面向差分升力与阻力应用的卫星设计优化

C. Marianowski[a]、C. Traub[a]、M. Pfeiffer[a]、J. Beyer[a]、S. Fasoulas[a]

[a]斯图加特大学空间系统研究所，德国斯图加特 *Pfaffenwaldring 29，70569*

arXiv:2303.16612v1 [physics.space-ph] 29 Mar 2023

摘要

利用甚低地球轨道（VLEO）中的差分大气力控制卫星编队内的相对运动，是一种颇具前景的方案，因为小型卫星受重量和尺寸限制，任何推力装置都会对任务能力产生巨大影响。提高可用控制力的一种可能方法是减轻相关卫星的质量，同时增大可用表面积。然而，具有这些特性的卫星会迅速发生轨道衰减，因此服役寿命较短。因此，提高控制力与尽量减少卫星轨道衰减相互矛盾，这也是当前甚低地球轨道领域面临的最大挑战之一。本研究针对差分升力与阻力控制应用，在考虑不同表面材料特性的情况下，对给定参考卫星——一颗 3U立方卫星——的几何形状进行优化，同时确保其能够持续在甚低地球轨道运行。值得注意的是，文献中此前不仅未考虑可持续性，也未针对差分升力进行优化。研究表明，较优几何形状很大程度上取决于气体-表面相互作用的类型，因此本文针对两种极端类型分别提出了最终设计。两种情况下，仅通过调整几何形状，就能改善所有相关参数。

关键词： 甚低地球轨道、卫星空气动力学、形状优化、差分阻力与升力

1. 引言

近来，由于诸多优势，人们对在远低于以往的高度运行卫星，即在所谓的甚低地球轨道（VLEO）区域运行卫星（即平均高度为 < 450 km [1] 的所有轨道）的兴趣日益浓厚；这些优势已由 Crisp 等人 [1] 进行了总结。同样，分布式卫星系统的应用如今也十分普遍 [2]。此类系统通常由多颗小型卫星组成，它们协同工作以实现共同目标。由于体积和质量受到严格限制，能够施加控制力、替代传统推进方法的方案备受关注。在甚低地球轨道区域，利用当地残余大气产生的大气力是一种很有前景的解决方案。

自 2018 年以来，斯图加特大学空间系统研究所一直在积极研究这一方法[3]。在最近的一篇论文中，研究人员介绍了一种规划工具，可利用偏航角偏差产生的气动升力与阻力，实现甚低地球轨道卫星的最优三维编队飞行动作 [4]。由于在甚低地球轨道环境中，轨道衰减程度很大，是实现持续运行必须克服的主要挑战，因此，所规划的轨迹以将机动过程中的总体衰减降至最低为优化目标。由此，卫星的剩余寿命得以延长，该方法的实用性与可持续性也显著提升。此外，通过施加偏航角偏差，可以利用差分升力与阻力同时控制面内和面外相对运动。然而，在 Traub 等人的研究 [4], 中，评估的是加装两块太阳能电池板的传统 3U立方卫星。与此同时，研究人员还开发了经过优化的甚低地球轨道卫星外形，旨在最大限度地降低大气阻力，从而延长运行寿命。为此，他们使用一种新型二维轮廓优化工具对卫星几何形状进行了优化 [5]。研究表明，与类似 GOCE 的参考星体相比，优化后的卫星几何形状可使纯被动寿命延长最多 46 %。

本文基于通讯作者的硕士论文 [6]，并在其相关研究成果的基础上，提出了适用于差分升力与阻力应用的最优卫星设计。据作者所知，此类研究尚未在文献中探讨。本文阐述了研究目标如何产生相互冲突的要求，以及如何对这些要求进行优先级排序，从而获得整体最优设计。文中详细介绍了所有优化步骤，并讨论了相应的考量因素。未来的研究计划将最优机动规划与最优卫星设计结合起来，从而形成更全面的优化方法。

第 2 节简要介绍必要的基础知识。第 3 节介绍用于计算和优化的设定参数与约束，以及所采用的优化步骤。第 4 节针对漫反射再发射进行设计优化，第 5 节则介绍镜面反射的类似过程。

h [千米]	h_0 [千米]	ρ_0 [千克·米$^{-3}$]	H_0 [千米]
250-300	250	$7.248 \cdot 10^{-11}$	45.546
300-350	300	$2.418 \cdot 10^{-11}$	53.628
350-400	350	$9.518 \cdot 10^{-12}$	53.298
400-450	400	$3.725 \cdot 10^{-12}$	58.515

表1：式 3 [7]的参数。

2. 卫星空气动力学

2.1. 基础知识

作用于卫星的力源于周围大气中的粒子与卫星之间的动量交换。本研究关注作用于重心处的大气力，而大气产生的力矩则予以忽略，并交由卫星的姿态控制系统处理。质量为 m 的卫星，其比阻力 $\vec{f}_D$ 和比升力 $\vec{f}_L$ 可按公式 1 和公式 2 计算：

$$\vec{f_D} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{C_D \cdot A_{ref}}{m} \cdot |\vec{v}_{rel}|^2 \cdot \frac{\vec{v}_{rel}}{|\vec{v}_{rel}|}, \tag{1}$$

$$\vec{f_L} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{C_L \cdot A_{ref}}{m} \cdot |\vec{v}_{rel}|^2 \cdot \frac{(\vec{v}_{rel} \times \vec{n}) \times \vec{v}_{rel}}{|(\vec{v}_{rel} \times \vec{n}) \times \vec{v}_{rel}|}, \tag{2}$$

其中，ρ 为 prevailing 密度，C_D 为阻力系数，C_L 为升力系数，A^{ref} 为参考面积，即卫星垂直于流动方向的投影面积；$\vec{v}_{rel}$ 为相对于局部大气的速度。在式2中，$\vec{n}$ 表示所研究表面的表面法向量。

为了研究不同卫星设计的可持续性，我们估算了其寿命。为确保与先前研究 [5], 具有可比性，我们采用了相同的简化公式来计算圆轨道卫星的寿命 [7]:

$$t_l = \frac{\beta \cdot H_0}{\rho_0 \cdot \sqrt{\mu_E \cdot a}} \cdot \left(1 - exp\left(-\frac{h_0}{H_0}\right) \cdot \left(1 + \frac{h_0}{2a}\right)\right). \tag{3}$$

这里，t_l 表示卫星在给定姿态且不额外使用推进系统时的寿命。H_0 为大气标高，h_0 为基准高度，ρ_0 为表1所示的密度。μ_E 为地球引力参数，$a = h_0 + R_E$，其中R_E 为地球半径。尽管式3因忽略密度随时间和位置的变化而高度简化，但它非常适用于本研究，因为必须排除所有大气变化，才能仅考察卫星设计的影响。

2.2. 气动力系数与气体-表面相互作用

在公式 1 和公式 2 中，参数 m、A^{ref}、C_D 和 C_L 是卫星设计的特征。其中前两个参数可通过卫星或其模型直接推导和测量，而两个气动系数取决于卫星的表面特性，必须通过解析或数值方法计算。影响气动系数的两个主要参数是反射

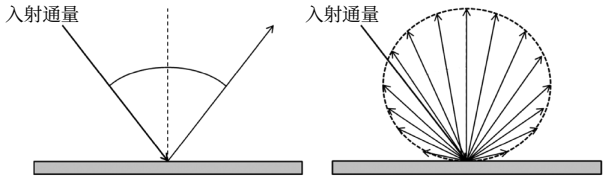


图 1：镜面反射（左）与漫反射再发射（右） [12]。

粒子的速度（取决于粒子与壁面之间交换的能量，通常用能量适应系数描述），以及反射／再发射角度（还取决于气体—表面相互作用（GSI）的类型）。GSI 有两种极端类型：镜面反射，此时表面与反射粒子之间的夹角等于表面与入射粒子之间的夹角；以及漫反射再发射，粒子按照概率性的速度和方向分布重新发射（见图 1）。

一般而言，镜面反射材料具有优势，因为它们能够有意地偏转入射粒子。然而，目前尚无可用的镜面反射材料，相关研究仍在进行中 [8, 9]。因此，在甚低地球轨道中，目前所用材料上的气体-表面相互作用以漫反射或准漫反射为主 [10, 11]。

2.2.1. 适应系数

热能适应系数

$$\alpha_T = \frac{E_i - E_r}{E_i - E_w} \tag{4}$$

用于衡量入射粒子的能量E_i 向能量E_w适应的程度；粒子与卫星壁面温度达到平衡后，其能量即为E_r，对应反射粒子的实际能量。类似地，粒子与表面之间的动量交换通常由切向动量适应系数 σ_t 和法向动量适应系数 σ_n 描述，如下所示 [13]:

$$\sigma_t = \frac{\tau_i - \tau_r}{\tau_i - \tau_w}, \tag{5}$$

$$\sigma_n = \frac{p_i - p_r}{p_i - p_w}. \tag{6}$$

这里，τ_i 是入射粒子带到表面的切向动量，τ_r 是反射粒子带离表面的切向动量。漫反射粒子与壁面达到热平衡后带离表面的切向动量归属于 τ_w，根据定义，其值为零。入射粒子带到表面的法向动量和反射粒子带离表面的法向动量分别为p_i 和p_r；而p_w 是漫反射粒子与壁面达到热平衡后带离表面的法向动量。

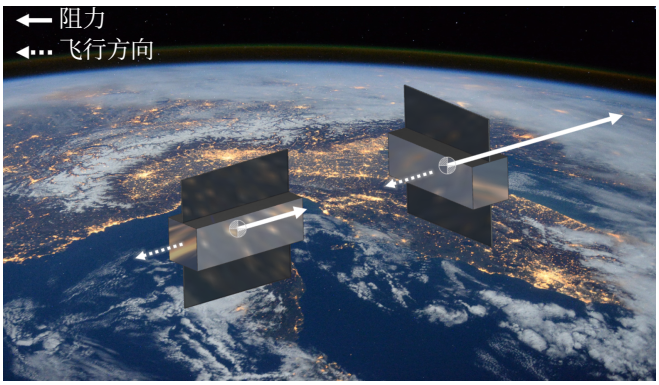
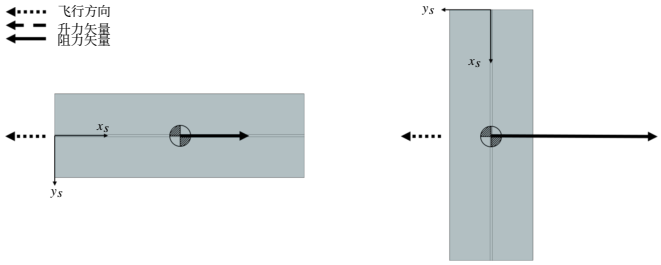
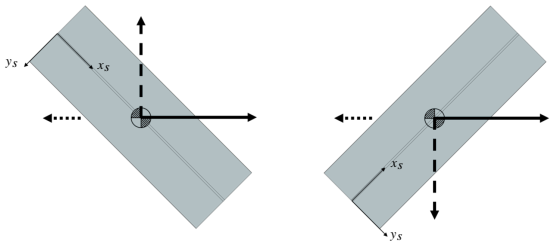


