



航空学报  
*Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*  
ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

## 《航空学报》网络首发论文

题目： 超低轨卫星气动阻力计算与减阻设计研究综述  
作者： 张俊，蒋亦凡，陈松，李帅辉  
收稿日期： 2023-10-30  
网络首发日期： 2023-12-20  
引用格式： 张俊，蒋亦凡，陈松，李帅辉. 超低轨卫星气动阻力计算与减阻设计研究综述[J/OL]. 航空学报. <https://link.cnki.net/urlid/11.1929.V.20231218.2248.018>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：张俊, 蒋亦凡, 陈松, 等. 超低轨卫星气动阻力计算与减阻设计研究综述[J]. 航空学报, 2024, 45(20): 029796. ZHANG J, JIANG Y F, CHEN S, et al. Overview of aerodynamic drag calculation and reduction design for Very Low Earth Orbit satellites [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(20):029796(in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2023.29796

## 超低轨卫星气动阻力计算与减阻设计研究综述

张俊<sup>1,\*</sup>, 蒋亦凡<sup>1</sup>, 陈松<sup>2</sup>, 李帅辉<sup>3</sup>

- 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191
- 北京航空航天大学 中法工程师学院/国际通用工程学院, 北京 100191
- 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

**摘要:** 超低地球轨道 (VLEO) 卫星相较于传统卫星, 在对地观测分辨率、数据传输速度和通信容量等方面具有显著优势, 近年来成为空间技术领域的研究热点。在超低轨道环境下, 大气分子与卫星表面之间碰撞所引起的大气阻力不可忽略, 成为影响卫星姿态控制、轨道预测和使用寿命的关键因素。本文从卫星气动阻力的基本原理出发, 给出了决定气动阻力的几个主要因素, 重点关注阻力系数的计算分析。超低地球轨道环境下的气体流动属于自由分子流, 气体分子之间的碰撞可以忽略不计, 气体分子与卫星表面之间的气固相互作用模型对阻力系数的评估至关重要。本文对自由分子流领域的基本特性和常用计算方法进行了介绍和评估, 随后重点综述了几种典型的气固相互作用模型。基于超低轨卫星气动阻力特性的计算分析, 着重从增大长细比、外形优化和侧面光滑三个方面对卫星减阻构型设计的研究进展进行了综述和分析。最后, 对该领域未来需重点关注的几个关键问题进行了展望。

**关键词:** 超低地球轨道; 大气阻力; 气固相互作用; 自由分子流; 减阻构型设计

中图分类号: V211.25 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893 (2019) XX-XXXX-XX

近年来, 超低地球轨道 (Very Low Earth Orbit, VLEO) 卫星成为空间技术领域的研究热点<sup>[1-3]</sup>。超低地球轨道通常被定义为轨道高度在 450 km 以下的空间环境<sup>[4-7]</sup>。在这个高度以下, 大气开始对航天器的设计产生显著影响<sup>[6, 8]</sup>。相比于传统卫星, 超低地球轨道卫星具有许多显著的优点, 如提高对地观测分辨率、改善数据传输速率、减少有效载荷尺寸与质量、降低卫星开发和发射成本以及减小碎片碰撞风险等<sup>[9-13]</sup>。因此,

各国已竞相开展了相关的研究项目或计划。如图 1 所示, 欧洲空间局 (ESA) 于 2009 年发射了地球重力场和稳态海洋环流探测卫星——GOCE<sup>[14]</sup>; 日本宇航局 (JAXA) 于 2017 年发射了用于研究超低轨环境中原子氧效应的超低空测试卫星——SLATS<sup>[15]</sup>; 欧盟“Horizon 2020”研究项目于 2022 年成功发射了用于研究不同材料在超低轨环境中气动性能的轨道空气动力学研究卫星——SOAR<sup>[16]</sup>。其中, SOAR 与 GOCE 运行的平均

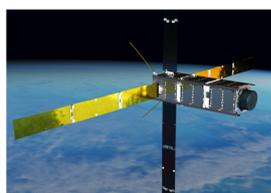
高度范围分别为200~400 km<sup>[16]</sup>和250~300 km<sup>[17]</sup>, 而 SLATS 运行的平均高度范围则低至180~250 km<sup>[18]</sup>。在国内, 中科院力学所于2016年成功发射了稀薄大气科学实验卫星“力星一号”。该卫星开展了为期三天的在轨科学实验任务, 获取了高度150~100 km范围内的全球稀薄大气密度和卫星表面温度等大量原位测量数据, 是迄今为止以近圆轨道运行的高度最低的人造地球卫星<sup>[19]</sup>。



(a) 欧空局“GOCE”卫星, 2009  
轨道高度: 250-300 km



(b) 日本“SLATS”卫星, 2017  
轨道高度: 180-250 km



(c) 欧盟“SOAR”卫星, 2022  
轨道高度: 200-400 km



(d) 中科院“力星1号”, 2016  
轨道高度: 100-150 km

图 1 典型超低轨道卫星

Fig. 1 Typical VLEO satellites

然而, 超低轨道卫星也有其固有劣势, 在超低轨道环境下, 大气分子与卫星表面之间碰撞所引起的大气阻力不可忽略, 直接影响卫星运行的姿态、轨道和寿命, 给卫星长期在轨运行带来了挑战。研究表明, 在超低轨道环境下, 大气阻力是卫星所受扰动的主要来源<sup>[20-22]</sup>, 这种扰动会对卫星的姿态控制产生影响<sup>[23-25]</sup>。因此, 对于超低轨卫星, 特别是重力梯度测量卫星, 实现精确测量的前提是消除大气阻力等非地球重力因素带来的扰动。例如, GOCE 采用一套无阻力姿态控制系统 (Drag-Free and Attitude Control, DFAC)。该系统通过离子发动机和一组磁力矩器来补偿大气阻力等非地球重力的影响, 从而进行姿态控制<sup>[26, 27]</sup>, 而这需要卫星所受大气阻力快速准确的输入。大气阻力也是确定和预测卫星轨道的关键影响因素。气动阻力的准确预测, 可以提高卫星任务分析和轨道预测的准确性<sup>[27]</sup>。例如, 这将有助于更好地确定和跟踪卫星的轨道从而避免卫星与空间碎片碰撞<sup>[28]</sup>。此外, 大气阻力是决定超低轨

卫星使用寿命的关键因素。在超低轨道环境下, 一旦维持轨道的燃料耗尽, 卫星将在大气阻力的作用下迅速脱轨, 最终重返大气层并烧毁<sup>[29, 30]</sup>。因此, 为了延长卫星的使用寿命, 减阻构型设计成为超低轨道卫星设计的一个关键技术。

本文针对超低轨道卫星气动阻力的计算分析与减阻设计进行了全面的梳理与总结, 全文具体安排如下: 第1章从卫星气动阻力的基本原理出发, 给出了决定气动阻力的几个主要因素, 其中重点关注阻力系数的计算分析; 第2章简要分析了超低地球轨道环境所属自由分子流领域的基本特性, 并对自由分子流的几种常用计算方法进行了介绍和评估; 第3章重点综述了气动阻力计算中使用的几种典型的气固相互作用模型; 第4章基于超低轨卫星气动阻力特性的计算分析, 分别从增大长细比、外形优化和侧面光滑三个方面对卫星减阻构型设计的研究进展进行了综述和分析; 第5章对该领域未来需重点关注的几个关键问题进行了展望。

## 1 卫星气动阻力基本原理

目前, 计算卫星所受阻力加速度 $a_{drag}$ 的常用公式为<sup>[5, 31]</sup>:

$$a_{drag} = -\frac{1}{2} \rho v_{rel}^2 \frac{C_D A_{ref}}{m} \frac{v_{rel}}{|v_{rel}|} \quad (1)$$

其中 $\rho$ 为大气密度,  $v_{rel}$ 为卫星相对于旋转大气的速度,  $C_D$ 为阻力系数,  $A_{ref}$ 为参考表面积,  $m$ 为卫星质量。想要准确预测 $a_{drag}$ 往往是非常困难的, 这是由于上述三个参数: 大气密度 $\rho$ 、卫星相对于旋转大气的速度 $v_{rel}$ 以及阻力系数 $C_D$ 均具有较大的不确定性<sup>[5]</sup>。

大气密度 $\rho$ 是卫星阻力预测的主要误差来源。大气密度随时间、高度和地理位置的变化而变化。由于太阳极紫外 (EUV) 辐射在高低年的可观变化, 给定高度处的大气密度也可能存在较大的差异, 主要随地理位置 (例如纬度和经度)、昼夜周期和大约11年的太阳活动周期而变化<sup>[28]</sup>。此外, 太阳风暴引起的地磁波动在太阳活动高峰期间更频繁地发生, 也会导致大气密度的增加。大气参数的研究与建模技术始于20世纪60年代, 早期的大气模型主要是基于卫星、探空火箭与大气探测器获得的轨道数据集进行构建, 通过固定卫星的

阻力系数对大气密度进行估算<sup>[32]</sup>。现如今，大气模型的发展具有多样性，目前广泛使用的模型主要有美国标准大气模型 USSA76；Jacchia-Roberts 模型的变体 J71、J77和 GRAM99；COSPAR 国际标准大气模型 CIRA90；质谱仪非相关散射模型 NRLMSIS-00 以及阻力温度模型 DTM-12 等<sup>[31, 33-35]</sup>。然而，由于数据可用性问题和其他技术的限制，现有的大气模型仍缺乏足够的精确性与适用性。图2给出了大气密度和组分随太阳活动水平和轨道高度的变化情况<sup>[2]</sup>。从图中可以看出，在大约100 km以上的轨道高度，不同太阳活动水平下大气密度存在几个数量级的差异。

卫星相对于旋转大气的速度 $v_{rel}$ 也是影响阻力预测的重要因素。一个常见的假设是大气层随地球一起旋转，通过对速度矢量求和可得：

$$v_{rel} = v_{sat} + v_{atmos} \quad (2)$$

其中 $v_{sat}$ 为卫星飞行速度， $v_{atmos}$ 为大气旋转速度。然而，热层风的存在增加了上述计算的误差。研究表明，高层大气中（尤其是地磁暴期间的高纬度地区）的风速可高达数百米每秒，并且难以预测<sup>[5, 28]</sup>。因此，卫星相对于旋转大气的速度也具有较大的不确定性。

与大气密度和相对速度不同，阻力系数 $C_D$ 的不确定性在所有地磁活动条件、纬度和海拔高度下都很重要。在航天工程的早期阶段，研究人员从轨道衰减推导大气密度时，通常采用固定数值2.2作为紧凑形状卫星的阻力系数<sup>[36]</sup>，这是Graham Cook基于实验测量所给出的估计值<sup>[37]</sup>。但是，研究表明该结论在不同高度会引起较大的偏差<sup>[38]</sup>。现在普遍认为阻力系数不是恒定的，而是会随着卫星形状和飞行高度处的大气温度与组分而变化。并且，阻力系数的不确定性会在大气密度建模过程中引起重要的系统误差。图3给出了四颗紧凑形状的超低轨卫星阻力系数的结果<sup>[38]</sup>。从图中可以看出，超低轨卫星的阻力系数随高度增加逐渐增大，并且与固定值2.2相比存在较大的偏差。

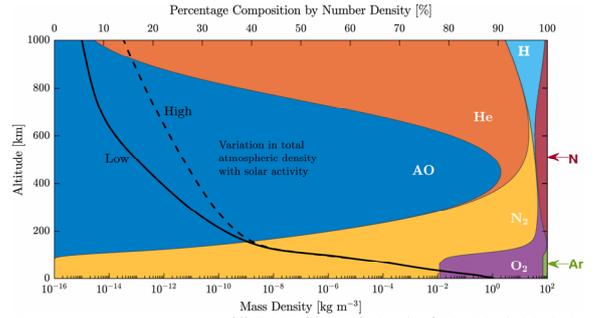


图2 NRLMSISE-00模型计算的大气密度和组分随太阳活动水平和高度的变化情况<sup>[2]</sup>

Fig. 2 Representative variation of atmospheric density and composition with solar activity level and altitude, calculated using the NRLMSISE-00 model<sup>[2]</sup>

