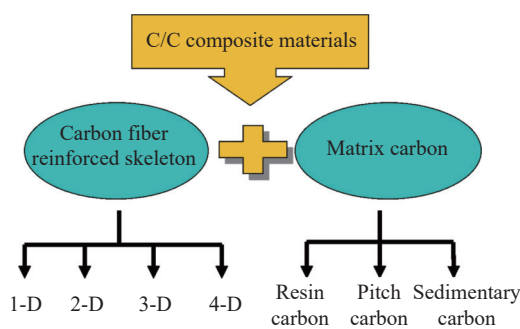


图 11 碳/碳复合材料的构成

Fig. 11 Schematic diagram of carbon/carbon composite material composition

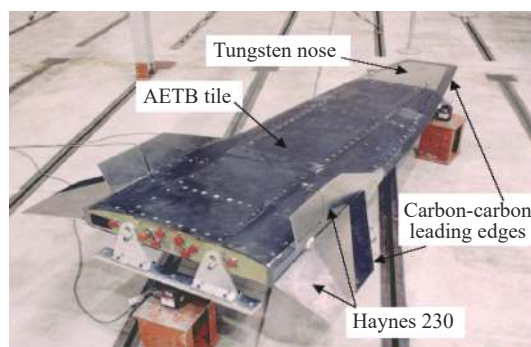


图 12 X-43 A 的防热系统

Fig. 12 Heat protection system for X-43 A

质化等特点。热防护技术是超低轨飞行器亟须解决的技术难题。

航天器的热防护系统主要以刚性陶瓷瓦、柔性热防护系统和各种金属热防护系统为主,同时在局部的头锥、翼缘等高温区域采用碳/碳复合材料。

4.2.1 碳/碳复合材料

碳/碳复合材料由碳纤维增强骨架(织物)和基体碳复合而成,其构成如图 11 所示。该复合材料具有高比强度、高比模量,抗烧蚀、抗侵蚀、抗化学腐蚀等特点,且高温性能优异,是目前唯一能够在 2000℃ 以上保持较高机械性能的材料^[28]。

近些年,因为高超声速飞行器的快速发展,超高温/高温抗氧化碳/碳复合材料已成为研究的重点和热点,航天飞机 X-43 A 是其中的代表。2004 年 11 月 16 日, X-43 A 成功进行了近 10 Ma 飞行试验。飞行器头锥最高温度达 2200℃,采用高导热碳/碳材料,外部涂覆超高温抗氧化涂层。X-43 A 的防热系统^[29]如图 12 所示。

4.2.2 刚性陶瓷瓦

飞行器迎风大底的较高温区域通常采用刚性陶瓷防热瓦防热系统,其由陶瓷瓦、柔性应变隔离垫和室温固化硅胶组成。陶瓷纤维防热瓦实物如图 13 所

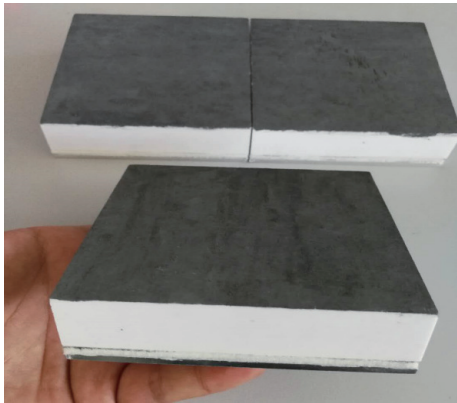


图 13 陶瓷纤维隔热瓦实物

Fig. 13 Photo of ceramic fiber thermal tile

示。陶瓷隔热瓦主要应用于机腹和机翼下表面温度为 $600\sim 1260^{\circ}\text{C}$ 的较高温区。其中 AETB 陶瓷瓦是一种新型隔热材料,由二氧化硅、氧化铝纤维和铝硼硅酸盐纤维等组成。通过调节三者的比例可以得到不同密度和热特性的陶瓷纤维隔热瓦^[30]。

4.2.3 烧蚀材料

烧蚀热防护是以消耗物质质量换取隔热效果的积极隔热方式。该方法具有系统结构简单,工作安全可靠的优点,一般使用耐高温的胶黏剂将其直接胶接在主结构外表面上。其缺点也很明显,消耗物质的隔热策略决定了其一次性使用的特性,且在材料烧蚀后,飞行器的气动外形会发生变化,不太适合高精、高稳的控制场景。猎户座探测飞船的隔热大底如图 14 所示。