图2：最大差动阻力示意图。



(a) 左：标称飞行构型，右：最大阻力构型



(b) 左：最大升力构型，右：相反的最大升力构型

图 3：根据所需控制力，卫星可能采取的不同朝向示意图。此处为参考卫星（图 4）的俯视图。

2.3. 升力与阻力差分控制方法

为改变编队几何构型，通常认为差分升力与阻力方法是通过有意造成作用气动力 [3], 的差异来实现的，例如，仅旋转编队中的两颗卫星之一（见图 2）。差分阻力影响轨道平面内的相对运动，而差分升力影响面外相对运动。可实现的最大差分比力为

$$|\vec{f}_{\Delta D}| = |\vec{f}_{D,max}| - |\vec{f}_{D,min}|, \tag{7}$$

$$|\vec{f}_{\Delta L}| = |\vec{f}_{L,max,1}| + |\vec{f}_{L,max,2}| = 2 \cdot |\vec{f}_{L,max}|, \tag{8}$$

若 $|\vec{f}_{L,\,max,\,1}| = |\vec{f}_{L,\,max,\,2}|$ 和 $\vec{f}_{L,\,max,\,1} \uparrow\downarrow \vec{f}_{L,\,max,\,2}$ 如图 3b 所示。

在本研究中，假设编队中的所有卫星采用相同的设计。定义了以下飞行构型[1]，图3概述了其中的：

- 阻力尽可能小且没有或几乎没有升力的标称飞行构型（$\vec{f}_{D,\,\text{最小值}}$，见图3a左侧），
- 用于承受尽可能大阻力的最大阻力构型（$\vec{f}_{D,\,max}$，见图 3a 右侧），
- 用于产生尽可能大升力的最大升力构型（$\vec{f}_{L,\,max}$，见图 3b）。

为了优化卫星设计，使其能够在甚低地球轨道中持续采用差分升阻力控制方法，具体优化目标可表述如下：

- 阻力目标 #1：降低 $\vec{f}_{D,min}$
- 阻力目标 #2：提高 $\vec{f}_{D,max}$
- 升力目标 #1：提高 $\vec{f}_{L,max}$

为提出设计建议，需优先考虑不同的设计特征，因为它们对优化目标的影响相互矛盾。考虑到气动力控制方法并不适用于时间关键机动，因为其特定力的绝对值相对较低，因此总体优先事项是减缓轨道衰减。可以假设，卫星在其大部分服役期内都处于标称飞行构型，因此应尽可能减少不必要的气动力。鉴于目前使用的材料普遍受到原子氧污染，导致气体与表面的相互作用较为分散，且C_L 数值通常较低，因此本研究将增大升力定为第二优先事项。

总而言之，本研究所有决策所遵循的优先事项如下：

$$\text{Priorities:} \quad \uparrow t_l \quad > \quad \uparrow \vec{f}_{\Delta L} \quad > \quad \uparrow \vec{f}_{\Delta D},$$

其中 $\uparrow$ 表示增加。不过，这些优先事项基于上述考量，具体任务的优先事项自然可能有所不同。

3. 优化方法

以下各小节将介绍为实现既定目标而设定的框架条件，以及所采用的工具和优化步骤。

3.1. 优化的边界条件

本节简要介绍所选的大气条件（用于确定各力）、选定的参考卫星，以及为设计变体推导出的几何约束。

[1]本文中，“（飞行）构型”一词用于描述朝向-

卫星的姿态可进一步由卫星纵轴与轨道平面之间的角度（侧滑角 - AOS），以及纵轴与由 $\vec{v}_{rel}$ 和轨道法向量形成的平面之间的角度（攻角 - AOA）定义。

参数	Unit	数值
T_i	K	1,056.6
ρ	kg m^{-3}	$9.15 \cdot 10^{-12}$
M	kg mol^{-1}	0.0174
v_{rel}	m s^{-1}	7,697.1
s	-	7.66
n_O	m^{-3}	$2.64 \cdot 10^{14}$
n_{N2}	m^{-3}	$4.18 \cdot 10^{13}$
n_{He}	m^{-3}	$4.88 \cdot 10^{12}$
n_N	m^{-3}	$4.44 \cdot 10^{12}$
n_{O2}	m^{-3}	$1.09 \cdot 10^{12}$
n_H	m^{-3}	$8.53 \cdot 10^{10}$
n_{Ar}	m^{-3}	$8.63 \cdot 10^{9}$

表 2：本研究所有计算所用的大气数据：入射粒子的温度 T_i、分子质量 M、分子速率比 s，以及物种i的粒子密度 n_i 。

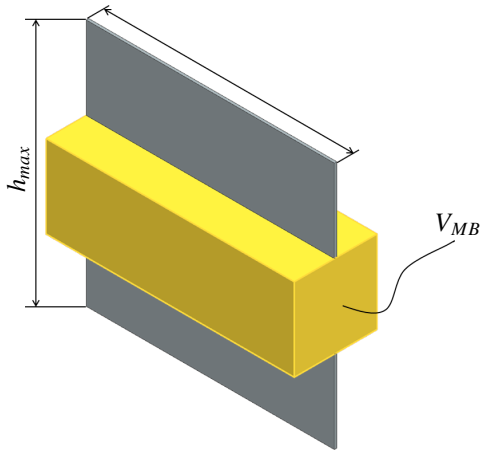


图 4：参考卫星：带面板的 3U立方卫星。

3.1.1. 大气条件

为将特定力的变化归因于设计变体，本研究中的所有分析均采用恒定的大气条件。因此，选择了中等空间天气条件：10.7厘米通量$F_{10.7}$ 为 140 sfu，地磁活动指数为$A_p = 15$ 。[2]表 2 所示数据 [15] 是对 2004 年每月选取一天的 NRLMSISE-00 模型输出取平均后得到的，所选高度为 350 km。此外，按照相关文献中的常见假设，卫星壁面温度设为$T_w = 300$ K。 [14, 16]

3.1.2. 参考卫星

为评估不同的卫星设计，所有仿真结果均是在相同条件下相对于参考卫星得出的。鉴于其适用于各种有效载荷，且尺寸适合卫星编队，因此选用顶部和底部各装有一个面板的3U立方卫星作为参考

[2]关于空间天气描述所用太阳代理指标和指数的详细信息，可参阅 Doornbos 的研究 [14]。

漫反射再发射 $\alpha_{T,\,1} = 1.00 \xrightarrow{-\Delta_1} 0.91 \xrightarrow{-\Delta_2} 0.70$ 镜面反射 $\alpha_{T,\,4} = 0.00 \xrightarrow{+\Delta_1} 0.09 \xrightarrow{+\Delta_2} 0.30$

表 3：表面特性的分级。

卫星（见图4）。为符合常用立方星的规格， [17], 卫星的质量设为5 kg。参考卫星的最大长度l_{max} 和高度h_{max} 均为 0.3 m，主体体积为V_{MB} 0.003 m^3 ，主体高度和宽度均为 0.1 m。面板的宽度为0.003 m。

通过采用不同的能量适应系数 α_T 及相应的气体-表面相互作用模型（GSIM），考虑卫星表面特性对大气力的影响。表 3 概述了所采用的表面特性。所选的分级步长 Δ_1 和 Δ_2 取自卫星常用的传统表面材料。$\alpha_{T,\,1} = 1.00$ 代表粒子发生有意偏转时的最坏情况。第二个数值 $\alpha_{T,\,2} = 0.91$ 代表传统表面材料的数值 [10, 11] ，而 $\alpha_{T,\,3} = 0.70$ 则代表具有改进材料特性的漫反射再发射材料 [18]。因此， $\Delta_1 = 0.09$ 和 $\Delta_2 = 0.21$ 同样适用于镜面反射情况下的能量适应系数，如表 3 所示。此外，这种 α_T 选择便于与采用类似分级步长的其他文献进行比较 [19]。

3.1.3. 几何约束

为了确保本研究结果具有可比性，所有设计变体都必须符合以下几何形状约束：

- **恒定体积：** 主体体积保持不变。
- **高度和长度限制：** 不得超过参考卫星的最大高度和长度。

由于这些几何约束，卫星的质量可视为恒定值；根据参考卫星，该值为 5 kg。因此，式 1 和式 2 中唯一的变量是气动系数和参考面积，而力的变化可直接归因于设计变更。

3.2. 使用的工具

以下各节将介绍所采用的开源工具，以及用于推导卫星几何形状的 Matlab 二维轮廓优化工具扩展。

3.2.1. 确定大气力

由于需要对众多不同设计参数的影响进行研究，因此每种卫星模型的气动力计算时间至关重要。因此，采用了曼彻斯特大学开发的 Matlab 工具包“ADBSat” [21], 来研究

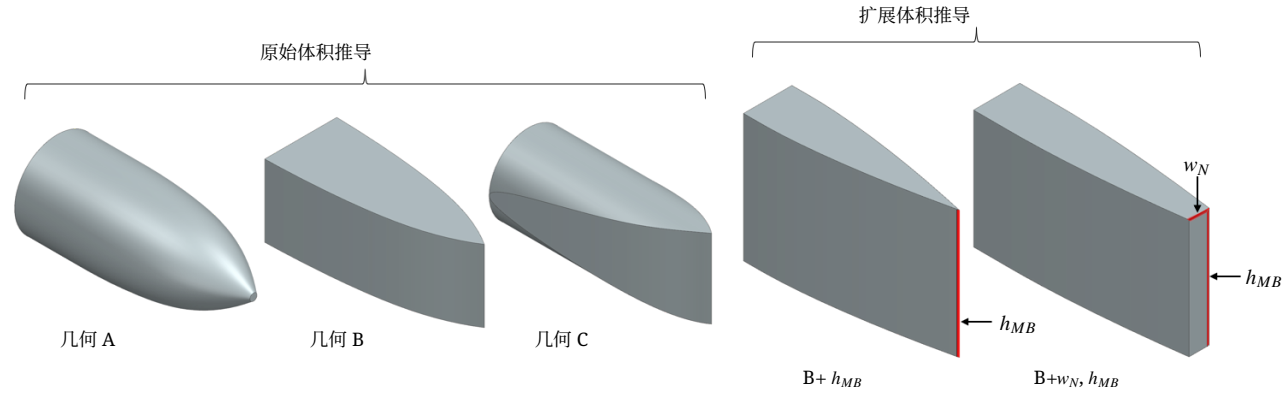


图 5：二维优化的可能三维体积推导。

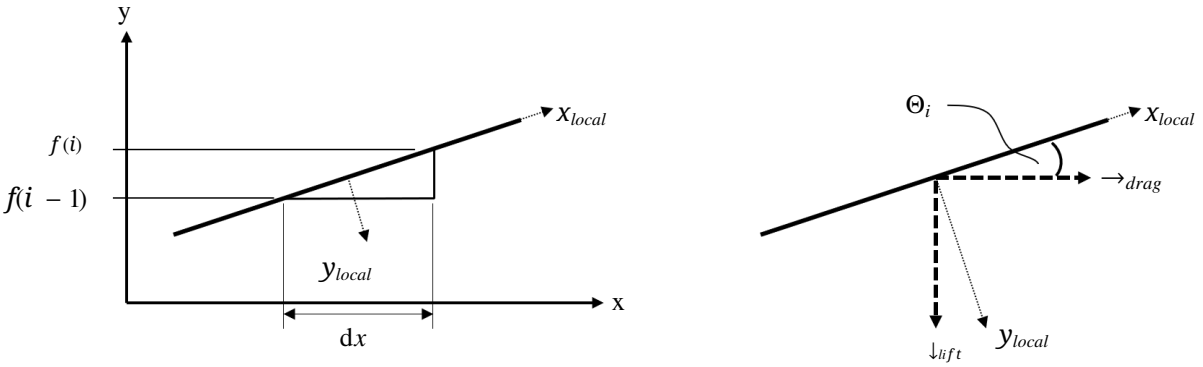


图6：根据 Hild [20] 定义的二维优化工具函数数值。

不同设计对气动力的影响。该工具能够以较低的计算成本计算作用力。但这种方法不适用于凹面，因为无法考虑入射粒子的多重反射。对于选定的、有前景的几何形状，以及会导致多重反射的几何形状，则使用计算量更大但经过验证的直接模拟蒙特卡罗（DSMC）方法来确定其实际性能。该方法由斯图加特大学开发，集成在气体动理学模拟框架“PICLas”中 [22]。对于 PICLas 模拟，表 2 所列物种所需的变硬球参数取自 Bird [23]。附录 A 中提供了 ADBSat 与 PICLas 结果的比较。