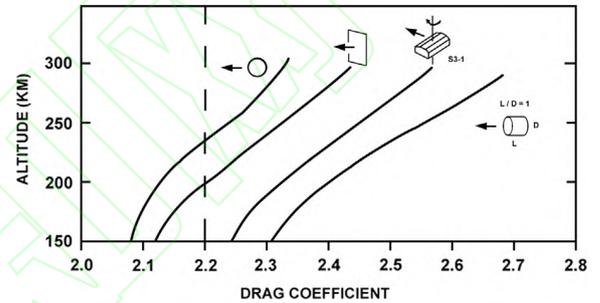


图3 四颗紧凑形状卫星的阻力系数<sup>[38]</sup>

Fig. 3 The drag coefficients of four satellites of compact shape, a sphere, a flat plate at normal incidence, the spinning S3-1 Satellite, and a short cylinder with a flat plate in front<sup>[38]</sup>

通过以上分析可知，三个参数的不确定性来源相互关联， $\rho$ 与 $v_{rel}$ 的变化通常与热层环境的波动有关，为了简化问题，将不在本综述中讨论。本文重点关注超低轨卫星阻力系数的计算分析，将分别从自由分子流、气固相互作用模型、气动阻力计算分析与减阻构型设计3个方面进行阐述与分析，如图4所示。

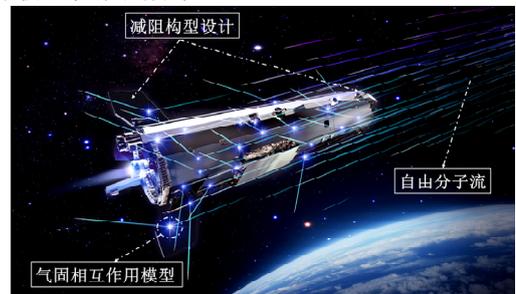


图4 超低轨卫星气动阻力示意图

Fig. 4 Schematic representation of aerodynamic drag of VLEO satellites

## 2 自由分子流

### 2.1 自由分子流的基本特性

在超低地球轨道高度，大气密度相较于地面显著减小，气体分子的离散特性逐渐显现出来，流体力学中的连续介质假设不再适用。气体的稀薄程度通常由无量纲参数克努森数 (Knudsen number,  $Kn$ ) 表示，它定义为分子的平均自由程  $\lambda$  与流场的特征尺度  $l$  (通常取为航天器的特征长度) 之比，即：

$$Kn = \frac{\lambda}{l} \quad (3)$$

按照不同  $Kn$  数定义的流场及控制方程如图 5 所示。可以看出，随着  $Kn$  数增大，流场逐渐变得稀薄，传统的 N-S 方程不再适用。当  $Kn > 10$  时，称之为自由分子流领域 (free-molecular flow, FMF)，是气体稀薄程度最高的领域<sup>[28, 39-42]</sup>，流场对应的控制方程变为无碰撞项的 Boltzmann 方程。自由分子流领域下气体分子的平均自由程远大于流场的特征尺度，流动的特点是气体分子与物面的相互作用占主导地位，而气体分子间的碰撞可以被忽略，所以也称这种流动为无碰撞流动。图 6 给出了  $Kn$  数随轨道高度的变化规律。从图中可以看出，在大约 130 km 的高度以上，气体分子平均自由程达 10 m 以上，对于绝大多数的超低轨卫星，其飞行绕流已完全属于自由分子流。因此，超低地球轨道环境下的气体流动通常被描述为自由分子流<sup>[2, 31, 43]</sup>。

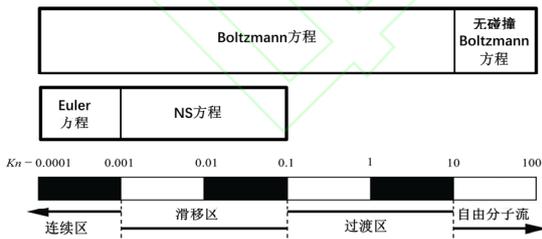


图 5 不同  $Kn$  数下的流场及控制方程  
Fig. 5 Classification of flow regimes and governing equations using Knudsen number

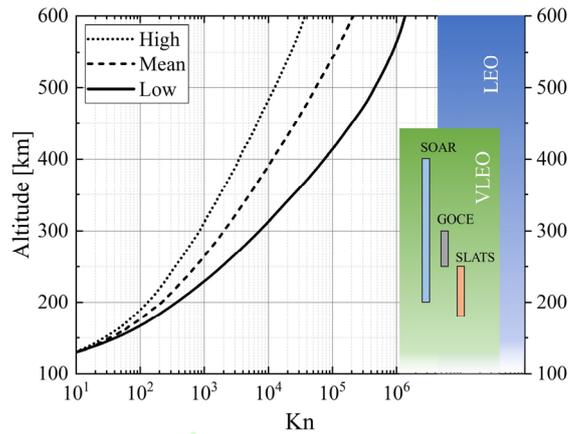


图 6 NRLMSISE-00模型计算的  $Kn$  数在不同太阳活动水平下随高度的变化情况，特征长度取 1 m

Fig. 6 Knudsen number variation with altitude for low, moderate and high solar and geomagnetic activities using NRLMSISE-00, and a characteristic dimension of 1 m

在自由分子流中，一个重要的无量纲参数是分子速度比  $S$ 。正如连续流中马赫数表示物体的宏观速度与声速之间的关系一样，分子速度比表示气体的宏观速度  $v_m$  和分子最可几热运动速度  $v_t$  之比<sup>[44]</sup>：

$$S = \frac{v_m}{v_t} = \frac{v_{sat}}{\sqrt{\frac{2RT}{m_m}}} \quad (4)$$

式中  $R$  为通用气体常数， $m_m$  为气体分子质量， $T$  为来流气体温度。由于卫星飞行速度极高，式中气体的宏观速度  $v_m$  可替换为卫星飞行速度  $v_{sat}$ 。

分子速度比通常被用来表征流动趋于准直分子束的程度。具体而言，当分子速度比较高时 ( $S > 5$ )，气体的宏观速度远大于气体的热运动速度，称为极高热力学流动<sup>[28, 39]</sup> (hypothermal flow)。此时气体分子的热运动速度相对于极高的宏观速度被忽略，相应由分子随机热运动引起的漂移也被忽略，来流可被视为准直分子束，如图 7 (a) 所示。而当分子速度比较低时 ( $S < 5$ )，称为低热力学流动<sup>[28, 31]</sup> (hypothermal flow)。此时气体分子具有较高的随机热运动成分，来流不再被视为准直分子束，而是表现为混沌漂移的 Maxwell 流动，如图 7 (b) 所示。研究表明，分子速度比  $S > 5$  对应的极高热力学流动，是超低地球轨道高度下常见的情况<sup>[5]</sup>。然而，在更高的轨道高度下，随着大气温度的升高与分

子平均摩尔质量的降低, 气体分子的热运动速度显著增加, 导致分子速比降低 ( $S < 5$ ), 此时气体流动属于低热力学流动<sup>[28]</sup>。

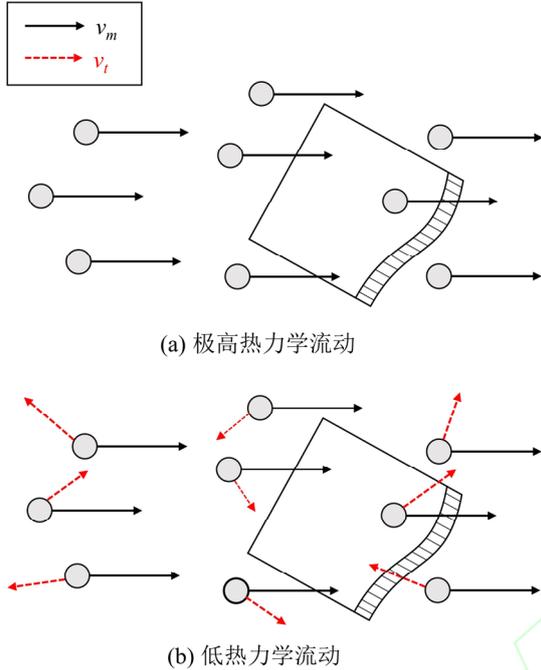


图 7 极高热力学流动 ( $S > 5$ ) 与低热力学流动 ( $S < 5$ ) 示意图

Fig. 7 Schematic representation of hyperthermal flow ( $S > 5$ ) and hypothermal flow ( $S < 5$ )

## 2.2 自由分子流计算方法

### 2.2.1 自由分子流理论

稀薄气体动力学的自由分子流理论可以给出简单外形: 平板、圆柱和圆球阻力系数的解析解<sup>[45, 46]</sup>。根据 Schaaf & Chambre 模型, 可以推导出自由分子流中气体分子作用于表面元素上的压力系数  $C_p$  和剪切应力系数  $C_\tau$  表达式<sup>[47]</sup>:

$$C_p = \frac{1}{S^2} \left[ \left( \frac{2 - \sigma_n}{\sqrt{\pi}} S \cos \theta + \frac{\sigma_n}{2} \sqrt{\frac{T_w}{T}} \right) e^{-(S \cos \theta)^2} + \left\{ (2 - \sigma_n) \left( (S \cos \theta)^2 + \frac{1}{2} \right) + \frac{\sigma_n}{2} \sqrt{\frac{\pi T_w}{T}} S \cos \theta \right\} (1 + \operatorname{erf}(S \cos \theta)) \right] \quad (5)$$

$$C_\tau = -\frac{\sigma_t \sin \theta}{S \sqrt{\pi}} \left\{ e^{-(S \sin \theta)^2} + \sqrt{\pi} S \cos \theta (1 + \operatorname{erf}(S \cos \theta)) \right\} \quad (6)$$

式中  $\sigma_n$  与  $\sigma_t$  分别为法向动量适应系数与切向动量适应系数,  $\theta$  为来流速度与表面法向的夹角,  $\operatorname{erf}(x)$  为误差函数。通过在来流速度方向将  $C_p$  和  $C_\tau$

沿物体表面积分就可以得到阻力系数的解析解。因此, 对于具有简单几何外形的超低轨卫星, 我们可以通过自由分子流理论直接计算其阻力系数。

值得关注的是极高热力学流动下物体的阻力系数。由于分子速度比  $S$  较大,  $S \cos \theta \rightarrow \infty$ ,  $e^{-(S \cos \theta)^2} \rightarrow 0$ ,  $\operatorname{erf}(S \cos \theta) \rightarrow 1$ , 式 (5) (6) 可简化为<sup>[48]</sup>:

$$C_p = 2(2 - \sigma_n) \cos^2 \theta \quad (7)$$

$$C_\tau = 2\sigma_t \cos \theta \sin \theta \quad (8)$$

相应地, 自由分子流理论可以给出极高热力学流动下平板、圆柱和圆球阻力系数的极限值。在完全漫反射条件下, 迎角为  $\alpha_A$  平板的阻力系数极限值为  $2 \sin \alpha_A$ , 而圆柱与圆球在极高热力学流动下的阻力系数极限值均为  $2$ <sup>[48]</sup>。

### 2.2.2 数值计算方法

对于具有复杂外形的物体, 自由分子流理论很难给出阻力系数的解析解, 通常采用数值方法进行计算。目前, 主要有 4 种数值方法用于自由分子流中气动力的计算模拟: 面元 (Panel) 法、射线追踪面元 (Ray-Tracing Panel, RTP) 法、试验粒子蒙特卡洛 (Test-Particle Monte Carlo, TPMC) 方法和直接模拟蒙特卡洛 (Direct Simulation Monte Carlo, DSMC) 方法。图 8 将这几种数值方法进行了比较, 其中不同高度对应的  $Kn$  数是基于特征长度为  $5 \text{ m}$  的航天器<sup>[28]</sup>。表 1 总结了不同数值计算方法的特点。对于自由分子流区卫星气动力的计算, 分子间的碰撞忽略不计, 因此, Panel 法、RTP 方法与 TPMC 方法的计算效率相对于 DSMC 更高。需要注意的是, Panel 法仅适用于简单凸面体, RTP 方法主要适用于极高热力学流动, 而 TPMC 方法的适用范围最广。另一方面, 如果卫星运行在轨道高度更低的过渡流区, 则需要考虑分子间的碰撞效应, 卫星气动力的计算则需要采用 DSMC 方法。下面具体介绍这 4 种数值计算方法。