轻质烧蚀材料主要应用于飞船返回舱或空间探测器等普遍采用半弹道跳跃式或升力再入等场景,该场景具有气流焓值高、短时间热流密度大、驻点压力低和再入时间长的任务特点(例如好奇号火星登陆舱隔热大底在穿越火星大气层时经受的峰值热流密度为 $1.97\text{ MW}\cdot\text{m}^{-2}$),要求烧蚀隔热材料具有轻质、耐高温、低热导率、低烧蚀量和高热阻塞效应的特点。低密度($0.22\sim 0.33\text{ g}\cdot\text{cm}^{-3}$)烧蚀材料通常通过将多孔硅树脂或酚醛树脂浸渍陶瓷或碳纤维化基体得到。

4.2.4 多层隔热组件

多层隔热组件广泛应用于航天领域,其由反射屏和间隔物堆叠而成,其中反射屏用于隔绝辐射换热,间隔物层用于隔绝导热换热,经多个单元叠加作用后(通常 $10\sim 30$ 单元),整体的当量导热系数可降低至 10^{-3} 量级。

多层隔热组件按使用温度可分为低温、中温、高



图 14 猎户座探测飞船的隔热大底

Fig. 14 Heat resistant base of the Orion exploration spacecraft

表 2 多层隔热组件的种类及说明

Table 2 Types and descriptions of multi-layer insulation components

多层种类		说明
低温	反射层	聚酯薄膜+金属镀膜(铝、银等)
	间隔层	低密度纤维纸或编织物
	温度	$-200\sim 100^{\circ}\text{C}$, 短期可至 120°C
中温	反射层	聚酰亚胺膜+金属镀膜(铝、银等)
	间隔层	玻璃纤维纸、布等
	温度	$-200\sim 350^{\circ}\text{C}$, 短期 450°C
高温	反射层	金属箔(不锈钢、镍、铝)
	间隔层	高硅氧布、玻璃纤维布及其织物
	温度	$-200\sim 1000^{\circ}\text{C}$

温几种类型,可以根据轨道任务需要及飞行器不同的受热部位进行选用。但是多层隔热组件属于柔性材质,不适用于气动外形要求较高的场景。表 2 列出了不同多层隔热组件的主要成分。图 15 给出了高低温多层材料包覆的实物。

4.2.5 承力隔热一体化结构

传统低轨航天器的承力和热防护结构分别进行设计,通常在结构外表面覆盖低导热率且耐高温的隔热材料。随着紧凑及轻量化要求的不断提高,高效集成隔热和承力的一体化结构得到快速发展。其中涉及多专业耦合设计、制造工艺难度大等问题。目前承力隔热一体化结构多采用高比强度的夹芯结构,如金属泡沫、波纹板、蜂窝、桁架点阵结构等^[31]。在结构的内部空隙中,填充隔热、蓄热或传热的热控材料。

由 Bapanapalli^[32] 等提出的波纹结构如图 16 所示。该热防护系统将波纹夹芯板与轻质防隔热材料

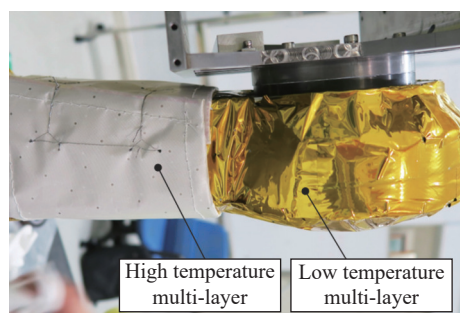


图 15 多层包覆实物

Fig. 15 Photo of multi-layer coating

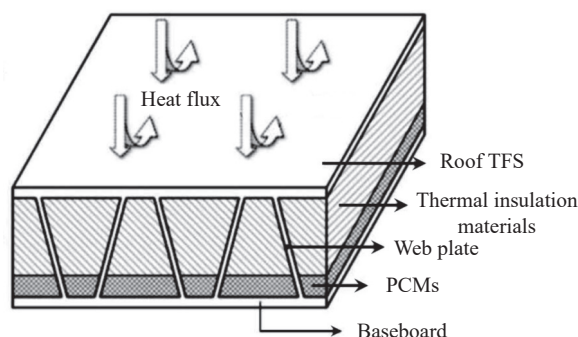


图 16 波纹夹芯式一体化结构

Fig. 16 Corrugated sandwich integrated structure

相结合。该结构能够承受横向剪切力,并具有一定的抗弯和抗扭能力。

北京空间飞行器总体设计部以 C/C-SiC 复合材料作为防热层,以梯度隔热材料为隔热层,设计的一体化结构如图 17 所示。该结构采用耐高温非金属螺钉机械连接辅以胶接的方式组合各部件,成品的防热大底在满足力热指标要求的同时,相比传热设计方案减重约 34%。