3.2.2. 二维剖面优化

为优化并生成卫星模型，本研究采用并改进了现有的 Matlab 减阻二维优化工具 [5] 。该工具用于解析确定在给定长度和体积条件下阻力最小的二维轮廓。为确保外形优化符合给定的体积限制，必须先确定该型面的体积推导类型。如图 5 左侧所示，该优化工具提供三种不同的体积推导选项。几何方案 A 是通过将型面绕 x轴（纵轴）旋转得到的；而几何选项 B 则是先将型面沿 x轴镜像，再按照最大横截面宽度对其进行对称拉伸。因此，几何选项 B 默认具有方形后端。几何方案 C 是将方案 B 拉伸后的型面与一个圆柱体相交得到的，该圆柱体长度为给定值，半径等于优化后型面的最大横截面宽度。此外，还可以采用尾部几何形状，即从某一纵向位置开始再次降低二维型面的高度。每项外形优化均符合给定的体积限制 V_{MB} = 0.003 m^3。本研究对二维轮廓优化工具进行了扩展，具体如下：

附加几何选项：对挤出选项B进行了修改，以考虑以下两个额外的用户输入（见图5右侧）：

1. **挤出高度 h_{mb}：** 对于将优化工具应用于特定结构（例如本研究参考卫星的面板），可以将挤出高度设为输入参数。 2. **头部宽度 w_N：** 虽然尖锐或尖点状的头部几何形状可能在空气动力学上更具优势，但它可能会给卫星有效载荷的容纳和制造带来问题。因此，优化过程中加入了头部宽度的定义。

升力优化： 在二维优化工具中，使用了 Sentman 方程的一种推导形式 [5]。由于 Matlabtool

旨在优化二维轮廓，因此 Sentman 方程中的两个方向余弦为 $\eta,t = 0$。根据图 6 所示轮廓面积元的定义，原工具将局部 x 轴和 y 轴与阻力方向之间的方向余弦设定如下：

$$k_d = \cos(\Theta_i) \tag{9}$$

$$l_d = \sin(\Theta_i) \tag{10}$$

with

$$\Theta_i = \operatorname{atan}\left(\frac{f(i) - f(i-1)}{\mathrm{d}x}\right). \tag{11}$$

将两个方向余弦设置为符合升力所需的力方向（见图 6），以便

$$k_L = \cos\left(\Theta_i + \frac{\pi}{2}\right) \text{ and} \tag{12}$$

$$l_L = \sin\left(\Theta_i + \frac{\pi}{2}\right), \tag{13}$$

现在也可以针对给定轮廓进行优化，以增大该轮廓所受的升力。需要注意的是，因此必须反转原始优化函数的符号，因为原本的目标是减小作用力。

3.3. 优化步骤

本小节所述的优化过程同样适用于漫反射再发射和镜面反射这两种假设。首先，改变设计，分别针对仅优化差分阻力或仅优化差分升力，以考察各自重要的设计特征。其次，将这些设计特征结合起来，根据设定的优先级实现尽可能理想的权衡。

用于推导差分阻力最优设计的优化过程分为以下步骤：

阻力 1a - 降低最小阻力（主体）： The
在标称飞行构型下，利用扩展版 Matlab 二维轮廓优化工具（EPOT）对主体进行优化，以实现最小阻力，同时保持最大长度为 30 厘米，主体体积为 0.003 m^3。

阻力 1b - 降低最小阻力（面板）： 使用 EPOT 对面板进行优化，使其在标称飞行构型下的阻力最小，并考虑给定的 30 厘米挤出高度。本研究未考虑省略面板这一平凡解，因为这会大幅降低可实现的控制力。因此，面板的尺寸保持为 $l_{max} \cdot h_{max}$。

阻力 2 - 增大最大阻力： 必须尽可能减小第一步和第二步优化造成的最大阻力损失。考虑最大C_D 的最佳角度（见图 7）以及给定的几何限制，可以得出以下方法：

- **增加面积元数量以提高 $C_{D,\ max}$：** 对于 AOS 为 90° 的情况，由于给定的l_{max} 和h_{max} 限制，A_{ref} 无法进一步增大，因此需要使整个物体的C_D 最大化。一种提高C_D 的方法，是在最大阻力构型中采用与流动方向垂直的最大面积。在本研究中，这是通过改变面板位置，并用垂直和水平面积元近似卫星形状来实现的（见图 8a–8c）。

- **多重反射：** 为考虑整体几何形状，而非仅考虑单个面积元（如 ADBSat 中所做的那样），采用能够促进多重反射的几何形状是另一种可能的增阻方法。该方法通过在优化二维轮廓上叠加锯齿形曲线来实现，以形成可捕获粒子的凹陷区域（见图 8d–8e）。

与差分阻力的设计优化过程相反，差分阻力优化希望 $\vec{f}_{D,min}$ 和 $\vec{f}_{D,max}$ 之间的差值较大，但 $\vec{f}_{D,min}$ 和 $\vec{f}_{D,max}$ 的绝对值通常较小；而差分升力设计优化的目标仅是增大 $\vec{f}_{L,max}$。差分升力设计优化过程分为以下两个步骤：

升力 1a - 增大最大升力： 为获得更大的升力，设计中采用了 EPOT 升力优化函数得到的轮廓（见图 8f 和 8g）。

升力 1b - 消除降低升力的区域： 考虑参考卫星的迎风面积后可以发现，当 AOS 为 $\approx 45°$（即面板的最大C_L 数值，见图 7）时，迎风面积与速度矢量之间的夹角为 $\approx -45°$。因此，迎风面积也会产生升力，但方向与所需方向相反。因此，对于不同于优化所得轮廓的其他轮廓，必须减小产生方向与所需方向相反的升力的区域。

通常会在多种攻角和 AOS 条件下测试每种设计，以确定能够产生最大阻力和升力的方向，分别称为最大阻力构型和最大升力构型。参考卫星也采用相同的方法。因此，为了比较阻力和升力的优化效果，会将各自可实现最大数值的构型进行比较。

4. 设计优化 - 漫反射再发射

除非另有说明，设计变体的结果通常与具有相同表面特性的参考卫星相关。本节中用于ADBSat计算的气体-表面相互作用模型为Sentman模型[24]。

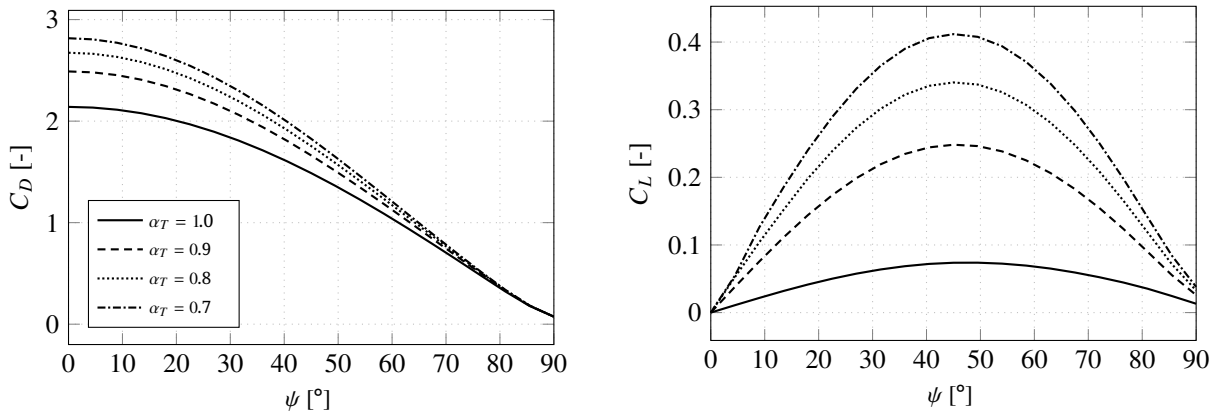


图7：根据 Sentman模型，平板的气动系数随流动方向与表面法线之间的角度 ψ变化。

4.1. 差异阻力优化

在差分阻力应用的设计考量中，已分析总体形状和尾部几何形状、表面结构以及面板位置的影响，结果将在以下各节中介绍。

4.1.1. 总体形状和尾部几何形状

正如 Hild [20] 和 Walsh [25], 的研究所示，在细长体上采用尾部几何形状有利于延长卫星的整体寿命。下文将研究三种不同体积推导选项 A、B 和 C 中尾部几何形状的影响，以找出能够延长寿命的最佳组合。同时，还将评估它们对可实现的最大阻力以及整体差异阻力的影响。不同 α_T 下，尾部长度对标称飞行构型中的寿命、最大阻力构型中所受阻力以及由此产生的差异阻力的影响见图9、图10和图11。所示数据由 ADBSat 获得。

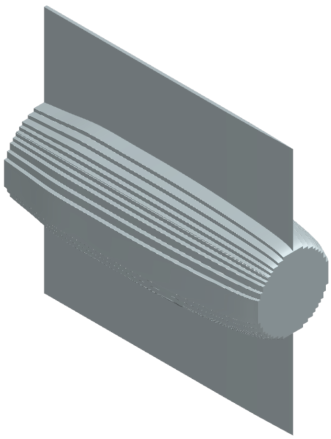
显然，最佳尾部长度通常取决于体积推导选项和表面特性。虽然几何选项 A 在较高的 α_T 下很有前景，但对于几何选项 B 和 C，随着 α_T 降低，寿命通常会延长。对于给定的表面特性，以下三种几何选项及尾部长度在寿命方面是最优的：当 α_T = 1.00 和 α_T = 0.91 时，几何 A 的尾部长度为 23%；当 α_T = 0.70 时，几何 A 的尾部长度为 25%。然而，如图 10 所示，正如预期，由于几何选项 B 具有垂直侧表面，在最大阻力构型下会产生较大的阻力；这些侧表面在该构型下与流动方向垂直，因此对应最高的 C_D 数值。尽管几何选项 A 可使寿命最多延长 13%，但圆角侧表面对可达到的最大阻力产生负面影响，导致与参考卫星相比，差分阻力总体降低，如图 11 所示。几何选项 B 的寿命增幅小于选项 A 和 C，但由于其最大阻力通常较高，因此有可能实现相较于参考卫星更大的差分阻力。然而，本研究的首要目标是延长寿命，因此研究了在保持几何选项 A 的几何特征的同时提高最大阻力的方案。