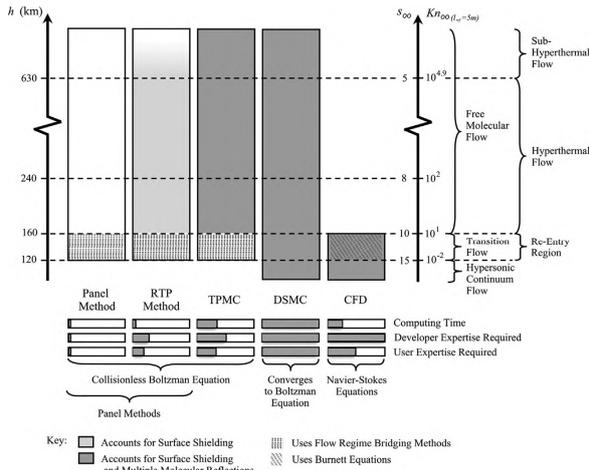


图 8 自由分子流气动数值计算方法的比较<sup>[28]</sup>

Fig. 8 Comparison of existing numerical approaches to spacecraft aerodynamics for FMF<sup>[28]</sup>

表 1 自由分子流数值计算方法特点总结

Table 1 Summary of characteristics of numerical approaches for FMF

	Panel	RTP	TPMC	DSMC
分子与物面碰撞	√	√	√	√
分子间碰撞				√
表面遮挡		√	√	√
多次反射		√	√	√
计算效率	高	高	较高	低

### 2.2.2.1 面元 (Panel) 法

对于具有复杂外形的卫星, 一般采用面元 (Panel) 法<sup>[49, 50]</sup>计算其阻力系数。Panel 法将复杂的物面划分为若干个离散的面元, 每个面元都可以视为一个平板。通过自由分子流中平板的 $C_p$ 和 $C_\tau$ 解析解来计算每个面元上的压力与剪切应力, 将 $n$ 个面元的气动力贡献加在一起便可以得到总的气动力<sup>[51]</sup>:

$$C_F = \sum_{i=1}^n \left\{ C_{pi} (-n_i) + C_{\tau i} \left[ n_i \times \left( \frac{v_{rel}}{|v_{rel}|} \times n_i \right) \right] \right\} \frac{A_i}{A_{ref}} \quad (9)$$

Panel 法实施起来较为简单, 计算效率高, 并且比工程估算中直接取2.2作为阻力系数更为准确, 但是由于忽略了卫星实体之间的遮挡和多次反射效应, 仅适用于具有凸面形状的卫星。

### 2.2.2.2 射线追踪面元 (RTP) 法

射线追踪面元 (RTP) 法<sup>[28, 52]</sup>是对 Panel 法的改进, 它在 Panel 法的基础上, 考虑了卫星实体之间的遮挡效应, 可以用来分析更复杂的几何构型。RTP 法假设自由来流表现为一束准直的分子束, 该分子束可类比为射线, 从而引入射线追踪技术来确定入射流被遮挡的区域(阴影区域)。在模拟过程中 RTP 法将阴影区域对应的面元从计算中剔除, 而非阴影区域对应的面元处理方式与 Panel 法一致, 这使得 RTP 方法具有与 Panel 法相当的计算效率。

然而, RTP 法基于自由来流可视为准直分子束的假设, 这种简化假设在低温流动 ( $S < 5$ ) 中失效, 因此 RTP 法仅适用于极高热力学流动 ( $S > 5$ )。

### 2.2.2.3 试验粒子蒙特卡洛 (TPMC) 方法

试验粒子蒙特卡洛 (TPMC) 方法由 Davis 于1960年首次提出<sup>[53]</sup>。在 TPMC 方法中, 试验粒子于计算域边界处依次产生并射入, 每个粒子代表成千上万的真实气体分子, 通过跟踪试验粒子的运动轨迹和碰撞过程来模拟真实流动特征, 在试验粒子的采样数量足够大以后, 统计并输出气动力、热等宏观参数。TPMC 方法可以用来模拟多次表面反射和不同流动条件的影响<sup>[54]</sup>, 但是受到模拟分子数量的限制, TPMC 方法的计算效率要低于 Panel 法与 RTP 法。

由于忽略了分子之间的碰撞, 只考虑分子与物面的碰撞, TPMC 方法只适用于无碰撞流动<sup>[55]</sup>, 对于具有一定稀薄程度的过渡流域, 分子间的碰撞开始变得重要, 该方法不再准确。

### 2.2.2.4 直接模拟蒙特卡洛 (DSMC) 方法

目前模拟稀薄流动最为可靠的数值模拟方法是直接模拟蒙特卡洛 (DSMC) 方法, 该方法是 Bird 于上世纪60年代发展并使用的一种基于分子水平的粒子模拟方法<sup>[42, 56, 57]</sup>。不同于直接求解 Boltzmann 方程, DSMC 方法从流动的物理模拟出发, 以分子为研究对象, 通过追踪分子的运动和碰撞过程对气体进行建模, 具有较高的计算精度。DSMC 方法的主要思想为: 用少量的模拟分子代替大量的真实气体分子; 将分子的运动和碰撞解耦, 认为碰撞是瞬时的过程, 其他时刻分

子之间无力的作用；通过模拟分子的运动和碰撞，统计得到宏观流场参数。为了保证模拟精度，DSMC方法要求模拟时间步长小于分子平均碰撞时间，模拟网格尺寸小于分子平均自由程。DSMC方法和Boltzmann方程具有内在的等价性，DSMC模拟结果也已被证明收敛于Boltzmann方程<sup>[58]</sup>。因此，DSMC方法也适用于过渡流域与连续流域，但计算成本也相应增大。

对于无碰撞的自由分子流，DSMC方法相较于其它数值方法计算效率较低。但是，对于具有一定稀薄程度的过渡流域，分子间的碰撞逐渐变得重要，DSMC方法成为模拟过渡流域中稀薄流动最为准确可靠的数值方法。因此，对于少数运行高度较低的跨流区超低轨卫星，气动阻力的计算依赖于DSMC方法。目前，国内外众多学者开发了大量的DSMC计算程序<sup>[59-61]</sup>，DSMC方法已在航天器再入<sup>[62]</sup>、临近空间高超声速飞行器<sup>[63]</sup>、超低轨道卫星<sup>[64]</sup>的气动特性与其它稀薄气体流动<sup>[65]</sup>的数值模拟等方面得到了广泛应用。

### 3 气固相互作用模型

在自由分子流领域，气体分子直接的碰撞极为稀少，气体分子与物面之间的相互作用占主导地位。卫星表面气动力的大小主要取决于气体与表面之间的相互作用特性，其中，适应系数是描述气固相互作用（Gas-Surface Interaction, GSI）的关键参数。研究表明，物面适应系数对超低轨卫星的气动阻力有着显著的影响。因此，提出和运用与实际相符的GSI模型是进行超低轨卫星气动阻力计算与减阻设计的基础。然而，气固相互作用是由极为复杂的物理现象所驱动的，目前无论理论上和实验上对它的研究都不够完善。早期的相关研究通过地面实验或在轨观测得到的数据进行计算建模，具有一定的应用局限性<sup>[32, 66]</sup>。近年来，随着计算机数值求解能力的飞速提升，数值模拟方法如分子动力学（MD）方法成为研究GSI模型的新手段。基于MD得到的数值模拟结果，前人开展了许多GSI模型的研究<sup>[66-69]</sup>。

气固相互作用可以直观地理解为气体分子撞击壁面并被壁面反射的散射过程。适应系数是描述气固相互作用的关键参数，它被用来量化气体

分子与壁面之间的能量和动量交换程度，反映了不同材料的表面特性。气固相互作用建模的本质就是通过实验测量或数值模拟等手段来获取准确的适应系数，使其符合真实气体在壁面的散射规律。Knudsen最早引入能量适应系数 $\alpha$ 的概念，定义如下<sup>[70]</sup>：

$$\alpha = \frac{E_i - E_r}{E_i - E_w} \quad (10)$$

式中 $E_i$ 与 $E_r$ 分别是入射与反射能量流； $E_w$ 是气体分子与壁面达到热平衡后，按壁面温度 $T_w$ 对应的Maxwell分布反射时的能量流。可以看出，适应系数是反射分子与壁面达到平衡的量度，它表明了反射分子在多大程度上适应了壁面的温度。 $\alpha=1$ 对应于完全热适应而 $\alpha=0$ 对应于没有发生能量交换。

本文主要介绍目前广泛使用的两种经典的GSI模型：Maxwell模型与CLL模型，以及它们所定义的适应系数，为下文基于表面特性进行超低轨卫星气动阻力的计算分析与减阻设计提供理论基础。

#### 3.1 Maxwell模型

Maxwell模型是计算超低轨卫星气动力最常用的GSI模型，由Maxwell于1879年提出<sup>[71]</sup>。气体分子与表面的相互作用有两个简单的模型，即镜面反射模型和漫反射模型，如图9（a）（b）所示。镜面反射模型假定，气体分子撞击壁面后，切向速度不发生改变，只有法向速度改变方向。漫反射模型假定，粒子反射速度与入射速度无关，是壁面温度下的Maxwell平衡态分布。Maxwell模型则是上述两个简单模型的线性组合，它假设气体分子在撞击壁面后， $\alpha$ 部分的分子发生漫反射，而剩余 $(1-\alpha)$ 部分发生镜面反射<sup>[72]</sup>，如图9（c）所示。容易看出，镜面反射模型与漫反射模型是 $\alpha=0$ 与 $\alpha=1$ 时的两种极限情况。由于Maxwell模型仅包含一个未知参数，较为简单且易于实现，因此在理论分析与实验中得到了广泛的应用。

基于Maxwell模型，Schaaf & Chambre（S&C）模型又引入了两个系数来描述气体分子与壁面之间法向和切向动量交换的程度<sup>[41, 47]</sup>，定义如下：

$$\sigma_n = \frac{p_i - p_r}{p_i - p_w} \quad (11)$$

$$\sigma_t = \frac{\tau_i - \tau_r}{\tau_i}, \tau_w = 0 \quad (12)$$

其中 $\sigma_n$ 与 $\sigma_t$ 分别称为法向动量适应系数与切向动量适应系数， $p$ 与 $\tau$ 分别表示法向与切向动量流；下标 $i$ 与 $r$ 分别表示入射流与反射流； $p_w$ 与 $\tau_w$ 分别为壁面温度 $T_w$ 时完全漫反射下的法向和切向动量流。

然而，研究表明 Maxwell 模型预测的单峰余弦分布与分子束实验所观察到的小叶分布存在着显著偏差，从而限制了模型的适用范围。

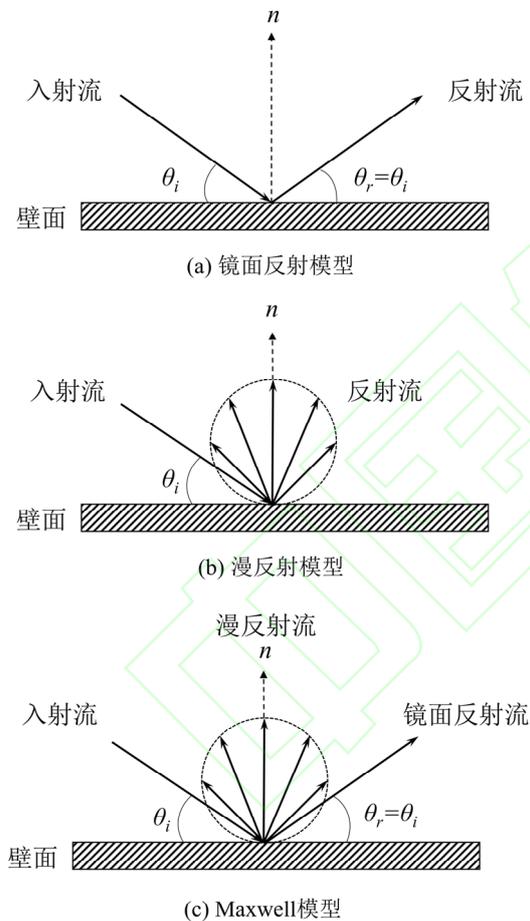


图 9 镜面反射、漫反射与Maxwell模型示意图

Fig. 9 Schematic representation of the specular reflection, diffuse reflection and Maxwell model