4.3 防热与散热可变切换技术

传统卫星的散热和防热区域是单独设计,独立划分其各自的固定区域,区域的角色一般不可互换。通常超低轨飞行器的防热系统主要采用外表面覆盖防热材料的方式,尽可能降低外部气动热的影响。

近年来,随着应用需求的不断扩展,航天器在飞行过程中,常常需要在超低轨道上进行复杂的姿态变化任务,如变换姿态进行通信、观测、变轨等。同时大功率载荷又有迫切的散热需求。在超低轨道进行姿态调整将改变原散热面的空间环境,导致散热能力下降甚至丧失,这对航天器热控系统的适应能力提出

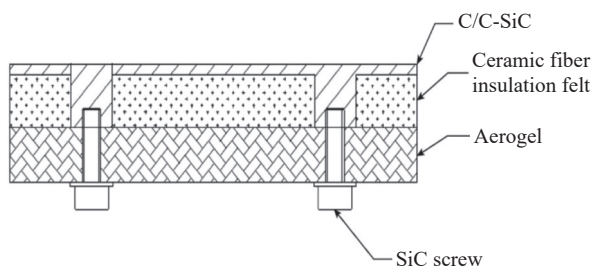


图 17 梯度隔热材料组成的一体化结构

Fig. 17 Integrated structure composed of gradient insulation materials

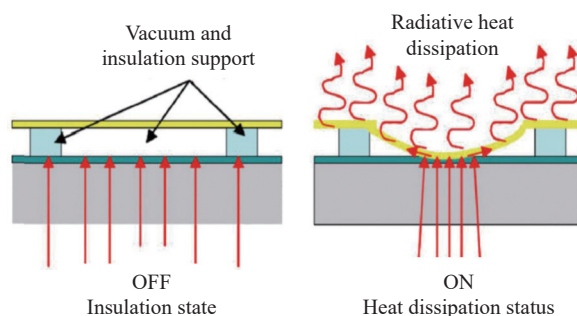


图 18 热开关工作原理

Fig. 18 Working principle of thermal switch

了更高要求。

可变热控可以阻挡低轨的气动热流,同时又可以在需要的时候进行散热,能够解决上述问题,下面介绍可变热控的相关技术。

4.3.1 可变发射率涂层

可变发射率涂层可以在不改变基板面积的前提下改变表面涂层发射率,实现基板散热能力的改变。可变发射率涂层可分为基于电致变色可变发射率的热控涂层和基于热致变色可变发射率的热控涂层^[33]。

优点:质量轻,体积小,控制精度高。

缺点:空间环境的稳定性较差;不耐高温;仅改变辐射散热能力,无法隔离气动热。

4.3.2 热开关

热开关是一种能够根据设计需求自动通断热连接的热控装置^[34],针对内部热耗的剧烈变化或者卫星外部环境的频繁改变,能够像开关一样控制热通道的通断。例如 NASA 通过 MEMS 百叶窗和静电热开关辐射散热器(ESR)验证了机械式的可变热开关技术,图 18 为热开关工作原理。