4.1.2. 表面结构

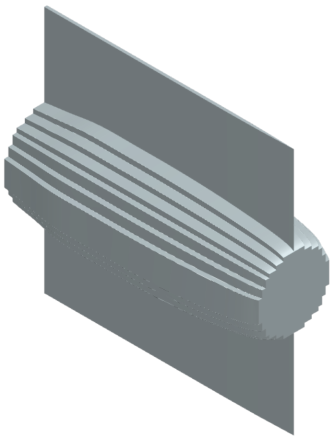
由于采用 EPOT 对主体进行优化后，侧面区域与流动的方向各不相同，因此其C_D 数值较低；与侧表面完全垂直的参考卫星相比，所承受的最大阻力也较小。为提高最大阻力构型中侧表面的C_D 数值，同时保持 EPOT 得到的整体优化型面形状，我们在优化后的型面上加入栅格化横截面，以水平和垂直表面单元近似曲面。因此，使用中点圆算法[3]，按照两种不同的栅格步长对沿优化型面扫掠形成的前部圆形区域进行栅格化，如图8a和图8b所示。栅格 1 的步长为r_{front}/14.3，其中r_{front}为前部区域的半径，该半径是在给定体积限制、l_{max}、α_T 及几何选项的条件下由 EPOT 得出的。采用此步长后，仍满足主体体积恒定的几何约束。栅格 2 的步长为r_{front}/10。提高最大阻力的另一种方法是采用可促进多次反射的表面结构。因此，我们进一步研究了图8d和图8e所示的几何形状。这些形状是在几何方案 A 的优化型面上叠加锯齿曲线得到的，曲线极值点间距d_{ex} 分别为 5 mm（设计 MultRef 1）和 10 mm（设计 MultRef 2），极值点为 ±5 mm。

上述卫星设计的结果列于表 4 中。此处，寿命是在标称飞行构型下估算的，而最大阻力则是在各自的构型下估算的。所示数据均使用 PICLas 获得，并与同样使用 PICLas 获得的参考卫星数据相对应。可以看出，最大阻力的损失

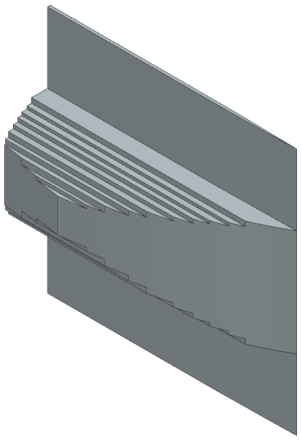
[3]中点圆算法是一种用于确定栅格化圆上各点的算法。



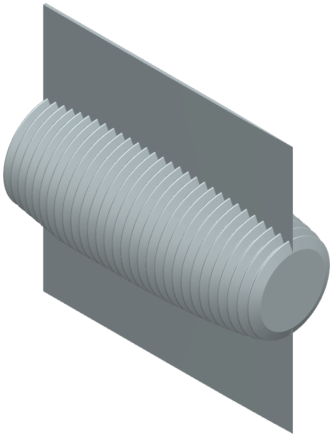
(a) 栅格 1



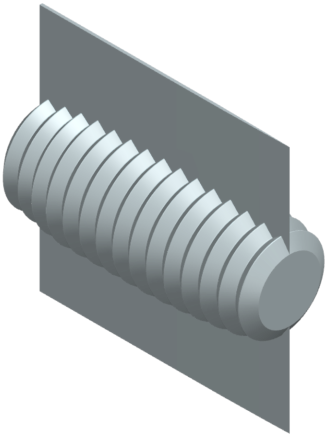
(b) 栅格 2



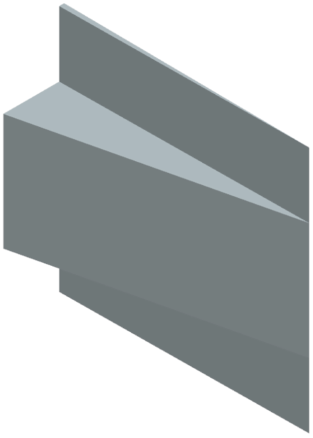
(c) Raster 3



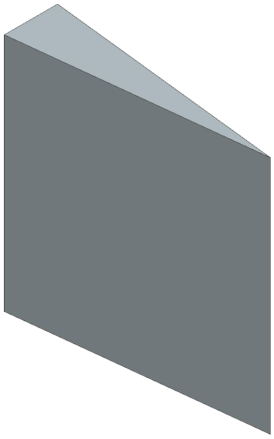
(d) MultRef 1



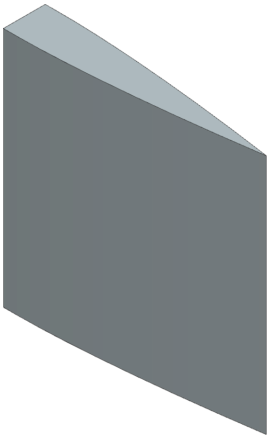
(e) MultRef 2



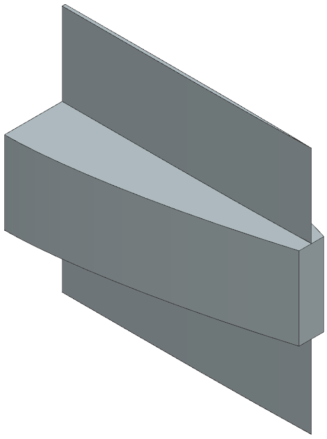
(f) 升力 1



(g) Lift 2

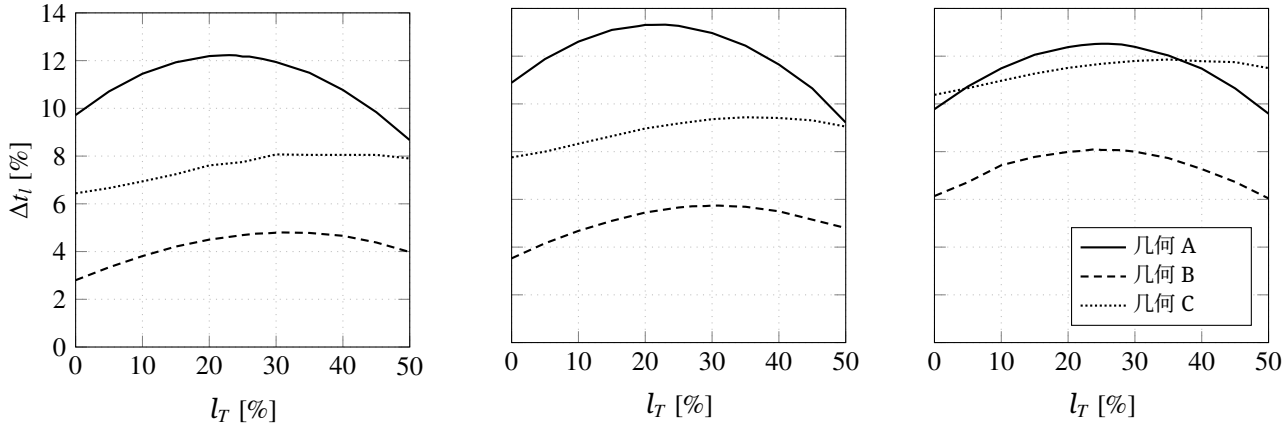


(h) SpecOpt



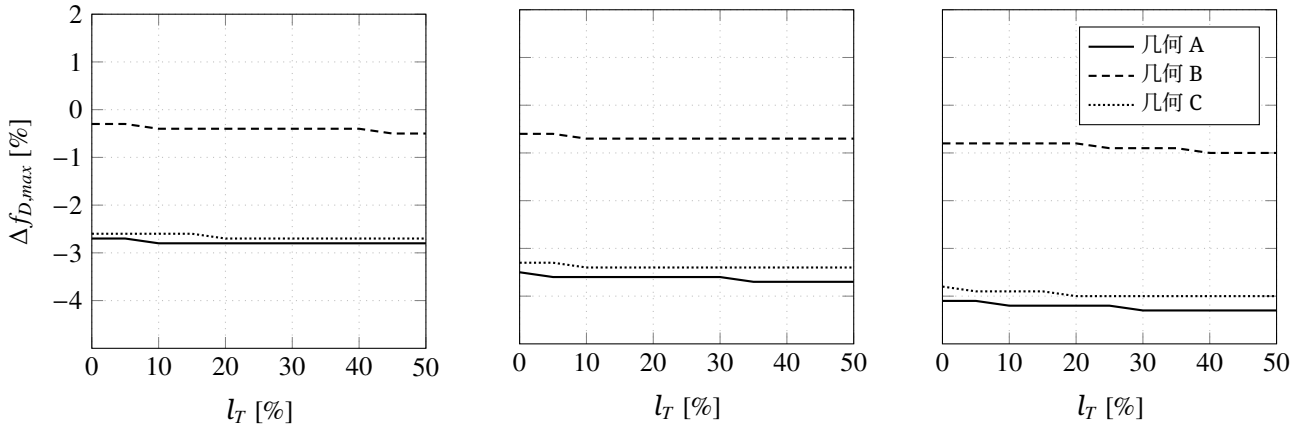
(i) SpecPrac

图 8：使用 PICLas 和 ADBSat 评估的设计方案。



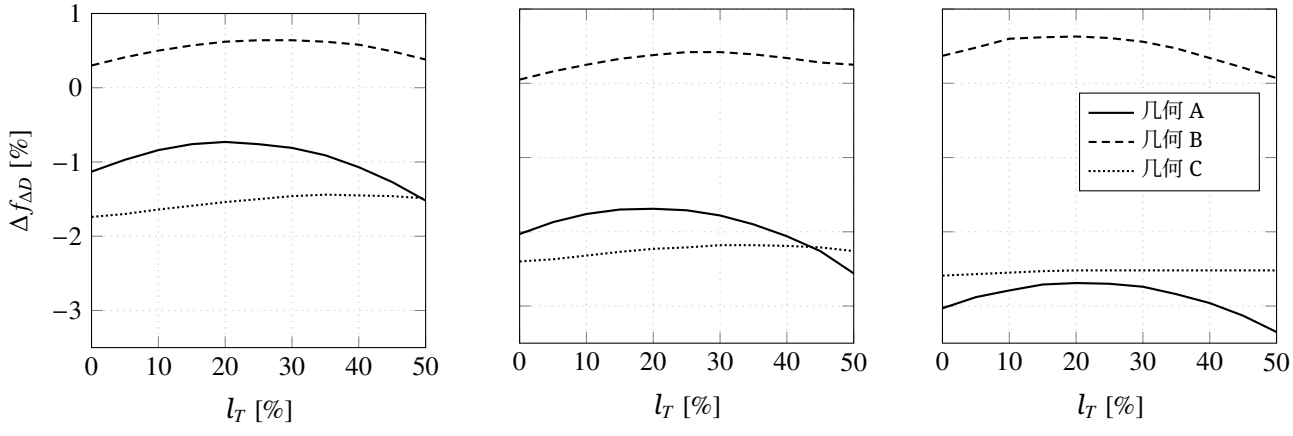
(a) α_T = 1.00 (b) α_T = 0.91 (c) α_T = 0.70