### 3.2 CLL模型

Cercignani 和 Lampis 等人提出了一个新的 GSI 模型，称为 Cercignani-Lampis (CL) 模型<sup>[73]</sup>，如图10所示。与Maxwell 模型相比，CL

模型能够很好的捕获反射分子的散射行为，特别是在分子束实验中观察到的小叶状分布。Lord 发展并推广了这一模型，因此通常将该模型称为 Cercignani-Lampis-Lord (CLL) 模型<sup>[74-76]</sup>。目前，CLL 模型被认为是最成功的基于散射核理论的 GSI 模型之一。

CLL模型使用两个独立的可调参数：切向动量适应系数 $\sigma_t$ 与法向能量适应系数 $\alpha_n$ 分别描述反射气体分子的切向和法向速度分量。其中 $\alpha_n$ 定义为：

$$\alpha_n = \frac{E_{n,i} - E_{n,r}}{E_{n,i} - E_{n,w}} \quad (13)$$

式中下标 $n$ 表示法向分量。此外，切向动量适应系数 $\sigma_t$ 与切向能量适应系数 $\alpha_t$ 有如下关系：

$$\alpha_t = \sigma_t (2 - \sigma_t) \quad (14)$$

近年来，一些研究尝试使用 CLL 模型来推导新的气动系数解析模型，从而提高气动力系数的预测精度。例如，Walker 等应用 CLL 模型对 Schaaf-Chambre (S&C) 模型中阻力系数的解析解进行修正<sup>[77]</sup>。我们知道，S&C 模型中阻力系数的解析解是 $\sigma_n$ 和 $\sigma_t$ 的函数。在 CLL 模型中，切向动量适应系数 $\sigma_t$ 和切向能量适应系数 $\alpha_t$ 之间存在直接关系，如式(14)所示，但对于法向动量适应系数 $\sigma_n$ 和法向能量适应系数 $\alpha_n$ ，情况并非如此。因此，Walker 等通过灵敏度分析和最小二乘拟合方法得到了 $\sigma_n$ 与 $\alpha_n$ 的经验关系。然而，由于此经验关系缺乏数学基础，最佳拟合参数需要根据气体种类、壁面形状以及 $\alpha_n$ 的范围而不断调整，这限制了其应用范围<sup>[78]</sup>。目前，CLL 模型应用中的一个瓶颈问题是尚未推导出反射法向动量通量的解析表达式（尤其对 hypothermal 自由分子流情况），这阻碍了气动力系数的准确求解。为了解决这个问题，本文作者团队和合作者在 CLL 模型的基础上，采用严格的函数近似方法，推导出了自由分子流条件下反射法向动量通量的解析表达式，并基于此得到了平板和圆球气动系数的解析解。这一新的解析模型可以通过面元法推广到任意具有凸面几何形状的航天器，有望提高超低轨卫星阻力系数的预测精度<sup>[78]</sup>。

此外，作者团队通过对 MD 的计算结果分析发现，采用单一适应系数无法同时准确描述气体分子的散射动量和温度。为了能够准确描述气

体分子的散射情况,作者团队发展了一种具有独立的动量和温度适应系数的改进 CLL 模型,简称 mCLL 模型。通过统计反射分子的速度分布函数,结果表明,在壁面比较粗糙或气体分子入射动能与壁面动能有明显区别的情况下,mCLL 模型相较于 CLL 模型,更符合 MD 的数据。因此,mCLL 模型扩展了原始 CLL 模型的适用范围,预期可进一步提高超低轨卫星气动阻力的预测精度<sup>[67]</sup>。

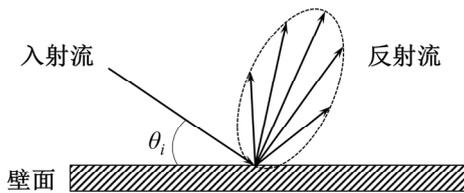


图 10 CLL模型示意图

Fig. 10 Schematic representation of CLL model

## 4 气动阻力计算分析与减阻构型设计

### 4.1 气动阻力计算分析

针对超低轨卫星气动阻力的计算分析,国内外学者开展了广泛的研究。目前,相关研究工作主要集中于不同影响因素下超低轨卫星的气动阻力特性的探讨。图11按照不同影响因素对超低轨卫星气动阻力特性的研究进行了归纳,下面将对具体的研究内容展开介绍。

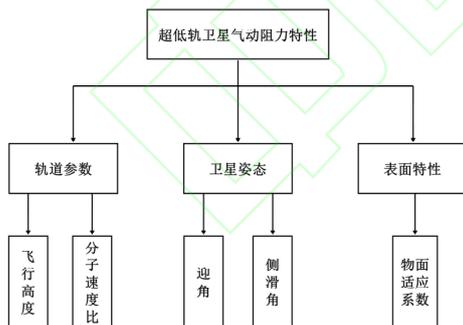


图 11 超低轨卫星气动阻力特性研究框架

Fig. 11 Research framework of aerodynamic drag characteristics of VLEO satellites

#### 4.1.1 气动阻力随飞行高度的变化特性

在航天工程的早期阶段,通常采用固定数值 2.2 作为超低轨卫星的阻力系数。然而,该结论在不同高度会引起较大的偏差。现在普遍认为超低

轨卫星的阻力系数并不是恒定的,而是随飞行高度的增加逐渐增大。例如, Moe 等从自由分子流理论出发,计算了轨道高度在 150 至 300 km 范围内的四颗不同紧凑形状超低轨道卫星的阻力系数,发现卫星的阻力系数随着高度增加逐渐增大<sup>[38]</sup>。本文作者团队采用 DSMC 方法计算了超低轨环境下平板、圆柱和圆球等简单几何外形的气动阻力,结果表明,随着飞行高度增加,简单外形的阻力系数均逐渐增大并趋于自由分子流理论给出的解析解<sup>[79]</sup>。李志辉等基于当地化快速算法计算分析了天宫飞行器 300 km 到 200 km 变轨飞行过程的气动阻力系数,发现阻力系数随飞行高度的变化幅度达到 5%~9%,证实长期在轨运行的大型航天器若采用统一固定的气动阻力系数,误差累积巨大<sup>[80]</sup>。靳旭红等以 GOCE 卫星为研究对象,使用 TPMC 方法计算并分析了飞行高度对卫星气动阻力的影响规律,研究表明,随着飞行高度增加,由于大气密度急剧降低,卫星阻力减小,阻力系数单调增大<sup>[81]</sup>。王晓亮等采用 DSMC 方法计算了不同飞行高度下典型超低轨卫星的阻力和阻力系数,结果表明,随着飞行高度增加,卫星的压差阻力与剪切阻力均减小,但阻力系数增大<sup>[82]</sup>。

对于超低轨卫星气动阻力随飞行高度的此种变化特性,我们可以根据阻力系数的定义式进行定性分析:随着飞行高度增加,大气密度急剧降低,导致卫星所受气动阻力减小,同时来流速度减小,由于气动阻力的减小速率要慢于来流动压的减小速率,从而导致卫星的阻力系数增大。

#### 4.1.2 气动阻力随分子速度比的变化特性

分子速度比与连续流中的马赫数相对应,是自由分子流中一个重要的无量纲参数,对超低轨卫星的气动阻力有着显著的影响。Koppenwallner 等以 GRACE、CHAMP 与 GOCE 卫星为研究对象,从自由分子流理论出发,结合 TPMC 计算,分析了分子速度比对卫星气动阻力的影响,并给出了一般细长体卫星阻力系数的解析表达式,研究表明,卫星的阻力系数均随着分子速度比的增加而逐渐减小<sup>[83]</sup>。在此基础上,靳旭红、胡凌云等基于 TPMC 方法计算了 GOCE 卫星在 250 km 高度阻力系数随分子速度比的变化曲线,结果

表明, 卫星的阻力系数随着分子速度比的增加呈指数型减小, 并渐进地趋于稳定<sup>[84, 85]</sup>。本文作者所在团队采用 DSMC 方法计算了超低轨环境下简单几何外形的气动阻力随分子速度比的变化规律, 发现随着分子速度比的增加, 平板、圆柱、圆球的阻力系数均逐渐减小并趋于极高热力学流动下阻力系数的极限值<sup>[79]</sup>。

通过式 (5) 和 (6) 可以说明此种变化规律: 随着分子速度比的增加, 超低轨卫星所受压力系数  $C_p$  与剪切应力系数  $C_\tau$  均逐渐减小, 导致卫星阻力系数减小, 随着分子速度比进一步增大, 卫星绕流趋于极高热力学流动, 相应地, 阻力系数趋于极高热力学流动下的极限值。此外, 随着飞行高度的增加, 来流分子速比逐渐减小, 而这导致卫星的阻力系数逐渐增大, 这也从另一个角度解释了为何随着飞行高度的增加, 卫星的阻力系数会逐渐增大。

#### 4.1.3 气动阻力随卫星姿态的变化特性

卫星的迎角与侧滑角等姿态参数对其气动阻力也有着重要的影响。March 等以 CHAMP、GRACE、GOCE、Swarm 卫星为研究对象, 使用 DSMC 方法计算了卫星的气动力系数随迎角与侧滑角的变化规律, 并将计算结果与面元法进行了比较, 结果表明, 不同迎角下卫星阻力系数存在明显的差异, 而不同侧滑角下卫星阻力系数的差异较小<sup>[86]</sup>。Alberto 等使用 DSMC 方法对其开展的气动离轨实验 (ADE) 立方体卫星进行了气动力计算分析, 定量研究了 185 km 轨道高度下 ADE 卫星在不同迎角与侧滑角下的气动力和力矩系数, 并将 DSMC 计算结果与自由分子流理论解进行了比较, 结果表明, ADE 卫星的阻力系数随迎角与侧滑角的增大逐渐减小, 当侧滑角与迎角等于 90 度时其阻力系数最小<sup>[87]</sup>。李志辉等计算分析了 300~200 km 不同高度变轨飞行过程中不同迎角与侧滑角及帆板平面与本体主轴不同夹角复杂构型下天宫飞行器的气动力特性, 研究表明, 不同迎角、侧滑角气动力系数存在较大差异; 同时, 太阳能电池翼围绕主体连接轴的旋转对天宫整器气动力特性也会产生较大影响<sup>[80]</sup>。郭晨林等分析阐述了典型超低轨卫星 GOCE 在 100~260 km 工作范围内随着俯仰角与偏航角变化

气动特性的变化趋势, 发现在发生姿态变化时的阻力系数变化显著, 其变化范围在 3.2~9.8, 并且在侧滑时的阻力系数与阻力变化明显高于俯仰时的情况<sup>[88]</sup>。

上述研究表明, 不同姿态参数下卫星的阻力系数存在显著的差异。对于不同外形的卫星, 卫星的姿态参数主要通过改变迎风面积来影响卫星的阻力系数。从减阻角度而言, 应该选择合适的迎角与侧滑角来减小卫星的迎风面积, 从而减小卫星所受气动阻力, 延长卫星的使用寿命。

#### 4.1.4 气动阻力随物面适应系数的变化特性

物面适应系数是决定超低轨卫星所受气动阻力的关键因素。黄飞等以 GOCE 卫星为研究对象, 采用 DSMC 方法对自由分子流区下卫星的气动特性进行了计算分析, 研究了 CLL 反射模型下不同物面适应系数对卫星阻力预测的定量差异, 研究表明, 随着物面适应系数的增加, 卫星的摩阻系数增大, 压阻系数减小, 总阻力先增加后减小<sup>[89]</sup>。靳旭红等使用 TPMC 方法计算了 Maxwell 模型下不同物面适应系数下 GOCE 卫星的气动阻力, 结果显示, 卫星的压阻系数随适应系数的增大逐渐减小, 而摩阻系数随适应系数的增大逐渐增大<sup>[84]</sup>。本文作者团队以一种简化的超低轨卫星模型为研究对象, 采用 DSMC 方法计算了物面适应系数对卫星阻力系数的影响规律, 研究表明, 卫星总阻力由来自迎风面的压差阻力与来自侧壁面的摩擦阻力组成, 随着物面适应系数的增加, 卫星压阻系数减小, 摩阻系数增大, 总阻力系数减小<sup>[79]</sup>。