由于外层的柔性薄膜红外发射率不够高,导致辐射功率变化量较小,如果加厚薄膜或者喷涂高发射率

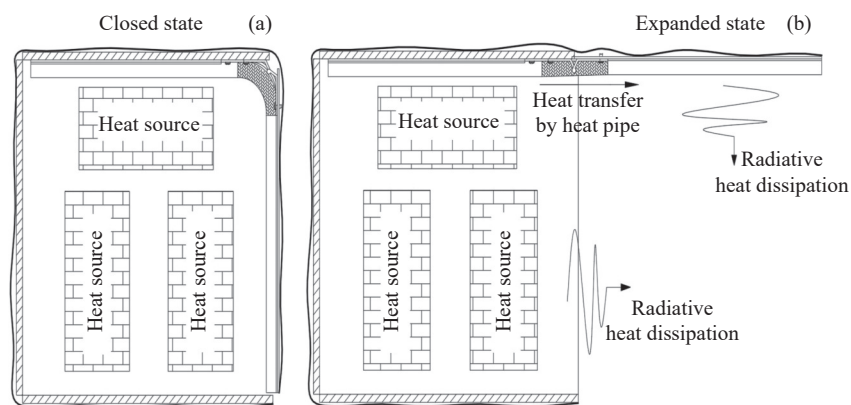


图 19 展开辐射器工作原理

Fig. 19 Working principle of the deployment radiator

涂层材料,都会使驱动电压大幅增加至几百伏,较难实现星上应用。

优点:体积小,重量轻。

缺点:可调范围不大;较高的驱动电压;仅改变导热,无法隔离气动热。

4.3.3 可展开式辐射器

可展开式辐射器可以在不改变卫星主体结构的前提下,大幅提高卫星散热面积,配以柔性热管等能够将卫星主体热量有效传递至展开式辐射器上进行散热,同时可通过更改辐射器的展开角度控制辐射散热能力^[35],图 19 为展开辐射器的工作原理。

优点:可靠性高,扩展面积大。

缺点:质量、体积大,破坏超低轨飞行器的气动外形,增加了阻力。

4.3.4 主动控制型的流体回路

主动控制方式将内部热源进行集中管理,外部设置独立区域作为散热板,散热板选用耐高温材料,二者之间做好隔热措施,并用主动环路热管,控制管路内部的两相流体流动,原理如图 20 所示。当散热板区域未受到气动热时,可控制内部液体流动,完成散热;当飞行器姿态变化,散热板受到气动热冲击而丧失散热能力时,自动中断液体循环,将气动热流隔离在耐高温散热板上,不会对内部单机造成影响。

该主动控制方式可以采用 TEC 耦合环路热管的形式,通过 TEC 产生的局部温差,形成压力差,快速驱动工质的运行或停止,原理如图 21 所示。该方案能够在星体外表面不发生运动的前提下,实现防热与散热的可变切换,应对超低轨复杂的任务需求。

优点:可控性高,响应快,可适用于超低轨环境,

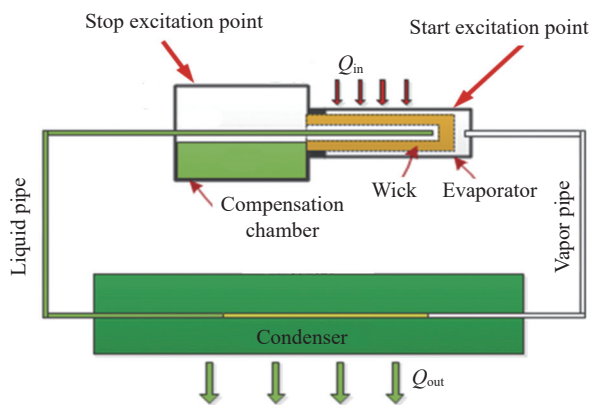


图 20 主动控制流体回路

Fig. 20 Active control fluid circuit

能够完全隔离气动热。

缺点:管路布置较复杂。

5 结论

作为新兴的研究探索领域,超低轨飞行器由于特殊的空间环境,需要面对及克服稀薄大气的影响。本文分析了大气环境预测方面的研究进展,介绍了由超低轨大气环境引起的力学、热学方面的技术难点、可能的解决办法和发展方向。

目前,超低轨飞行器领域的相关研究正在加快发展,考虑到超低轨飞行器技术是体系建设的基础,有必要开展新型技术路线研究,对技术应用于体系本身的实用性、高效性进行深入研究,针对应用过程的难点问题进行研究,为中国超低轨飞行器体系建设提供技术储备。