图 9：寿命与一般几何形状及尾部长度的关系。



(a) α_T = 1.00 (b) α_T = 0.91 (c) α_T = 0.70

图10：最大阻力与一般几何形状和尾部长度的关系。



(a) α_T = 1.00 (b) α_T = 0.91 (c) α_T = 0.70

图11：差分阻力对一般几何形状和尾部长度的依赖关系。

设计	Δt_l	$\Delta f_{D,\ max}$	$\Delta f_{\Delta D}$
栅格 1	+12.26 %	-0.32 %	+2.44 %
栅格 2	+11.81 %	-0.31 %	+2.34 %
d_{ex} = 5毫米	+3.27 %	-1.55 %	-1.13 %
d_{ex} = 10毫米	+0.35 %	-0.50 %	-0.54 %

表 4：具有表面结构的测试设计数据，α_T = 1.00。

与采用促进多重反射结构的设计相比，采用额外垂直侧表面的设计阻力更小。图 12 展示了不同设计相对于参考卫星的力分布，数据对应 α_T = 1.00，使用 PICLas 获得。由于垂直表面的面积元C_D 数值最高，这些表面承受的阻力也最大。然而，测试设计中多重反射的效果低于预期，而且垂直侧表面积的额外减少导致整体所受阻力降低。测试设计在最大阻力构型下未能如预期般通过多重反射增加阻力。不过，在标称飞行构型下，最小阻力的结果与使用 ADBSat 获得的结果相差最多达 25 %。因此，多重反射确实产生了作用，但未达到预期效果。可以推断，利用促进多重反射的结构来增大最大阻力通常是可行的，尽管测试设计并不适用于此目的。另一方面，栅格化横截面并未削弱优化外形带来的整体寿命提升，还增加了有效侧面积，进而增大了差分阻力。若选择几何方案 C，也可采用栅格化横截面来增加垂直侧表面（见图 8c）。

4.1.3. 面板位置

按照进一步提高最大阻力的理论思路，如图 13 所示，改变面板位置是另一种增加垂直于流动方向的表面积的可能方式，图中以橙色标出。由于几何方案 C 的头部较尖，可供移动面板的宽度有限；而在几何选项 B 中改变面板位置不会改变垂直于流动方向的表面单元数量，因此这项面板位置参数研究是在几何选项 A 的主体上进行的。图 14 展示了面板位置对寿命、最大阻力和差分阻力的影响。研究使用 ADBSat 进行估算，将面板从居中位置逐步移至前部圆形区域的边缘。可以看出，正如预期，最大阻力能够提高，但由于标称飞行构型下更大的 A^{ref}，寿命会同时缩短。因此，在本案例中，不建议通过改变面板位置来设计差分阻力控制方法。

4.2. 差分升力优化

本节对比并展示的升力值，指的是相应卫星的最佳攻角几何形状。因此，对比的升力值代表可能达到的最大升力，但可能是在不同攻角下获得的。

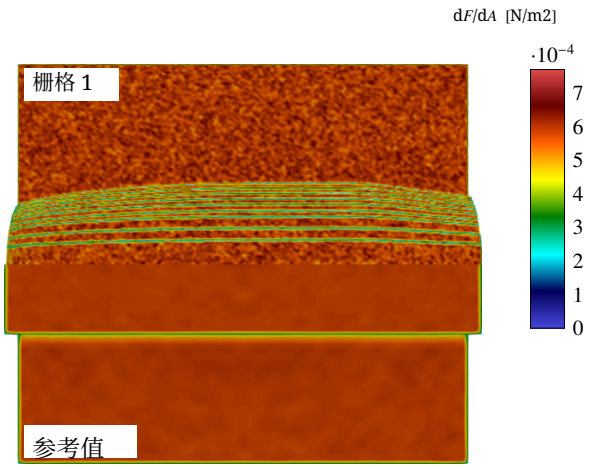
使用 EPOT 的升力优化函数优化卫星型面，在给定主体高度的情况下，得到了一种简单的几何形状，如图 8f 所示。然而，此时主体和面板的侧表面与宏观速度矢量形成了不同的角度。因此，可通过将主体高度增加至面板原有的高度，进一步优化几何形状，如图8g所示。为验证 EPOT 的输出，也评估了其他几何形状（例如上一节研究中构建的设计），但与参考卫星相比，它们都未能像 Lift 2设计那样提高升力。不过，由于 Lift 2设计采用了尖锐的头部几何形状，可能会给有效载荷的容纳带来问题，因此还研究了必须设置迎风面积所产生的影响，如图15所示。为获得 ADBSat 的升力变化结果，所用卫星模型是通过将采用 EPOT 优化型面的模型沿相应的主体高度h_{MB} 和头部宽度 w_N方向拉伸得到的。显然，在给定头部宽度的情况下，整体迎风面积会随主体高度增加而增大，因此，与期望升力方向相反的升力也会增大。因此，给定的头部宽度越大，最佳主体高度越小，升力的可实现增幅也越小。若要大幅提高升力，应避免设置头部迎风面积。如果无法避免，则应根据所采用的头部宽度选择主体高度，以最大限度地提高升力。

4.3. 将材料作为设计因素的讨论

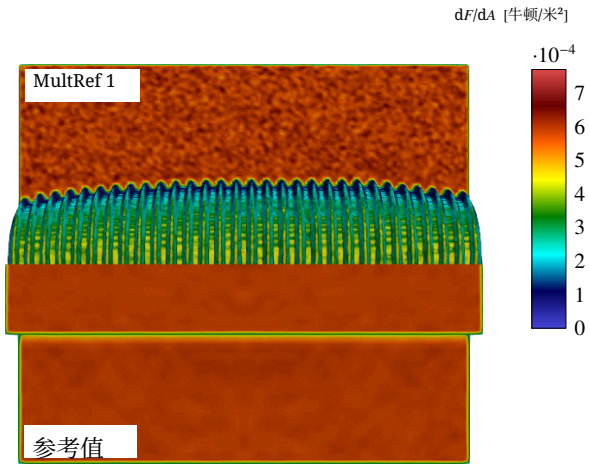
本节讨论了在漫反射再发射假设下，改善表面特性所产生的影响。图 16 展示了第4.2节中针对不同 α_T，在考虑正面头部面积、几何选项 B 以及主体高度变化的情况下获得的数据，并将其与 α_T = 1.00 的参考卫星数据进行了比较。这里选择与 α_T = 1.00 的参考卫星进行比较，以便展示改变 α_T 和几何形状所产生的影响。可以看出，将参考卫星的 α_T 从 1.00 降至 0.91，比针对 α_T = 1.00 通过h_N = 0 优化几何形状更能提高升力。因此，从漫反射再发射改为镜面反射，不仅能比改变设计带来更大的大气力，还能降低漫反射再发射材料的 α_T。尤其在 α_T较高时，调整材料比为增加控制力而优化几何形状更能有效地改进设计。如图 16 所示，几何形状变化（例如从h_N = 0 厘米变为h_N = 2 厘米）的影响会随着 α_T降低而增大。

4.4. 优化设计的性能

下面给出了基于漫反射再发射假设的最终设计建议，并使用 PICLas 评估了其实际性能。



(a) 上：带有额外垂直侧表面的卫星设计
下：参考卫星



(b) 上：促进多重反射的卫星设计
下：参考卫星

图 12： $\alpha_T = 1.00$ 的最大阻力构型下，正视图所示的力分布。

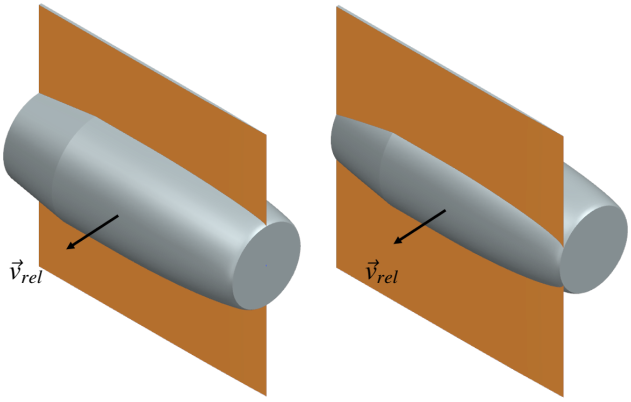


图 13：通过改变面板位置增加垂直侧表面。

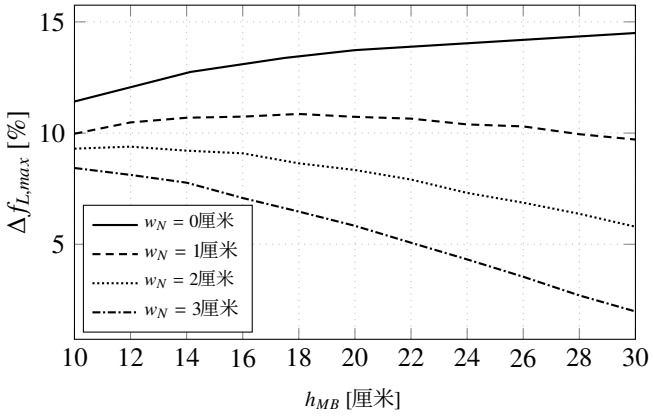


图 15：头部宽度 w_N 和主体高度 h_{MB} 对升力的影响， $\alpha_T = 1.00$

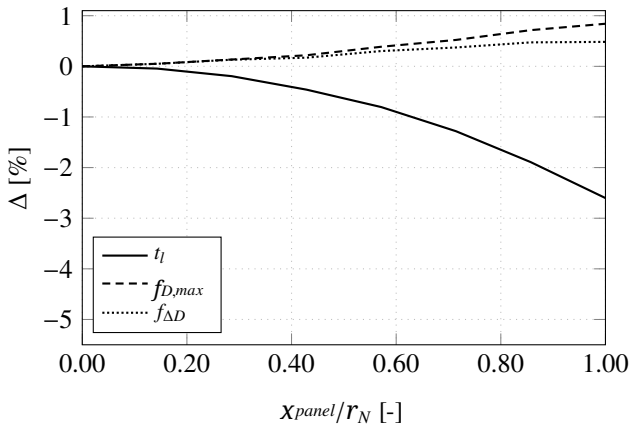


图 14：面板位置对寿命、最大阻力以及相对于面板位置 $x = 0, \alpha_T = 0.91$ 的差分阻力的影响。

4.4.1. 分差阻力与升力——分别考量

在研究参考卫星的多种设计衍生方案后，发现一种卫星几何形状具有优势，可降低最小阻力并增大差分阻力：其主体采用旋转的寿命优化二维轮廓，并额外加入沿二维轮廓扫掠形成的栅格化横截面；面板则采用挤出的寿命优化二维轮廓。该设计（栅格 1）如图8a所示，其二维轮廓针对 $\alpha_T = 1.00$ 进行了优化。

为了增大所需方向上的升力，研究表明，增大产生升力的侧表面积，同时减小迎风面积是有利的，因为迎风面积产生的升力方向与所需方向相反。适用于漫反射再发射部分中所有受测 α_T 的设计建议（Lift 2）见图8g。