我们可以从自由分子流与物面相互作用的特性来说明这一现象: 在适应系数较小时, 镜面反射气体分子比例较大, 气体分子撞击卫星表面按镜面反射射出没有切向动量损失, 因此摩擦阻力相对较小, 随着适应系数增大, 气体分子中镜面反射比例减小, 漫反射比例增加, 切向动量损失增大, 摩擦阻力相应增大。而对于压差阻力, 气体分子按镜面反射射出时的法向动量损失要比漫反射射出的大得多, 因此随着适应系数的增加, 漫反射气体分子比例增加, 法向动量损失减小, 压差阻力相应减小, 而摩擦阻力与压差阻力所占的主导地位决定了叠加后卫星总阻力的变化情况。

## 4.2 减阻构型设计

在超低轨道环境下，大气阻力是决定卫星寿命的关键因素，减阻构型设计成为超低轨卫星设计的关键技术之一。在超低轨卫星气动阻力计算分析的基础上，国内外众多学者针对卫星的减阻构型设计进行了广泛的分析。

### 4.2.1 增大长细比

对于超低轨卫星，气动阻力主要来源为迎风面阻力，所以在超低轨卫星的设计中，为了减小迎风面阻力，一般采用细长体构型，但是这种构型下卫星侧面积较大，侧面引起的气动阻力对卫星影响显著，不可忽略，应计算到总阻力内。

长细比一般被定义为卫星的纵向长度与横向长度之比，当卫星的总体积不变时，长细比的增加会减小卫星的迎风面积，从而减小迎风面阻力。但是，长细比过大使得卫星侧面积增大，会带来相当大的侧面阻力。研究表明，随着长细比的增加，卫星迎风面阻力减小，侧面阻力增大，卫星的气动阻力先减小后增大。因此，存在一个使卫星气动阻力最小的最佳长细比。日本学者 Fujita 等以正棱柱卫星为例，推导出了使正棱柱卫星气动阻力最小的最佳长细比为  $\varepsilon = C_{D1}/2C_{D2}$ ，其中长细比  $\varepsilon$  定义为正棱柱卫星的长与宽之比， $C_{D1}$  为卫星迎风面阻力系数， $C_{D2}$  为卫星侧面阻力系数<sup>[90]</sup>。Yu 等以圆柱形卫星为研究对象，将其长细比定义为圆柱长度  $l$  与直径  $d$  之比，同样推导出了卫星气动阻力最小时对应的最佳长细比为  $l/d=C_{D1}/2C_{D2}$ <sup>[91]</sup>。周伟勇等基于圆柱形卫星最佳长细比的分析，进一步推导出了不同截面形状卫星的最佳长细比为  $l/d=C_{D1}/2C_{D2}$ ，其中  $d$  定义为星体的内切圆直径<sup>[92]</sup>。本文作者团队以正棱柱卫星为例，基于自由分子流理论扩展了上述最佳长细比公式，使得在已知各轨道高度来流分子速度比的情况下，能够直接计算出相应高度下正棱柱卫星的最佳长细比。此外，考虑到稀薄气体效应，我们提出了一个修正的模型，以更好地预测不同轨道高度下正棱柱卫星的最佳长细比。研究表明，随着轨道高度增加，卫星的最佳长细比逐渐减小<sup>[79]</sup>。

由以上分析可知，对于不同形状的卫星，在体积不变的情况下，理论上均存在一个最佳长细

比  $\varepsilon = C_{D1}/2C_{D2}$  使卫星气动阻力最小。对于超低轨卫星而言，如果其长细比超过最佳值，通过减小长细比可以有效降低气动阻力。在实际工程应用中，超低轨卫星的长细比往往远小于最佳值。因此，在确保不影响内部载荷体积的前提下，增大卫星的长细比可以有效地降低卫星的迎风面阻力，进而减小总阻力。

### 4.2.2 外形优化

在卫星长细比受限的情况下，通过外形优化进一步减小气动阻力至关重要。目前，超低轨道卫星减阻构型设计主要着眼于卫星的外形优化，包括卫星头部形状优化与头部、尾部形状组合优化两种主流减阻方案。国际上有关超低轨道卫星外形优化的最新研究进展总结如表2所示。

表 2 超低轨道卫星外形优化文献概览  
Table 2 Overview of the available literature in the field of shape optimization for VLEO satellites

	Jac <sup>[93]</sup>	Walsh <sup>[94]</sup>	Yu <sup>[91]</sup>	Walsh <sup>[95]</sup>	Hild <sup>[96]</sup>
头部形状优化	✓	✓	✓	✓	✓
尾部形状优化		✓		✓	✓
固定体积					✓
轨道高度/km	200, 300	250	200	200	350
年份	2014	2017	2020	2021	2022

其中，Jac 与 Yu 等通过头部形状优化对卫星进行减阻设计。Jac 等针对具有圆柱面头部的长方体卫星构型，在圆柱前增加一个楔形，如图 12 (a) 所示。通过改变楔形长度与反射类型，寻找阻力最小的卫星最优构型，如图 12 (b) 所示，研究发现，当卫星表面为完全漫反射时，无论楔形长度如何，阻力都保持不变。当卫星表面为完全镜面反射时，阻力随着楔形长度的增加而显著降低<sup>[93]</sup>。

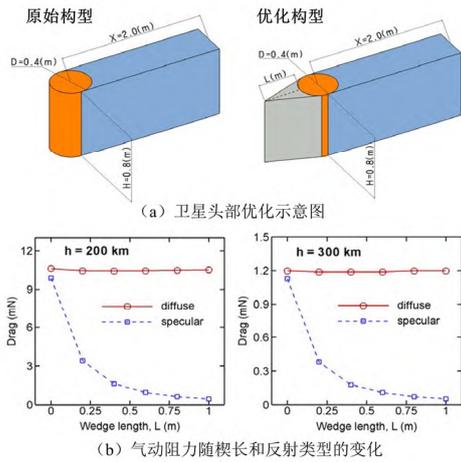


图 12 卫星头部形状优化示例<sup>[93]</sup>

Fig. 12 An example of satellite head shape optimization<sup>[93]</sup>

Yu 等针对细长圆柱体的卫星构型，将圆柱体前五分之一部分设置为卫星头部，通过计算图 13 所示的不同头部形状下卫星的气动阻力，从而得到最优构型。研究发现，锥形头部构型 IV 的气动阻力最小，减阻效果达 16.92%<sup>[91]</sup>。

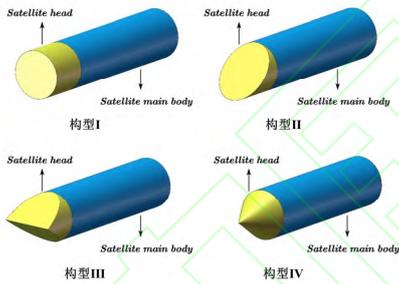


图 13 圆柱体卫星头部形状优化构型<sup>[91]</sup>

Fig. 13 Schematic diagram of cylindrical satellite head shape optimization<sup>[91]</sup>

Walsh 与 Hild 等则通过卫星头部与尾部形状的组合优化对卫星进行减阻设计。Walsh 等基于 Panel 与 DSMC 方法生成的径向基函数代理模型对超低轨卫星进行外形优化，通过分别固定卫星头部与尾部形状，计算不同外形参数下卫星的气动阻力，得到不同体积下卫星头部、尾部与头尾组合的最佳构型<sup>[95]</sup>。图 14 展示了在最小化卫星阻力同时最大化内部体积的条件下，不同长细比的卫星所对应的帕累托最优前沿。研究表明，大长细比的卫星具有更为显著的减阻潜力。一方面，长细比较大的卫星能够实现更程度的气动减阻。以 1:6 长细比的卫星为例，通过头部和尾部

形状的组合优化，其最大减阻效果达 34.6%。相比之下，1:2 长细比的卫星在优化后仅能实现 21.2% 的减阻效果。另一方面，卫星的长细比越大，在由于体积损失而产生净损失之前可实现的减阻程度越大。由于外形优化在减阻的同时造成了卫星内部体积的损失，如果假设燃油质量的减少导致燃油系统体积同等比例的减少，那么图 14 中对角线虚线右下方的区域在优化后将获得净收益，而左上方的区域在优化后会产生净损失。基于上述假设，长细比为 1:6 的卫星可以在产生潜在净损失之前实现 27% 的减阻效果，相比之下，长细比为 1:2 的卫星只能实现 13% 的减阻效果<sup>[95]</sup>。

长细比为 1:2 和 1:6 的卫星在帕累托最优前沿不同点的最佳构型如图 15 所示。可以看出，对于长细比为 1:2 的卫星，其最佳构型由头部外形主导；而对于长细比为 1:6 的卫星，其最佳构型中头部和尾部在整体几何外形中所占的比例几乎相等。这表明对于长细比较小的卫星，尾部形状优化可实现的减阻效果甚微，而对于长细比较大的卫星，通过尾部形状优化可实现较大的减阻效果<sup>[95]</sup>。

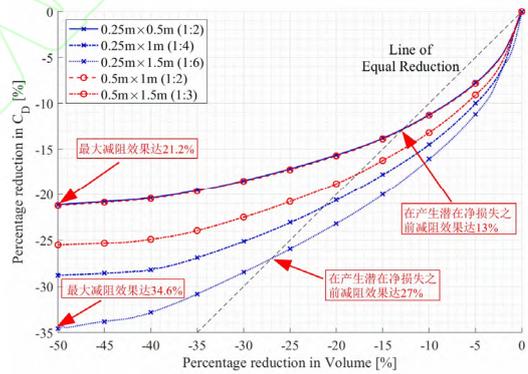


图 14 不同长细比卫星对应的帕累托最优前沿示意图<sup>[95]</sup>

Fig. 14 Graph showing the Pareto-optimal fronts for the different aspect ratio satellites<sup>[95]</sup>

1:2 Shape				1:6 Shape					
Shape	Volume [m <sup>3</sup> ]	Volume [%]	C <sub>D</sub> [-]	C <sub>D</sub> [%]	Shape	Volume [m <sup>3</sup> ]	C <sub>D</sub> [-]	C <sub>D</sub> [%]	
	0.50	0	2.446	0		0.38	0	2.954	0
	0.45	10	2.168	11.4		0.34	10	2.480	16.0
	0.40	20	2.060	15.8		0.30	20	2.269	23.2
	0.35	30	1.992	18.6		0.26	30	2.114	28.4
	0.30	40	1.945	20.5		0.23	40	1.985	32.8
	0.25	50	1.926	21.2		0.19	50	1.933	34.6

图 15 长细比为 1:2 和 1:6 的卫星在帕累托最优前沿不同点的最佳构型<sup>[95]</sup>

Fig. 15 Optimal profiles at varying points along the Pareto-optimal fronts for 1:2 profiles and 1:6 profiles<sup>[95]</sup>

Hild 等取图16 (a) 所示简化的 GOCE 卫星为参考体, 在限制卫星体积不变的条件下, 通过数值模拟进行优化, 得到了气动阻力最小时对应的最佳二维卫星轮廓。随后, 将二维轮廓扩展成三维实体并计算分析了卫星的阻力及寿命。最终, 研究得到了三种不同适应系数下对应的最佳卫星构型, 如图16 (b) (c) (d) 所示。其中, 图16 (b) 为适应系数取0.95时对应的最佳构型, 在所选的350km高度工况下, 可实现13%的减阻效果。图16 (c) 为适应系数取0.8时对应的最佳构型, 可实现24.2%的减阻效果。图16 (d) 为适应系数取0.65时对应的最佳构型, 其减阻效果达46.3%<sup>[96]</sup>。