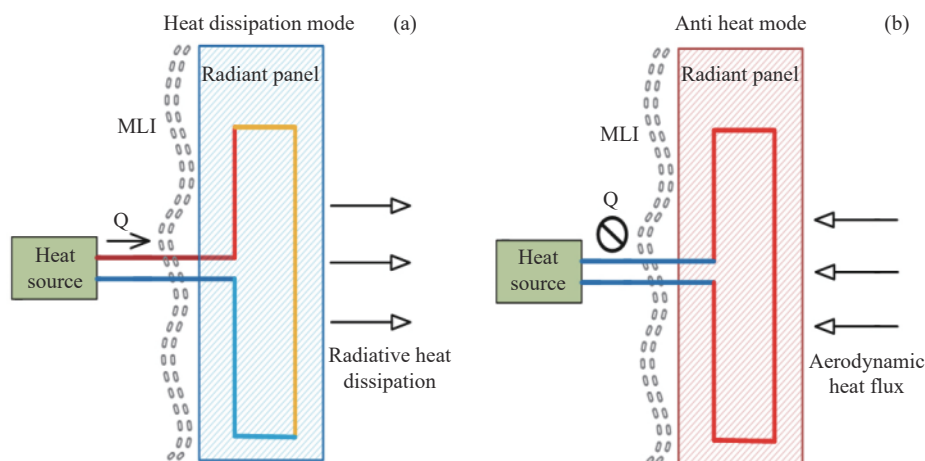


图 21 防热与散热可变切换

Fig. 21 Variable switching between heat protection and heat dissipation

参考文献

- [1] CRISP N, ROBERTS P C E, LIVADIOTTI S, *et al.* The benefits of very low earth orbit for earth observation missions[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, **117**: 100619
- [2] WANG Caiyun, LIAO Wenhe. Development status and application in space attack-defense of stealthy satellite[J]. *Aerospace Electronic Warfare*, 2011, **27**(4): 17-19 (王彩云, 廖文和. 隐身卫星的现状及其在空间攻防中的应用[J]. 航天电子对抗, 2011, **27**(4): 17-19)
- [3] CRISP N H, ROBERTS P C E, ROMANO F, *et al.* System modelling of very low Earth orbit satellites for Earth observation[J]. *Acta Astronautica*, 2021, **187**: 475-491
- [4] LV Jiuming, LU Jiangong, DIAO Jingjing, *et al.* The status quo of ultra-low altitude satellite technology and its future use[J]. *National Defense Science Technology*, 2020, **41**(1): 33-37 (吕久明, 路建功, 刁晶晶, 等. 超低轨道卫星技术发展现状及应用[J]. 国防科技, 2020, **41**(1): 33-37)
- [5] KIMOTO Y, YUKUMATSU K, GOTO A, *et al.* MDM: A flight mission to observe materials degradation in-situ on satellite in super low Earth orbit[J]. *Acta Astronautica*, 2021, **179**: 695-701
- [6] COESA. USA standard atmosphere 1976[R]. Washington D C: USA Government Printing Office, 1976
- [7] JACCHIA L G. Static diffusion models of the upper atmosphere with empirical temperature profiles[J]. *Smithsonian Contributions to Astrophysics*, 1965, **8**(9): 213-257
- [8] CHAO C C, GUNNING G R, MOE K, *et al.* An evaluation of Jacchia 71 and MSIS90 atmosphere models with NASA oderacs decay data[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1997, **45**(2): 131-141
- [9] PICONE J M, HEDIN A E, DROB D P, *et al.* NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2002, **107**(A12): SIA 15-1-SIA 15-16
- [10] EMMERT J T, DROB D P, PICONE J M, *et al.* NRLMSIS 2.0: A whole-atmosphere empirical model of temperature and neutral species densities[J]. *Earth and Space Science*, 2021, **8**(3): e2020EA001321
- [11] BOWMAN B R, TOBISKA W, MARCOS F A. A new empirical thermospheric density model JB2006 using new solar indices[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Keystone: AIAA, 2006
- [12] BRUINSMA S. The DTM-2013 thermosphere model[J]. *Journal of Space Weather and Space Climate*, 2015, **5**: A1
- [13] JIN Xuhong, HUANG Fei, CHENG Xiaoli, *et al.* Atmospheric drag on satellites flying in lower low-earth orbit[J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2020, **60**(3): 219-226 (靳旭红, 黄飞, 程晓丽, 等. 超低地球轨道卫星大气阻力预测与影响因素分析[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2020, **60**(3): 219-226)
- [14] DOORNBOS E. Thermospheric Density and Wind Determination from Satellite Dynamics[M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 2012
- [15] BRUINSMA S, BIANCALE R. Total densities derived from accelerometer data[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, **40**(2): 230-236
- [16] PICONE J M, EMMERT J T, LEAN J L. Thermospheric densities derived from spacecraft orbits: Accurate processing of two-line element sets[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2005, **110**(A3): A03301
- [17] MOE K, MOE M M. Gas-surface interactions and satellite drag coefficients[J]. *Planetary and Space Science*, 2005, **53**(8): 793-801
- [18] BIRD G A. Approach to translational equilibrium in a rigid sphere gas[J]. *Physics of Fluids*, 1963, **6**(10): 1518-1519
- [19] BIRD G A. Application of the direct simulation Monte Carlo method to the full shuttle geometry[C]//5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Seattle: AIAA, 1990
- [20] WANG Dan. Approache and Application Research on