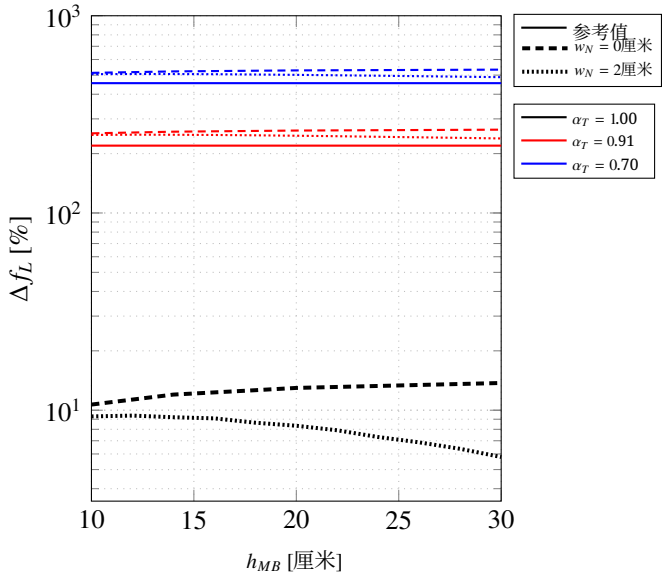


图16：与参考卫星相比，升力增量随主体高度和表面特性的变化，参考卫星 α_T = 1.00。

4.4.2. 差动阻力和升力

差分阻力的建议与差分升力的建议在几何特征上并无太多共通之处。由于目标是在甚低地球轨道实现可持续运行，Lift 2设计并不适用于普遍通过大气力进行相对运动控制的情况。只有对于α_T = 0.70，与采用 α_T = 0.70的参考卫星相比，采用Lift 2设计才能实现寿命不受损失。不过，对于具有更高 α_T 的材料，另一种方案值得关注。

结果表明，栅格 1 是最佳折衷方案，因为用于增加最大阻力的垂直侧表面同时也有助于增加最大升力，因此所有关键参数均得到改善。图17a至图17f给出了参考卫星和设计方案栅格 1 在三种飞行构型下的流场。可以看出，对主体和面板进行二维剖面优化，减弱了图17b中出现在x < 0m处的激波。图17f显示，迎风面积所受的反向升力有所减小；与参考卫星相比，推荐设计的迎风面积前方激波更弱。设计方案栅格 1 和 Lift 2 对应的比力和寿命见表 5。由于对称性，最小升力为零。由于每次机动造成的高度损失十分重要，因此也给出了最大升力构型下的阻力数值$f_{D,L}$。

5. 设计优化 - 镜面反射

本节中的卫星模型通常采用 ADB-Sat 的 Cercignani-Lampis-Lord (CLL) 模型进行评估。由于所需的输入参数为 α_n 和 σ_t，而非α_T，因此根据表 3 中选定的 α_T 推导得出，具体见附录 B。

		参考值	栅格 1	Lift 2
Δt_L	%	-	+12.26	* -8.14
$\Delta f_{\Delta D}$	%	-	+2.44	* -4.17
$\Delta f_{\Delta L}$	%	-	+3.14	+16.03
t_L	d	157.09	176.35	* 142.27
$\lvert f_{\Delta D}\rvert$	m s^{-2}	$8.303\cdot10^{-6}$	$8.508\cdot10^{-6}$	* $8.220\cdot10^{-6}$
$\lvert f_{\Delta L}\rvert$	m s^{-2}	$6.221\cdot10^{-7}$	$6.416\cdot10^{-7}$	$7.218\cdot10^{-7}$
$\lvert f_{D,\ min}\rvert$	m s^{-2}	$2.157\cdot10^{-6}$	$1.922\cdot10^{-6}$	* $2.380\cdot10^{-6}$
$\lvert f_{D,max}\rvert$	m s^{-2}	$1.046\cdot10^{-5}$	$1.043\cdot10^{-5}$	* $1.060\cdot10^{-5}$
$\lvert f_{L,max}\rvert$	m s^{-2}	$3.110\cdot10^{-7}$	$3.208\cdot10^{-7}$	$3.609\cdot10^{-7}$
$\lvert f_{D,\ L}\rvert$	m s^{-2}	$7.721\cdot10^{-6}$	$7.362\cdot10^{-6}$	$7.025\cdot10^{-6}$

表 5：参考卫星、设计栅格 1 和 Lift 2 的数据，α_T = 1.00。数据使用 PICLas 获得，标有 * 的数据使用 ADBSat 获得。

5.1. 差分阻力优化

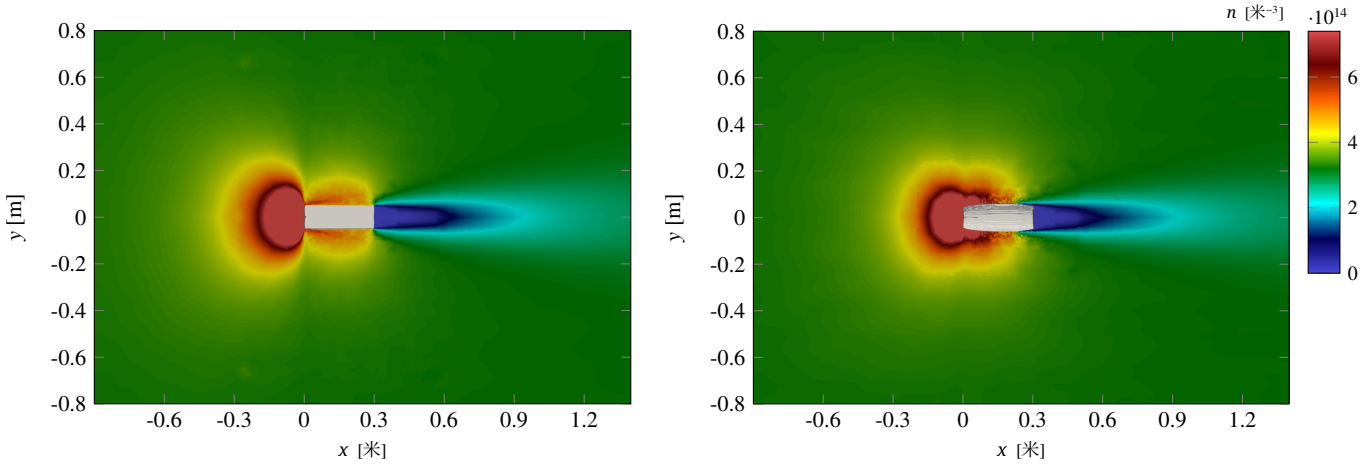
本节介绍总体形状、尾部几何形状、主体高度和迎风面积对所受阻力的影响。5.1.2 节和 5.1.3 节与漫反射再发射设计优化过程中对应的章节有所不同，因为它们与总体形状和尾部几何形状的研究结果相关。

5.1.1. 总体形状和尾部几何形状

首先，研究了优化后二维轮廓的最佳体积推导方式以及合适的尾部长度（如有）。图 18 概述了三种几何推导选项 A、B 和 C 以及尾部长度对标称飞行构型下寿命的影响。所示数据使用 ADBSat 获得。对于非常低的能量适应系数，几何选项 B 最有利于大幅延长寿命。随着能量适应系数增加，几何方案 C 成为更有前景的体积推导选项。从图 18a 和图 18b 可以看出，对于上述有利的体积推导选项，不采用尾部几何形状的设计分别最有前景。

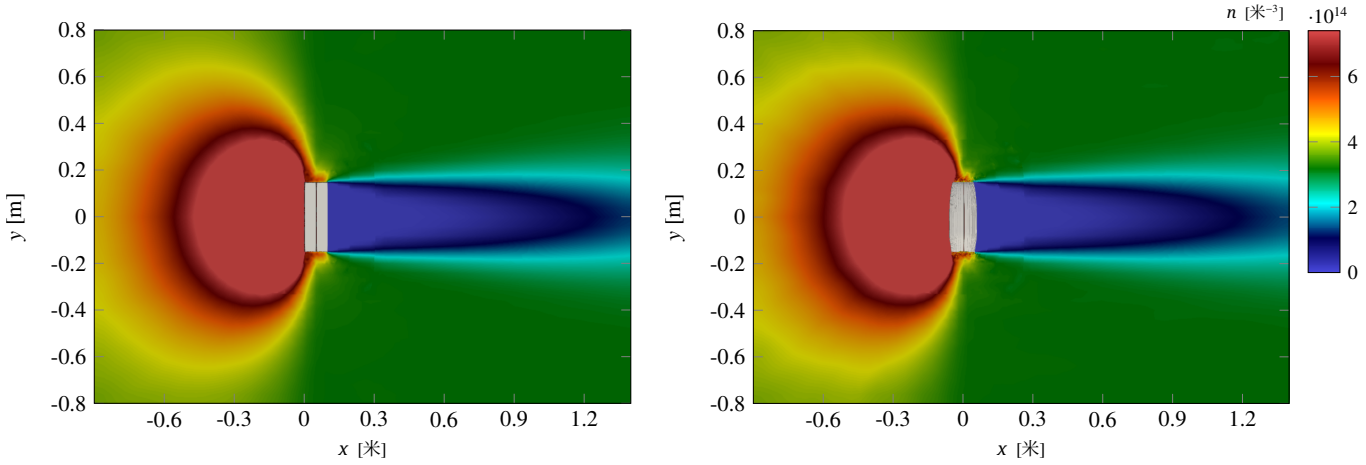
5.1.2. 主体高度

体积推导选项 B 有望延长卫星的寿命。由于原始的二维优化工具没有研究选项 B 下不同主体高度的影响，因此对此进行了进一步研究。图 19 概述了主体高度对标称飞行构型下的寿命、最大阻力构型下的最大阻力以及差分阻力的影响。所用的剖面是利用 EPOT 在给定挤出高度的条件下获得的，该挤出高度设定为主体高度h_{MB}。图中数据由 ADBSat 得出。可以看出，尤其是在能量适应系数非常低时，较高的主体高度对于延长整体寿命具有很大潜力。此外，增加主体高度有利于提高最大阻力构型下所受的阻力，因此也有利于产生较大的差分阻力。采用几何选项 B 获得的、针对较长寿命和较大差分阻力进行优化的卫星，在图 8h 中以设计 SpecOpt 表示。