值得注意的是, 在三种最佳构型下, 卫星的尾部长度的占机身总长度的25%。这是因为在限制卫星体积不变的情况下, 过长的尾部会增加气动阻力, 而当尾部长度占机身总长度25%时, 能够获得最佳的减阻效果。总的来说, Hild等的研究表明, 即使限制卫星体积不变, 也可以通过外形优化实现较大幅度的气动减阻<sup>[96]</sup>。

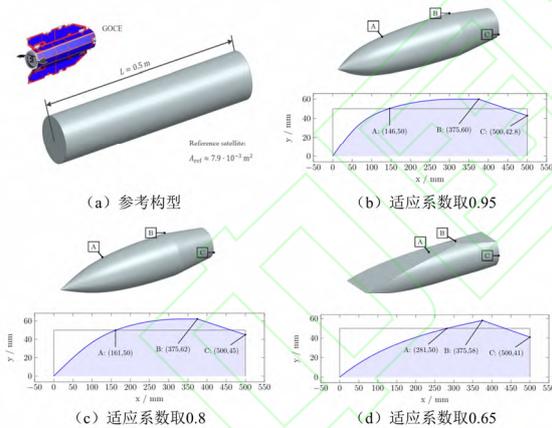


图 16 不同表面适应系数对应的最佳卫星构型<sup>[96]</sup>

Fig. 16 The optimal satellite configurations for the different surface accommodation coefficients<sup>[96]</sup>

此外, 国内许多学者也针对超低轨卫星的外形优化进行了广泛的研究。胡鑫等参考 GOCE 卫星的外形, 对截面为四、六、八边形及圆形的细长体卫星进行阻力分析, 并在此基础上改变构型, 使得细长体卫星前端呈锥形, 并分析锥面锥角变化对阻力的影响, 求出阻力最小时对应的最佳锥角值, 最后结合卫星构型改变对卫星体积的影响, 进一步比较优化得到阻力最小的最优构型<sup>[97]</sup>。王晓亮等计算分析了太阳能板和凹坑对超低

轨道卫星阻力特性的影响, 发现太阳能板后掠外形和前后两排较一排布置会减小阻力, 而在星体上开腔对阻力几乎无影响<sup>[82]</sup>。靳旭红等针对小迎角超低轨道卫星, 提出通孔的存在可以减小压阻分量进而减小总阻力, 并且攻角越接近0度, 阻力减小比例越大<sup>[98]</sup>。

在超低轨卫星的外形优化减阻方面, 目前的研究表明, 大长细比的卫星具有更显著的减阻潜力。因此, 在实际工程应用中, 选择长细比较大的卫星进行外形优化能够获得更显著的减阻效果。此外, 相同体积下, 尾部形状优化的减阻效果约为头部形状优化的一半, 实际工程应用更倾向于对卫星的头部进行外形优化。然而, 卫星外形优化相应改变了卫星的体积, 使得优化结果很难与初始情况进行定量比较, 需综合考虑体积损失与阻力减小两个因素的影响, 以最小化阻力同时最大化卫星的内部体积, 而这涉及多目标优化的问题; 若限制卫星的体积保持不变, 虽然有利于结果的定量比较, 但由于涉及更多的限制因素, 这也增加了优化设计的难度。

#### 4.2.3 侧面光滑

物面适应系数反映了材料的表面特性, 普通材料的适应系数在0.5~1之间, 一般来说, 适应系数越低, 材料表面越光滑。由5.1.4节的分析可知, 物面适应系数对超低轨卫星的气动阻力有着显著的影响, 众多学者基于此种表面特性进行了深入的研究。周伟勇等分析了迎角分别为10度和75度时单位平面上气动力随适应系数的变化规律, 研究表明, 迎角为10度时, 随着适应系数增大, 气动阻力升高; 迎角为75度时, 随着适应系数增大, 气动阻力降低<sup>[92]</sup>。Yu 等发现存在一个临界迎角使得平板阻力不随适应系数而变化, 进一步分析了迎角分别为30度和60度时平板气动阻力随适应系数的变化规律, 结果表明, 当迎角为30度 (小于临界迎角) 时, 阻力系数随着适应系数的增大而增大; 当迎角为60度 (大于临界迎角) 时, 阻力系数随着适应系数的增大而减小<sup>[91]</sup>。沈清等分析了单位面积平板在不同飞行高度、不同物面适应系数下阻力随迎角的变化, 研究发现, 阻力随物面适应系数的变化在50度迎角附近出现反向, 即迎角在0度~50度时, 物面适应系数增大, 阻力

增加, 而迎角在50度~90度时, 物面适应系数增大, 阻力降低<sup>[79]</sup>。本文作者团队分析了不同适应系数下平板阻力系数随迎角的变化规律, 并基于自由分子流理论给出了解释: 将平板阻力系数的解析式 $C_D$ 对适应系数 $\sigma$ 求偏导, 可得在大迎角时,  $(\partial C_D)/\partial \sigma < 0$ , 因此阻力系数随适应系数增加而减小; 在小迎角时,  $(\partial C_D)/\partial \sigma > 0$ , 因此阻力系数随适应系数增加而增大。显然, 存在一个临界迎角, 此迎角下 $(\partial C_D)/\partial \sigma = 0$ , 平板的阻力系数不再随适应系数的变化而变化, 为一个固定值。进一步分析了平板的临界迎角随飞行高度的变化规律, 发现临界迎角随飞行高度的增加逐渐增大, 但增长幅度较小<sup>[79]</sup>。

上述研究表明, 大迎角下(大于临界迎角), 随着适应系数增加, 平板的气动阻力减小。小迎角下(小于临界迎角), 随着适应系数增加, 平板的气动阻力增大。因此, 在超低轨卫星减阻设计中, 对于卫星主体、侧翼迎风面这样与来流速度垂直的正迎风面(大迎角), 应选取适应系数较大的材料; 对于卫星侧壁这样与来流速度平行的表面(小迎角), 进行光滑处理, 以减小适应系数从而减小侧面阻力。

为了验证侧面光滑减阻策略的有效性, 本文作者团队以图17所示的超低轨卫星为研究对象, 分别对卫星进行侧面光滑处理与整体光滑处理, 其中, 原型中卫星表面适应系数均取为1, 侧面光滑处理中将卫星主体、侧翼迎风面适应系数取1, 卫星侧壁采取光滑处理, 适应系数取0.3; 整体光滑处理中将卫星表面适应系数均取为0.3。选取170~300 km高度范围内9个典型工况, 分析减阻处理前后卫星的阻力系数的变化情况, 如图18所示。可以看出, 在不同轨道高度下, 侧面光滑处理后卫星的阻力系数均最小, 减阻效果显著, 而整体光滑处理后卫星的阻力系数增大<sup>[79]</sup>。

基于表面特性对卫星气动阻力影响的分析, 未来超低轨卫星减阻设计的一个关键方向是深入研究不同材料在超低轨环境中的适应系数, 并选择物面适应系数较小材料。

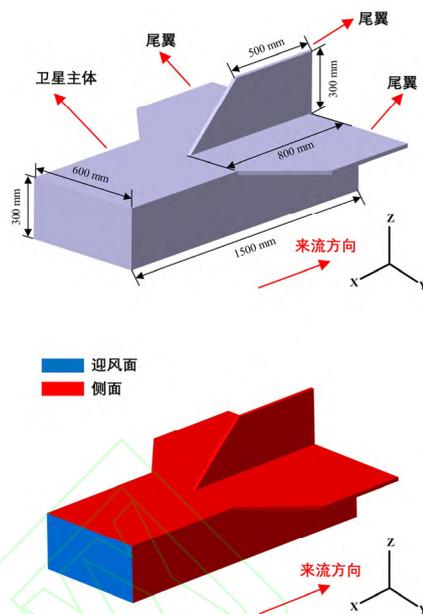


图 17 简化的超低轨道卫星示意图<sup>[79]</sup>

Fig. 17 A simplified geometry of a VLEO satellite<sup>[79]</sup>

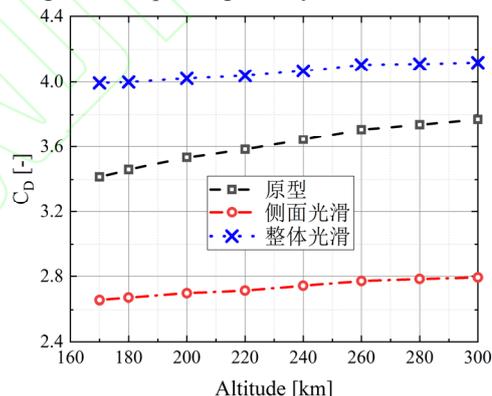


图 18 不同轨道高度下光滑处理后卫星阻力系数<sup>[79]</sup>

Fig. 18 Aerodynamic drag coefficients of VLEO satellite with surface smoothing at different orbital altitudes<sup>[79]</sup>

#### 4.2.4 一种耦合几何构型与表面特性的减阻策略

基于上述减阻理论的分析, 本文作者所在团队提出了一种耦合几何构型与表面特性的超低轨道卫星气动减阻方案。该方法通过耦合几何构型中的增大长细比和表面特性中的侧面光滑两种气动减阻策略, 以降低卫星的气动阻力。

选取具有典型长细比 $\epsilon=1$ 和 $\epsilon=8$ 的正棱柱卫星, 对应用耦合增大长细比与侧面光滑减阻策略后卫星的气动阻力进行了定量分析, 具体结果如图19所示。可以看出, 当长细比 $\epsilon=1$ 时, 应用侧面光滑的卫星气动阻力从55.38 mN减小到51.86 mN,

减阻效果达6.4%；当长细比 $\varepsilon=8$ 时，应用侧面光滑的卫星气动阻力从22.65 mN减小到15.6 mN，减阻效果达31.1%。因此，增加长细比使得侧面光滑所引起的减阻效果增大。同时，对于未应用侧面光滑的卫星，增大长细比，卫星气动阻力从55.38 mN减小到22.65 mN，减阻效果达59.1%；而对于应用侧面光滑的卫星，增大长细比，卫星气动阻力从51.86 mN减小到15.6 mN，减阻效果达69.9%。因此，侧面光滑使得增加长细比所引起的减阻效果增大。

以上研究表明，两种减阻策略的减阻效果相互促进，彼此增强，其耦合所产生的协同作用实现了更程度的气动减阻效果，可以有效延长超低轨道卫星的使用寿命<sup>[79]</sup>。

注： $\sigma$ 为表面适应系数  
下标1, 2分别代表迎风面与侧面

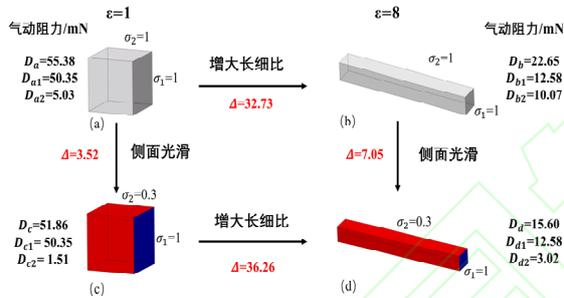


图 19 应用增大长细比与侧面光滑减阻两种策略的正棱柱卫星的气动阻力<sup>[79]</sup>

Fig. 19 Aerodynamic drag of the satellite with a square prism form applying two drag reduction strategies<sup>[79]</sup>

## 5 总结与展望

超低地球轨道卫星具有广阔的应用前景，随着空间技术的快速发展，超低轨道卫星将逐渐走向实际工程应用，并在对地观测、超高宽带通信、导航增强与星群打击等领域发挥重要作用。在超低轨道环境下，大气分子与卫星表面之间碰撞所引起的大气阻力不可忽略，成为影响卫星姿态控制、轨道预测和使用寿命的关键因素。因此，超低轨道卫星气动阻力的计算分析与减阻设计成为其可持续运行的重要基础。超低轨道环境下的气体流动通常被描述为自由分子流，目前，自由分子流区下卫星气动阻力的求解通常依赖于TPMC、DSMC等粒子模拟方法。而高层大气环境数据的可靠性和GSI模型的准确性对气动阻力的精确求解至关重要。为进一步提高超低轨卫