- Aerodynamic Shape Optimization Design[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015 (王丹. 飞行器气动外形优化设计方法研究与应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2015)
- [21] ZHOU Weiyong, ZHANG Yulin, LIU Kun. Aerodynamics analysis and reduced drag design for the lower LEO spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, **31**(2): 342-348 (周伟勇, 张育林, 刘昆. 超低轨航天器气动分析与减阻设计[J]. *宇航学报*, 2010, **31**(2): 342-348)
- [22] HU Lingyun, ZHANG Lihua, CHENG Xiaoli, *et al.* Method of aerodynamic design and calculation for ultra-LEO spacecraft[J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, **25**(1): 10-18 (胡凌云, 张立华, 程晓丽, 等. 超低轨航天器气动设计与计算方法探讨[J]. *航天器工程*, 2016, **25**(1): 10-18)
- [23] ZENG Qiyun. Applications of Aerodynamic Torque to Ultra-Low-Orbit Satellite Attitude Control[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009 (曾其璠. 气动力矩在超低轨道卫星姿态控制方面的应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009)
- [24] WU Hongxin, TAN Shuping. Spacecraft control: present and future[J]. *Aerospace Control and Application*, 2012, **38**(5): 1-7 (吴宏鑫, 谈树萍. 航天器控制的现状与未来[J]. *空间控制技术与应用*, 2012, **38**(5): 1-7)
- [25] SCHLANBUSCH R, LORIA A, KRISTIANSEN R, *et al.* PD+ based output feedback attitude control of rigid bodies[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, **57**(8): 2146-2152
- [26] LAMBERT C, KUMAR B S, HAMEL J F, *et al.* Implementation and performance of formation flying using differential drag[J]. *Acta Astronautica*, 2012, **71**: 68-82
- [27] WISSINK J G. DNS of separating, low reynolds number flow in a turbine cascade with incoming wakes[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2003, **24**(4): 626-635
- [28] RASKY D J, MILOS F S, SQUIRE T H. Thermal protection system materials and costs for future reusable launch vehicles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, **38**(2): 294-296
- [29] MARSHALL L, CORPENING G, SHERRILL R. A chief engineer's view of the NASA X-43 A scramjet flight test[C]//AIAA/CIRA 13 th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Capua: AIAA, 2005
- [30] JIA Xianfeng, LIU Xuhua, QIAO Wenming, *et al.* Preparation and properties of phenolic impregnated carbon ablator[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2016, **46**(1): 77-80,90 (贾献峰, 刘旭华, 乔文明, 等. 酚醛浸渍碳烧蚀体(PICA)的制备、结构及性能[J]. *宇航材料工艺*, 2016, **46**(1): 77-80,90)
- [31] HUANG Wenxuan, QIU Hui, LIU Feng, *et al.* Research on thermal-structural integrated heatshield structure for deep space explorer[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2019, **40**(6): 19-25 (黄文宣, 邱慧, 刘峰, 等. 深空探测器防热承力一体化大底结构研究[J]. *航天返回与遥感*, 2019, **40**(6): 19-25)
- [32] BAPANAPALLI S K, MARTINEZ O, GOGU C, *et al.* Analysis and design of corrugated-core sandwich panels for thermal protection systems of space vehicles[C]//47 th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island: AIAA, 2006
- [33] JIA Fang, JI Xiaojuan, PENG Haoran, *et al.* The development of variable emissivity smart thermal control coating[J]. *Thermal Spray Technology*, 2017, **9**(2): 9-16 (贾芳, 冀晓鹏, 彭浩然, 等. 发射率可变的智能热控涂层研究进展[J]. *热喷涂技术*, 2017, **9**(2): 9-16)
- [34] GUO Liang, ZHANG Xusheng, HUANG Yong, *et al.* Applications and development of space heat switches in spacecraft thermal control[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, **23**(1): 216-229 (郭亮, 张旭升, 黄勇, 等. 空间热开关在航天器热控制中的应用与发展[J]. *光学 精密工程*, 2015, **23**(1): 216-229)
- [35] LIU Xin, LIANG Xingang. Adaptability analysis of deployable radiator thermal control system to spacecraft orbit adjustment[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, **42**(3): 390-396 (刘欣, 梁新刚. 可展开式辐射器热控对航天器轨道调整的适应性分析[J]. *宇航学报*, 2021, **42**(3): 390-396)