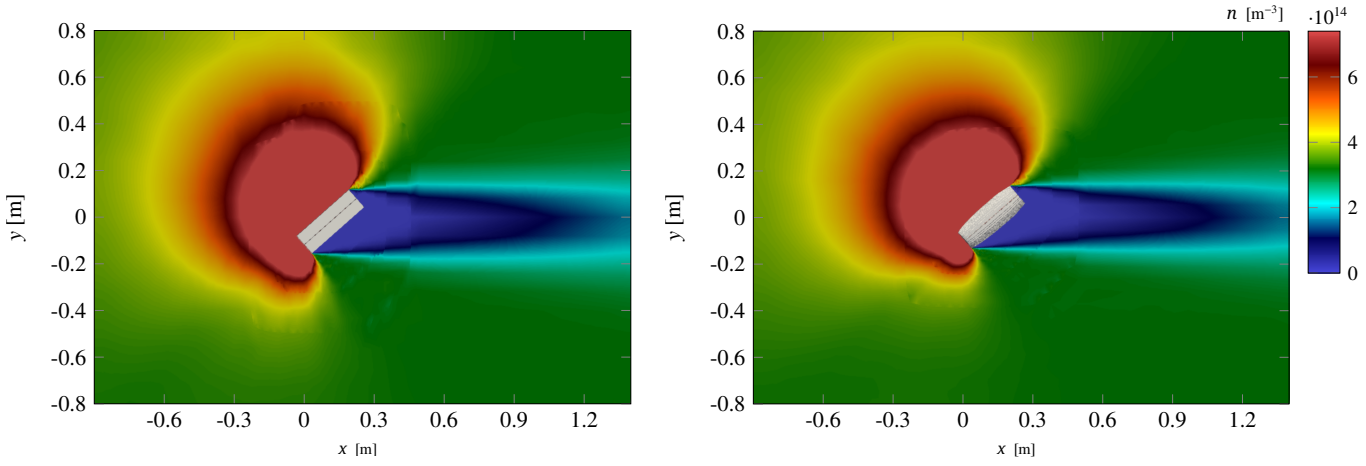
(a) 参考卫星 - 标称飞行构型

(b) 推荐设计 Raster 1 - 标称飞行构型



(c) 参考卫星 - 最大阻力构型

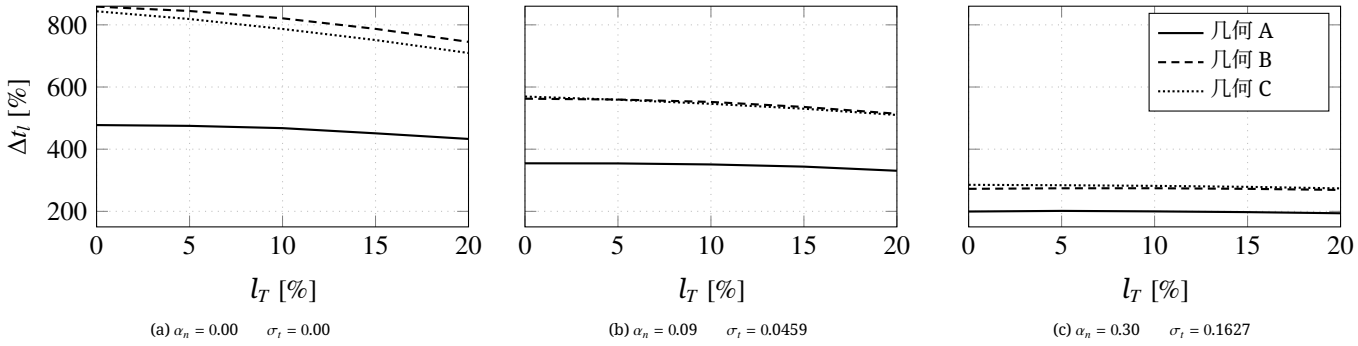
(d) 推荐设计 Raster 1 - 最大阻力构型



(e) 参考卫星 - 最大升力构型

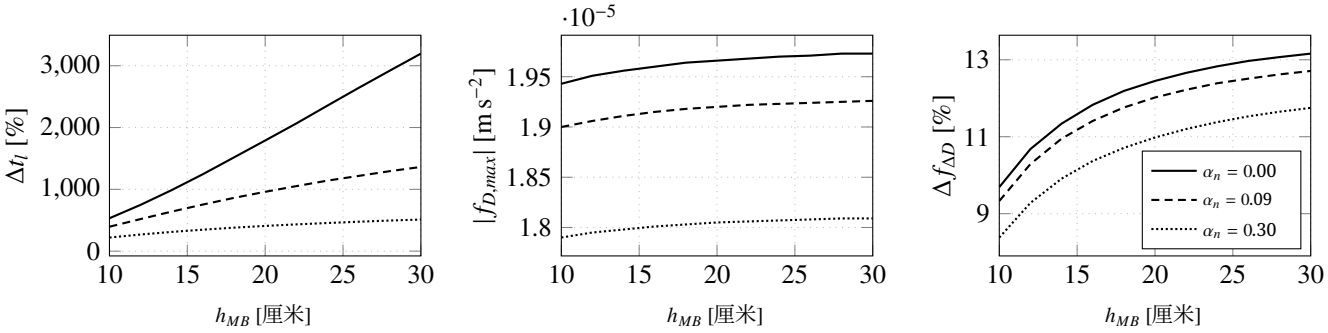
(f) 推荐设计 Raster 1 - 最大升力构型

图 17：Si　参考卫星和推荐设计 Raster 1 周围流场中的模拟粒子密度 n，对应 $\alpha_T = 1.00$.



(a) $\alpha_n = 0.00$ $\sigma_t = 0.00$ (b) $\alpha_n = 0.09$ $\sigma_t = 0.0459$ (c) $\alpha_n = 0.30$ $\sigma_t = 0.1627$

图18：寿命增加量 Δt_L 取决于总体形状和尾部长度 l_T .



（a）寿命 （b）最大阻力 （c）差分阻力

图19：寿命、阻力和差分阻力的增加量取决于主体高度h_{MB}。

5.1.3. 实际考量的影响

尽管设计方案 SpecOpt 在空气动力学方面颇具前景，但其尖锐的头部可能会降低有效载荷的容纳实用性。更实用的方案是纳入迎风面积。因此，研究了以下头部几何形状：头部宽度恒定为w_N = 3 厘米；头部面积恒定为参考卫星迎风面积的三分之一$A_{N,\ 0}$；头部面积恒定为$A_{N,\ 0}$ 的一半；以及头部面积恒定为$A_{N,\ 0}$的三分之二。图8i中的设计方案 SpecPrac 展示了所测试卫星几何形状的示例。

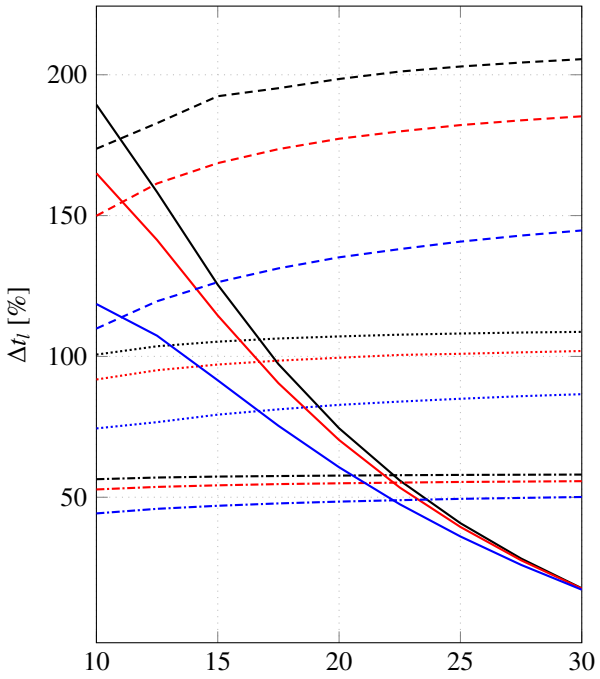
图 20 展示了所考虑的头部几何形状和不同 α_T 对标称飞行构型下寿命及差分阻力的影响。所用卫星模型基于 EPOT 建立，考虑了 h_{MB} 和 w_N；图中数据则通过 ADBSat 获得。可以看出，对于给定的w_N，无论h_{MB}如何，较小的主体高度在延长寿命方面更有利，因为h_{MB}增大时，迎风面积也会随之增大，进而增加阻力。如果不同h_{MB}下的迎风面积保持不变，即主体高度h_{MB}增大时，头部宽度 w_N 减小，那么随着迎风面积增大， α_n 和 σ_t 的影响，以及寿命和差分阻力可实现的改善幅度都会减小。因此，对于必须满足的给定头部宽度，建议尽可能减小主体高度。不过，如果头部宽度的数值并非直接的关注重点，而是需要达到特定迎风面积，则建议尽可能减小头部宽度。如从图 19a 和图 20a 的 y 轴刻度对比可以看出，任何类型的迎风面积都会显著缩短寿命，因此，与参考卫星相比，可实现的差分阻力增幅也会降低。

5.2. 差动升力优化

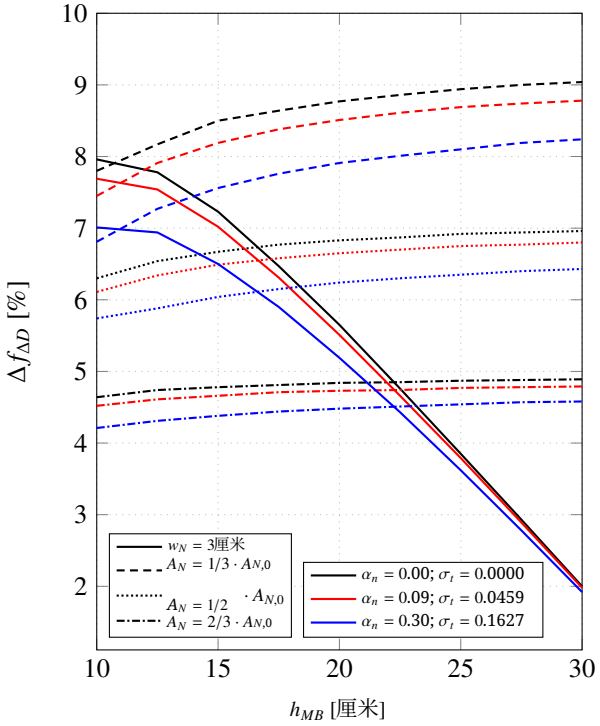
二维优化工具建议的轮廓与第4.2节推导出的轮廓相同，因此再次针对相应的 α_T研究了不同迎风面积的影响。为此，使用 ADBSat 对第4.2节中的卫星模型在 α_T = [0.00;0.09;0.30] 条件下进行了评估。图21显示，尽管比升力的绝对值也取决于能量适应系数，但相对于参考卫星的升力增幅百分比并无明显依赖关系。此外还可以看出，最佳主体高度取决于头部宽度，这与漫反射再发射部分中相应研究的结果相似。若要仅通过几何设计因素大幅提高所受升力，则应避免设置迎风面积；若无法避免，则应尽可能缩小头部宽度。

5.3. 优化设计的性能

以下给出了镜面反射假设下的最终设计建议，并使用 PICLas 评估了其实际性能。



(a) 寿命



(b) 差分阻力

图20：不同迎风面积下，寿命和差分阻力随主体高度的变化。

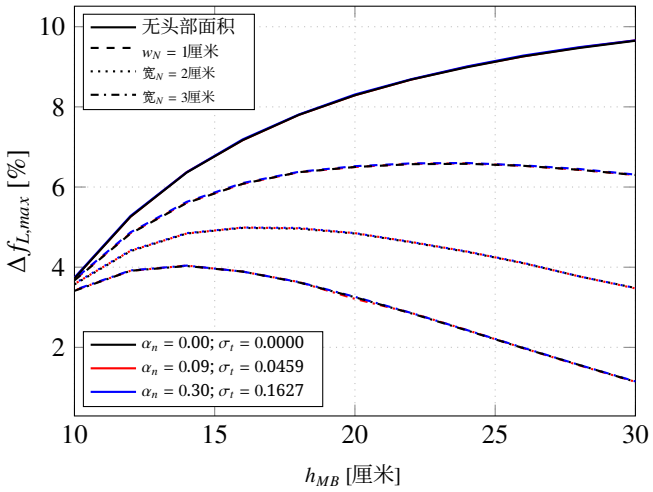


图21：主体高度h_{MB}和不同头部宽度对升力的影响。

5.3.1. 差分阻力和升力——分别考察

特别是，挤出高度等于主体高度（30 厘米）的挤出式优化二维轮廓，已被证明能够大幅延长寿命，从而在较低的 α_T 下提高差分阻力。由此得到的设计（SpecOpt）如图 8h 所示，其二维轮廓针对 $\alpha_T = 0.00$ 进行了优化。提出该设计是为了在推导切实可行的设计建议之前，加深对有利设计特征的理解。