星气动阻力的预测精度，延长其在轨使用寿命，除了本文正文的讨论内容外，该领域未来需重点关注以下几个关键问题：

### 1) 完善的 GSI 模型

阻力系数的预测精度很大程度上依赖于 GSI 模型的准确性。气固相互作用的复杂性取决于入射粒子的性质(质量、速度、角度、温度)和表面特征(粗糙度、污染、成分和形态)。为了提高气动阻力的预测精度，未来需要通过实验、数值和理论方法对适应系数进行更系统的研究，从而提出一个适用于不同材料表面和不同气体种类的 GSI 模型，更准确地定量描述分子散射行为。基于这种更完善的 GSI 模型，进一步研究超低轨道卫星的气动阻力将是有益的。

### 2) 新型材料

在超低轨道环境下，高活性原子氧(Atomic Oxygen, AO)会对卫星外表面的材料造成破坏和腐蚀，降低其空气动力学性能。除了这种侵蚀性损伤，原子氧还会吸附到卫星外表面造成表面污染，影响表面适应系数，从而引起卫星阻力系数预测的不确定性。此外，目前超低轨卫星的设计并未考虑特定材料的适应系数。研究表明，具有镜面反射特性(适应系数较小)的材料可实现来流与卫星表面的动量交换集中于表面法线方向，从而有效减少气动阻力。因此，对新型材料的研究旨在确定既能够抵抗原子氧侵蚀又能减小气动阻力的材料。新型材料的研究与应用可以有效改善卫星空气动力学特性，延长卫星的使用寿命，具有广阔的发展前景。

### 3) 吸气式电推进

为了有效对抗大气阻力，推进系统的改进将是关键。稀薄大气是产生阻力的来源，也可以作为推进剂产生推力克服阻力。吸气式电推进(Atmosphere-Breathing Electric Propulsion, ABEP)技术与化学推进和常规的电推进不同，它以太阳能电池提供能源，通过收集超低轨道环境中的氧气和氮气作为工质来源，利用其产生推力，作为维持卫星轨道的动力，使卫星无需携带工质即可在超低轨道逗留与机动。ABEP技术摆脱了现有超低轨道卫星飞行任务对推进剂供给的依赖，有望解决超低轨卫星的长期在轨运行问题。

## 参 考 文 献

- [1] ASLANOV V S. Chaotic attitude dynamics of a LEO satellite with flexible panels [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 180: 538-44.
- [2] 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: 475-91.
- [3] MCCREARY L. A satellite mission concept for high drag environments [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 972-89.
- [4] LLOP J V, ROBERTS P, HAO Z, et al. Very low earth orbit mission concepts for earth observation: Benefits and challenges; proceedings of the Reinventing Space Conference, F, 2014 [C].
- [5] LIVADIOTTI S, CRISP N H, ROBERTS P C E, et al. A review of gas-surface interaction models for orbital aerodynamics applications [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 119.
- [6] HAIGH S, LYONS R, OIKO V, et al. Discoverer-Radical redesign of earth observation satellites for sustained operation at significantly lower altitudes; proceedings of the Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, F, 2017 [C]. Discoverer Publications.
- [7] ZHANG S, YANG J, LI C, et al. Mechanism of capture section affecting an intake for atmosphere-breathing electric propulsion [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023.
- [8] ROBERTS P C, CRISP N H, ROMANO F, et al. Discoverer-Making commercial satellite operations in very low earth orbit a reality; proceedings of the Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, F, 2019 [C]. IAF.
- [9] CRISP N H, ROBERTS P C, LIVADIOTTI S, et al. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 117: 100619.
- [10] HU Y, LU Z, LING K, et al. Multiplexed MPC attitude control of a moving mass satellite using dual-rate piecewise affine model [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 128: 107778.
- [11] ROBERTS P C E, CRISP N H, OIKO, V. T. A. E, et al. DISCOVERER – Making Commercial Satellite Operations in Very Low Earth Orbit a Reality [J]. 70th International Astronautical Congress [IAC-19,C2,6,1x50774] International Astronautical Federation, IAF, 2019.
- [12] SHAO A, WERTZ J R, KOLTZ E A. Quantifying the Cost Reduction Potential for Earth Observation Satellites [M]. *Proceedings of the 12th Reinventing Space Conference*. 2017: 199-210.
- [13] 魏德宾, 操昱, 杨力, 等. 一种基于时空等级的 LEO 卫星网络路由策略 [J]. *航空学报*, 2023, 44(16): 327994.
- WEI D B, CAO Y, YANG L, et al. A routing strategy for LEO satellite network based on space-time-level [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(16): 327994 (in Chinese).
- [14] WOOD M, CHEN W-H. Attitude control of magnetically actuated satellites with an uneven inertia distribution [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 25(1): 29-39.
- [15] 何慧东. 日本“超低轨道技术试验卫星”任务及应用 [J]. *国际太空*, 2018, (09): 50-3.
- HE H D. Japan's super low altitude test satellite mission and application [J]. *Space International*, 2018, (09): 50-3 (in Chinese).
- [16] CRISP N H, ROBERTS P C E, LIVADIOTTI S, et al. In-orbit aerodynamic coefficient measurements using SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research) [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 180: 85-99.
- [17] OLIVEIRA D M, ZESTA E, MEHTA P M, et al. The Current State and Future Directions of Modeling Thermosphere Density Enhancements During Extreme Magnetic Storms [J]. *Frontiers in Astronomy and Space Sciences*, 2021, 8.
- [18] 雷亚珂, 张楠, 高铭阳, 等. SLATS 超低轨卫星飞行任务及启示 [C]. 第八届中国 (国际) 商业航天高峰论坛, 2022: 16-22.
- LEI Y K, ZHANG N, GAO M Y, et al. Very low Earth orbit satellite SLATS mission and its inspiration [C]. *Proceedings of the 8th China (International) commercial space forum*, 2022: 16-22 (in Chinese).
- [19] 王娟. “长二丁”一箭三星成功发射世界首颗量子科学实验卫星 [J]. *中国航天*, 2016, No.461(09): 13.

- WANG J. "Changdering" has successfully launched the world's first quantum science experiment satellite with three stars [J]. *China Aerospace*, 2016, No.461(09): 13 (in Chinese).
- [20] FEARN D G. Economical remote sensing from a low altitude with continuous drag compensation [J]. *Acta Astronautica*, 2005, 56(5): 555-72.
- [21] ROMANO F, ESPINOSA-OROZCO J, PFEIFFER M, et al. Intake design for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion System (ABEP) [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 187: 225-35.
- [22] HE C, YANG Y, CARTER B, et al. Review and comparison of empirical thermospheric mass density models [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 103: 31-51.
- [23] CALABIA A, JIN S. Assessment of conservative force models from GRACE accelerometers and precise orbit determination [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 49: 80-7.
- [24] AVANZINI G, DE ANGELIS E L, GIULIETTI F. Two-timescale magnetic attitude control of Low-Earth-Orbit spacecraft [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 116: 106884.
- [25] WANG E, QIU S, LIU M, et al. Event-triggered adaptive terminal sliding mode tracking control for drag-free spacecraft inner-formation with full state constraints [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 124: 107524.
- [26] GUILHERME M S, LEITE FILHO W C, THEIL S. Strategies for in-orbit calibration of drag-free control systems [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(5): 365-75.
- [27] JIN X, HUANG F, CHENG X, et al. Monte Carlo simulation for aerodynamic coefficients of satellites in Low-Earth Orbit [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 160: 222-9.
- [28] MOSTAZA PRIETO D, GRAZIANO B P, ROBERTS P C E. Spacecraft drag modelling [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, 64: 56-65.
- [29] LI Z-H, PENG A-P, MA Q, et al. Gas-kinetic unified algorithm for computable modeling of Boltzmann equation and application to aerothermodynamics for falling disintegration of uncontrolled Tiangong-No. 1 spacecraft [J]. *Advances in Aerodynamics*, 2019, 1(1): 1-21.
- [30] QU Q, XU M, LUO T. Design concept for In-Drag Sail with individually controllable elements [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 89: 382-91.
- [31] VALLADO D A, FINKLEMAN D. A critical assessment of satellite drag and atmospheric density modeling [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 95: 141-65.
- [32] ANDREUSSI T, FERRATO E, GIANNETTI V. A review of air-breathing electric propulsion: from mission studies to technology verification [J]. *Journal of Electric Propulsion*, 2022, 1(1).
- [33] MARCOS F, BURKE W, LAI S. Thermospheric space weather modeling; proceedings of the 38th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference In conjunction with the 16th International Conference on MHD Energy Conversion, F, 2007 [C].
- [34] MARCOS F, BOWMAN B, SHEEHAN R. Accuracy of Earth's thermospheric neutral density models; proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, F, 2006 [C].
- [35] DOORNBOS E, KLINKRAD H. Modelling of space weather effects on satellite drag [J]. *Advances in Space Research*, 2006, 37(6): 1229-39.
- [36] MOE K, MOE M M. Gas-Surface Interactions in Low-Earth Orbit [Z]. 2011: 1313-8.10.1063/1.3562825
- [37] COOK G. Satellite drag coefficients [J]. *Planetary and Space Science*, 1965, 13(10): 929-46.
- [38] MOE K, MOE M M. Gas-surface interactions and satellite drag coefficients [J]. *Planetary and Space Science*, 2005, 53(8): 793-801.
- [39] MOSTAZA-PRIETO D. Characterisation and Applications of Aerodynamic Torques on Satellites [D]; The University of Manchester (United Kingdom), 2017.
- [40] LLOP J V. Spacecraft flight in the atmosphere [D]; Cranfield University, 2014.
- [41] STORCH J. Aerodynamic disturbances on spacecraft in free-molecular flow [R]: Aerospace corp el segundo ca vehicle systems div, 2002.
- [42] BIRD G A. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows* [J]. Oxford University Press, 1994.

- [43] ZHENG P, WU J, ZHANG Y, et al. An atmosphere-breathing propulsion system using inductively coupled plasma source [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(5): 223-38.
- [44] TISAEV M, FERRATO E, GIANNETTI V, et al. Air-breathing electric propulsion: Flight envelope identification and development of control for long-term orbital stability [J]. *Acta Astronautica*, 2022, 191: 374-93.
- [45] SENTMAN L H. Comparison of the exact and approximate methods for predicting free molecule aerodynamic coefficients [Z]. *Am. Rocket Soc. J.*, 1961: 1576-9
- [46] SENTMAN L H. Free molecule flow theory and its application to the determination of aerodynamic forces [R]: LOCKHEED MISSILES AND SPACE CO INC SUNNYVALE CA, 1961.
- [47] CHAMBRE P A, SCHAAF S A. *Flow of rarefied gases* [M]. Princeton University Press, 2017.
- [48] 沈青. 稀薄气体动力学 [M]. 国防工业出版社, 2003: 148-50.  
SHEN Q. *Rarefied gas dynamics* [M]. National Defense Industry Press, 2003: 148-50 (in Chinese).
- [49] FULLER J D, TOLSON R H. Improved method for the estimation of spacecraft free-molecular aerodynamic properties [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(5): 938-48.
- [50] FULLER J, TOLSON R. Program for the Estimation of Spacecraft Aerodynamic Properties; proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, F, 2009 [C].
- [51] REGAN F J. *Dynamics of atmospheric re-entry* [M]. AIAA, 1993.
- [52] GRAZIANO B P. Computational modelling of aerodynamic disturbances on spacecraft within a concurrent engineering framework [D]; Cranfield University, 2007.
- [53] DAVIS D. Monte Carlo calculation of molecular flow rates through a cylindrical elbow and pipes of other shapes [J]. *Journal of Applied Physics*, 1960, 31(7): 1169-76.
- [54] TUER T W, SPRINGER G S. A test particle Monte Carlo method [J]. *Computers & Fluids*, 1973, 1(4): 399-417.
- [55] 靳旭红, 黄飞, 程晓丽, 等. 超低轨航天器气动特性快速预测的试验粒子 Monte Carlo 方法 [J]. *航空学报*, 2017, 38(05): 120625.  
JIN X H, HUANG F, CHENG X L, et al. Test particle Monte Carlo method for rapid prediction of aerodynamic properties of spacecraft in lower LEO [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(05): 120625 (in Chinese).
- [56] BIRD G A. Monte Carlo simulation of gas flows [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1978, 10(1): 11-31.
- [57] BIRD G A. *Molecular gas dynamics* [J]. NASA STI/Recon Technical Report A, 1976, 76: 40225.
- [58] BIRD G. Forty years of DSMC, and now?; proceedings of the AIP Conference Proceedings, F, 2001 [C]. American Institute of Physics.
- [59] PLIMPTON S, MOORE S, BORNER A, et al. Direct simulation Monte Carlo on petaflop supercomputers and beyond [J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(8): 086101.
- [60] PALHARINI R C. Atmospheric reentry modelling using an open-source DSMC code [J]. 2014.
- [61] 黄飞, 沈清, 程晓丽, 等. 一种 DSMC 分子仿真下的权因子预定义方法 [J]. *航空学报*, 2014, 35(08): 2174-81.  
HUANG F, SHEN Q, CHENG X L, et al. A new predefined method of particle weight in DSMC molecular simulation [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(08): 2174-81 (in Chinese).
- [62] MUNGIGUERRA S, ZUPPARDI G, SAVINO R. Rarefied aerodynamics of a deployable re-entry capsule [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 69: 395-403.
- [63] VOTTA R, SCHETTINO A, BONFIGLIOLI A. Hypersonic high altitude aerothermodynamics of a space re-entry vehicle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 25(1): 253-65.
- [64] ANDREWS S, BERTHOUD L. Characterising satellite aerodynamics in Very Low Earth Orbit inclusive of ion thruster plume-thermosphere/ionosphere interactions [J]. *Acta Astronautica*, 2020, 170: 386-96.
- [65] MA Q, YANG C, BRUNO D, et al. Molecular simulation

- of Rayleigh-Brillouin scattering in binary gas mixtures and extraction of the rotational relaxation numbers [J]. *Physical Review E*, 2021, 104(3): 035109.
- [66] LIU W, ZHANG J, JIANG Y, et al. DSMC study of hypersonic rarefied flow using the Cercignani-Lampis-Lord model and a molecular-dynamics-based scattering database [J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(7).
- [67] DENG J, ZHANG J, LIANG T, et al. A modified Cercignani-Lampis model with independent momentum and thermal accommodation coefficients for gas molecules scattering on surfaces [J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34(10).
- [68] ANDRIC N, JENNY P. Molecular dynamics investigation of energy transfer during gas-surface collisions [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(7): 077104.
- [69] REINHOLD J, VELTZKE T, WELLS B, et al. Molecular dynamics simulations on scattering of single Ar, N<sub>2</sub>, and CO<sub>2</sub> molecules on realistic surfaces [J]. *Computers & Fluids*, 2014, 97: 31-9.
- [70] KNUDSEN M. Die molekulare Wärmeleitung der Gase und der Akkommodationskoeffizient [J]. *Annalen der Physik*, 1911, 339(4): 593-656.
- [71] MAXWELL J C. VII. On stresses in rarified gases arising from inequalities of temperature [J]. *Philosophical Transactions of the royal society of London*, 1879, (170): 231-56.
- [72] ZHANG J, LUAN P, DENG J, et al. Theoretical derivation of slip boundary conditions for single-species gas and binary gas mixture [J]. *Physical Review E*, 2021, 104(5): 055103.
- [73] CERCIGNANI C, LAMPIS M. Kinetic models for gas-surface interactions [J]. *Transport theory and statistical physics*, 1971, 1(2): 101-14.
- [74] LORD R. Some further extensions of the Cercignani-Lampis gas-surface interaction model [J]. *Physics of Fluids*, 1995, 7(5): 1159-61.
- [75] LORD R. Application of the Cercignani-Lampis scattering kernel to direct simulation Monte Carlo calculations; proceedings of the Rarefied Gas Dynamics: 17th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, 1989, F, 1989 [C].
- [76] LORD R. Some extensions to the Cercignani-Lampis gas-surface scattering kernel [J]. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1991, 3(4): 706-10.
- [77] WALKER A, MEHTA P, KOLLER J. Drag coefficient model using the Cercignani-Lampis-Lord gas-surface interaction model [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(5): 1544-63.
- [78] LIANG T, NIE K, LI Q, et al. Advanced analytical model for orbital aerodynamic prediction in LEO [J]. *Advances in Space Research*, 2023, 71(1): 507-24.
- [79] JIANG Y, ZHANG J, TIAN P, et al. Aerodynamic drag analysis and reduction strategy for satellites in Very Low Earth Orbit [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 132.
- [80] 李志辉, 吴俊林, 彭傲平, 等. 天宫飞行器低轨控空气动力特性一体化建模与计算研究 [J]. *载人航天*, 2015, 21(02): 106-14.
- LI Z H, WU J L, PENG A P, et al. Unified modeling and calculation of aerodynamics characteristics during low-orbit flying control of the TG vehicle [J]. *Manned Spaceflight*, 2015, 21(02): 106-14 (in Chinese).
- [81] 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(03): 219-26.
- JIN X H, HUANG F, CHENG X L, et al. Atmospheric drag on satellites flying in lower low-earth orbit [J]. *Journal of Tsinghua University*, 2020, 60(03): 219-26 (in Chinese).
- [82] 王晓亮, 姚小松, 高爽, 等. 超低轨卫星气动阻力特性 [J]. *上海交通大学学报*, 2022, 56(08): 1089-100.
- WANG X L, YAO X S, GAO S, et al. Aerodynamic drag characteristics of ultra-low orbit satellites [J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2022, 56(08): 1089-100 (in Chinese).
- [83] KOPPENWALLNER G. Satellite Aerodynamics and Determination of Thermospheric Density and Wind [Z]. 2011: 1307-12.10.1063/1.3562824
- [84] XU HONG J, XIAOLI C, BING W, et al. Predict aerodynamic drag of spacecraft in Very Low Earth Orbit using different gas-surface interaction models [J]. *Aerospace China*, 2021, 22(04): 35-41.
- [85] 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(01): 10-

8.  
HU L Y, ZHANG L H, CHENG X L, et al. Method of aerodynamic design and calculation for ultra-LEO spacecraft [J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(01): 10-8 (in Chinese).
- [86] MARCH G, DOORNBOS E N, VISSER P N A M. High-fidelity geometry models for improving the consistency of CHAMP, GRACE, GOCE and Swarm thermospheric density data sets [J]. *Advances in Space Research*, 2019, 63(1): 213-38.
- [87] MARÍN C A, SEBASTIÃO I B, TAMRAZIAN S, et al. DSMC-SPARTA aerodynamic characterization of a deorbiting CubeSat [Z]. 31st International Symposium on Rarefied Gas Dynamics: Rgd31. 2019.10.1063/1.5119578
- [88] 郭晨林, 陈方, 赵艳彬, 等. 跨流区超低轨航天器快速气动力计算方法 [J]. *上海航天(中英文)*, 2022, 39(05): 124-33.  
GUO C L, CHEN F, ZHAO Y B, et al. Fast aerodynamic calculation method for ultra-low orbit spacecrafts in multi-flow regions [J]. *Aerospace Shanghai*, 2022, 39(05): 124-33 (in Chinese).
- [89] 黄飞, 赵波, 程晓丽, 等. 低轨卫星的气动特性预测与分析 [J]. *空间科学学报*, 2015, 35(01): 69-76.  
HUANG F, ZHAO B, CHENG X L, et al. Numerical investigation of aerodynamics on low Earth orbit satellite [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2015, 35(01): 69-76 (in Chinese).
- [90] FUJITA K, NODA A. Rarefied Aerodynamics of a Super Low Altitude Test Satellite [Z]. 41st AIAA Thermophysics Conference. 2009.10.2514/6.2009-3606
- [91] YU S-T, FAN C-Z. Aerodynamic analysis and drag-reduction design for ultra-low-orbit satellite; proceedings of the IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, F, 2020 [C]. IOP Publishing.
- [92] 周伟勇, 张育林, 刘昆. 超低轨航天器气动力分析与减阻设计 [J]. *宇航学报*, 2010, 31(02): 342-8.  
ZHOU W Y, ZHANG Y L, LIU K. Aerodynamics analysis and reduced drag design for the lower LEO spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(02): 342-8 (in Chinese).
- [93] PARK J H, MYONG R S, KIM D H, et al. Aerodynamic shape optimization of space vehicle in very-low-earth-orbit; proceedings of the AIP Conference Proceedings, F, 2014 [C]. American Institute of Physics.
- [94] WALSH J A, BERTHOUD L. Reducing spacecraft drag in Very Low Earth Orbit through shape optimisation; proceedings of the European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences, EUCASS, F, 2017 [C].
- [95] WALSH J, BERTHOUD L, ALLEN C. Drag reduction through shape optimisation for satellites in Very Low Earth Orbit [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 179: 105-21.
- [96] HILD F, TRAUB C, PFEIFFER M, et al. Optimisation of satellite geometries in Very Low Earth Orbits for drag minimisation and lifetime extension [J]. *Acta Astronautica*, 2022, 201: 340-52.
- [97] 胡鑫, 傅丹膺, 陈罗婧. 超低轨道细长体卫星减阻分析 [C]. 北京力学会第 21 届学术年会暨北京振动工程学会第 22 届学术年会, 2015: 190-7.  
HU X, FU D Y, CHEN L J. Drag reduction analysis of very-low orbit slender body satellite [C]. 21st Annual Conference of Beijing Mechanics Society and the 22nd Annual conference of Beijing Vibration Engineering Society, 2015: 190-7 (in Chinese).
- [98] 靳旭红, 黄飞, 程晓丽, 等. 内外流一体化航天器气动特性分析与减阻设计 [J]. *宇航学报*, 2017, 38(01): 10-7.  
JIN X H, HUANG F, CHENG X L, et al. Analysis of aerodynamic properties and drag-reduction design for spacecraft with an open orifice [J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(01): 10-7 (in Chinese).
- [99] 沈清, 黄飞, 程晓丽, 等. 飞行器上层大气层空气动力特性探讨 [J]. *气体物理*, 2021, 6(01): 1-9.  
SHEN Q, HUANG F, CHENG X L, et al. On characteristics of upper atmosphere aerodynamics of flying vehicles [J]. *Physics of Gases*, 2021, 6(01): 1-9 (in Chinese).

## Overview of aerodynamic drag calculation and reduction design for Very Low Earth Orbit satellites

ZHANG Jun<sup>1,\*</sup>, JIANG Yifan<sup>1</sup>, CHEN Song<sup>2</sup>, LI Shuaihui<sup>3</sup>

1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

2. Sino-French Engineer School/School of General Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

3. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

**Abstract:** In recent years, Very Low Earth Orbit (VLEO) satellites have become a research hotspot in the field of space technology, due to their great advantages in terms of Earth observation resolution, data transfer speed, and communication capacity over traditional satellites. In VLEO environment, the atmospheric drag caused by collisions between atmospheric molecules and the satellite surface can't be ignored. It becomes not only a critical issue affecting the attitude control and orbit prediction of satellites, but also a key factor limiting the operational life of satellites. This paper starts with the basic fundamentals of satellite aerodynamic drag and discusses several key factors that determine aerodynamic drag, with a particular focus on the computational analysis of drag coefficients. The gas flow in VLEO environment belongs to the regime of free molecular flow, where collisions between gas molecules can be neglected. The gas-surface interaction models between gas molecules and the satellite surface play a crucial role in evaluating the drag coefficient. This paper introduces and evaluates the fundamental characteristics and common calculation methods in the field of free molecular flow, followed by a focused review of several typical gas-surface interaction models. Furthermore, based on the computational analysis of aerodynamic drag characteristics of satellites, we have provided a review and analysis of the research progress in drag reduction configuration design, focusing on three aspects: increasing aspect ratio, shape optimization, and lateral side smoothing. Finally, several key issues that require significant attention in the future of this field are prospected.

**Keywords:** Very Low Earth Orbit; atmospheric drag; gas-surface interaction; free molecular flow; drag reduction design

Received: 2023-10-30; Revised: 2023-11-17; Accepted: 2023-12-05; Published online:

URL:

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (12272028)

\*Corresponding author. E-mail: jun.zhang@buaa.edu.cn