与漫反射再发射的情况类似，结果表明，通过倾斜增加总侧表面积并消除迎风面积是有利的。无论测试的是哪种 GSIM 和 α_T，差分升力的最优设计均如第4.2节所述，见图8g。

5.3.2. 差分阻力和升力

与漫反射再发射部分中的设计不同，前述两项卫星设计建议具有许多相同的几何特征。两者之间的唯一区别在于略微弯曲的二维轮廓，这是二维优化工具针对延长寿命所得到的结果。由于 SpecOpt 设计相比 Lift 2设计具有更高的寿命增幅（首要优先级），但升力增幅几乎相同（次要优先级），因此 SpecOpt 设计也非常适合同时采用差分升力与阻力控制方法。然而，尽管 SpecOpt 设计是在甚低地球轨道的卫星编队中使用的理论最优设计，但它不仅给有效载荷的容纳带来了困难，也给制造或姿态控制等其他因素带来了挑战。因此，本文提出并讨论了一种更具可行性但最优性较低的方案。假设所需的最小迎风面积，头部宽度为$w_N = 3$ 厘米[4]。为了尽可能减小寿命损失，主体高度也应尽可能小，因此将其设定为与参考卫星相同，即$h_N = 3$ 厘米。

[4]采用此数值主要是为了研究性能影响。哪个数值合理，仍有待确定。

		参考值	4b	3b
Δt_L	%	-	+200	* +2,464
$\Delta f_{\Delta D}$	%	-	+4.01	* +13.52
$\Delta f_{\Delta L}$	%	-	+0.66	+10.03
t_L	d	142.40	427.14	* 3745.19
$\lvert f_{\Delta D}\rvert$	$\mathrm{m\,s^{-2}}$	$1.722\cdot10^{-5}$	$1.792\cdot10^{-5}$	* $1.973\cdot10^{-5}$
$\lvert f_{\Delta L}\rvert$	$\mathrm{m\,s^{-2}}$	$1.380\cdot10^{-5}$	$1.389\cdot10^{-5}$	$1.518\cdot10^{-5}$
$\lvert f_{D,\ min}\rvert$	$\mathrm{m\,s^{-2}}$	$2.380\cdot10^{-6}$	$7.934\cdot10^{-7}$	* $0.905\cdot10^{-7}$
$\lvert f_{D,\ max}\rvert$	$\mathrm{m\,s^{-2}}$	$1.960\cdot10^{-5}$	$1.871\cdot10^{-5}$	* $1.982\cdot10^{-5}$
$\lvert f_{L,max}\rvert$	$\mathrm{m\,s^{-2}}$	$6.900\cdot10^{-6}$	$6.945\cdot10^{-6}$	$7.592\cdot10^{-6}$
$\lvert f_{D,L}\rvert$	$\mathrm{m\,s^{-2}}$	$1.157\cdot10^{-5}$	$1.064\cdot10^{-5}$	$7.224\cdot10^{-6}$

表 6：参考卫星、设计 SpecOpt 和 Lift 2 的数据，$\alpha_T = 0.00$。数据使用 PICLas 获得，标有 * 的数据使用 ADBSat 获得。

新设计（SpecPrac）如图 8i 所示，其二维轮廓针对 $\alpha_T = 0.00$ 进行了优化。该设计在给定w_N 和h_{MB}的条件下，采用 EPOT 几何形状 B 获得。面板同样采用几何选项 B 进行了延长寿命优化，其给定总高度为h_{max} = 30厘米。

参考卫星和设计 SpecPrac 对应的流场见图 22。相应数据列于表 6。可在图 22b 中看到，在实际可行的设计建议中，迎风面积导致的寿命缩短效应：入射粒子偏转 180° 后，在卫星前方形成了粒子聚集。然而，与参考卫星相比，总迎风面积的减小使寿命延长。在图 22d 中，粒子在更宽的范围内发生反射，并且由于主体侧表面的曲率增大，反射区域（在图中）向下移动。面板反射的粒子与侧表面后部反射的粒子之间的重叠区域，可在约 $-0.5\ \mathrm{m} < y < 0.3\ \mathrm{m}$ 的范围内看到。在这种情况下，最大阻力构型中的非对称偏转产生了升力，该升力相对较小，但随着时间推移仍会累积成显著影响。由于主体的迎风表面积小于参考卫星，因此可以增大升力（见图 22f）。

6. 结论

本研究针对采用差分升力与阻力控制方法以及在轨可持续应用，对给定参考卫星的设计进行了优化。总体而言，使用 ADB-Sat 评估了设计变体的影响，并使用 DSMC 代码 PICLas 验证了有前景设计的性能。

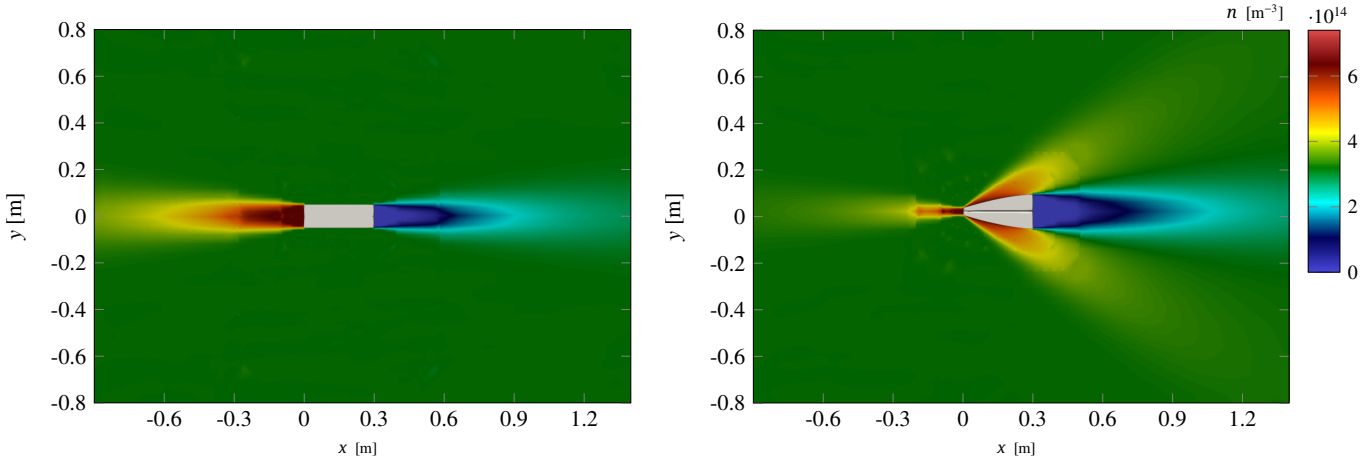
对于发生漫反射再发射的材料，针对差分阻力优化的设计与针对差分升力优化的设计在几何特征上并无太多共通之处。因此，要推导出同时针对差分升力与阻力优化的设计，必须优先考虑升力或阻力。不过，对于给定的所有表面特性，都可以通过优化差分升力与阻力控制方法的应用来实现延长寿命这一首要目标。即使在完全适应 $\alpha_T = 1.00$ 的情况下，差分阻力和差分升力仍可分别提高 2 % 和 3 %，同时在既定条件下将寿命延长 12 %。尽管差分力可能有所提升，差分升力仍比可实现的差分阻力小两个数量级。因此，若要通过差分升力影响轨道平面外运动，便无法避免高度显著损失。总体而言，与漫反射粒子的材料相比，设计变体对镜面材料的影响更大。然而，采用镜面材料的卫星的理论最优设计在实践中可行性不高。研究提出了一种更可行的解决方案：与表面特性相同的参考卫星相比，该方案仍将寿命延长了 200 %，将差分阻力提高了 4 %，将差分升力提高了 1 %。同一优化设计与采用漫反射再发射材料的参考卫星相比，寿命提高了 172 %，差分阻力提高了 116 %，差分升力提高了 2133 %。因此，对于高 α_T，通过差分升力与阻力实现卫星编队相对运动控制，更有前景的途径是改进现有表面特性，因为只有对于镜面反射材料，差分升力与差分阻力的量级才相当。

然而，本文所展示和讨论的优化三维设计均源自最优二维剖面，因此，目前仍有待直接优化三维物体，以进一步提升性能。此外，本文未考虑在单一卫星设计中组合不同表面特性，这也是本研究可能的后续方向。将漫反射前部区域与镜面反射侧表面结合，既可实现可持续在轨应用，又能增大用于编队内相对运动控制的力，这是混合表面特性的一个应用示例。改进材料是使无推力控制方法得以可持续实施的最具影响力的设计参数，也是在未来空间系统发展道路上的重要一步。因此，推进材料研究对于甚低地球轨道卫星及卫星编队的应用具有重要意义。

附录 A. ADBSat 与 PICLas 结果比较

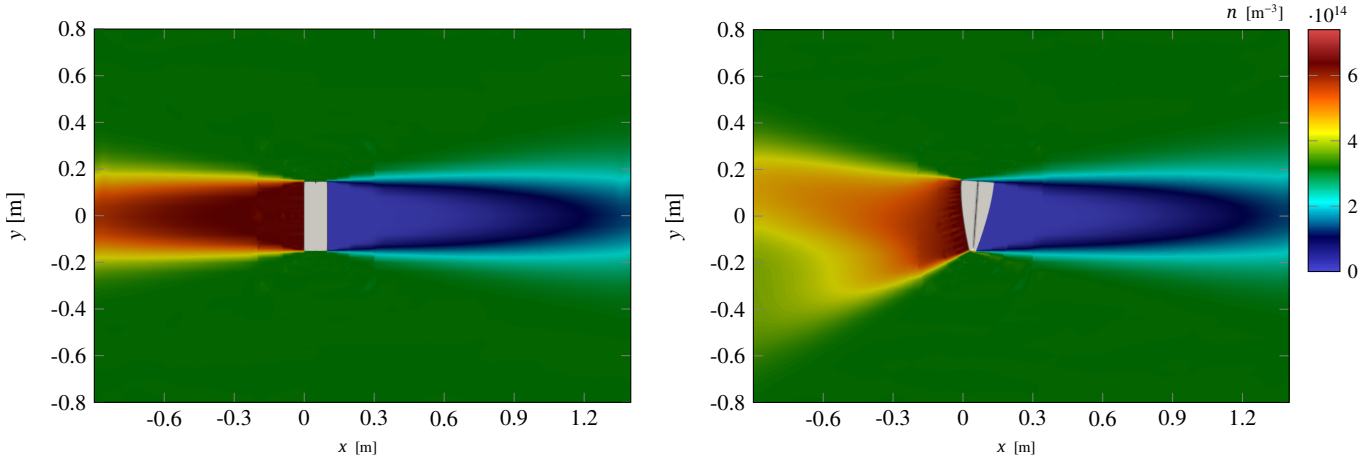
本节对比了使用 ADBSat 和 PICLas 得到的结果，这些结果对应于前文介绍的推荐设计。图 8 概述了相关设计，其结果列于图 A.23。

可以看出，ADBSat 的结果总体上与使用 PICLas 得到的结果一致。设计 MultRef 1 和 MultRef 2 的最小阻力结果差异最大。不过，设计 MultRef 1 和 MultRef 2 是为了促进多重反射而创建的。在设计 MultRef 1 中，使用 PICLas 得到的最小阻力比 ADBSat 的估算值高 25%；在设计 MultRef 2 中则高 12%。



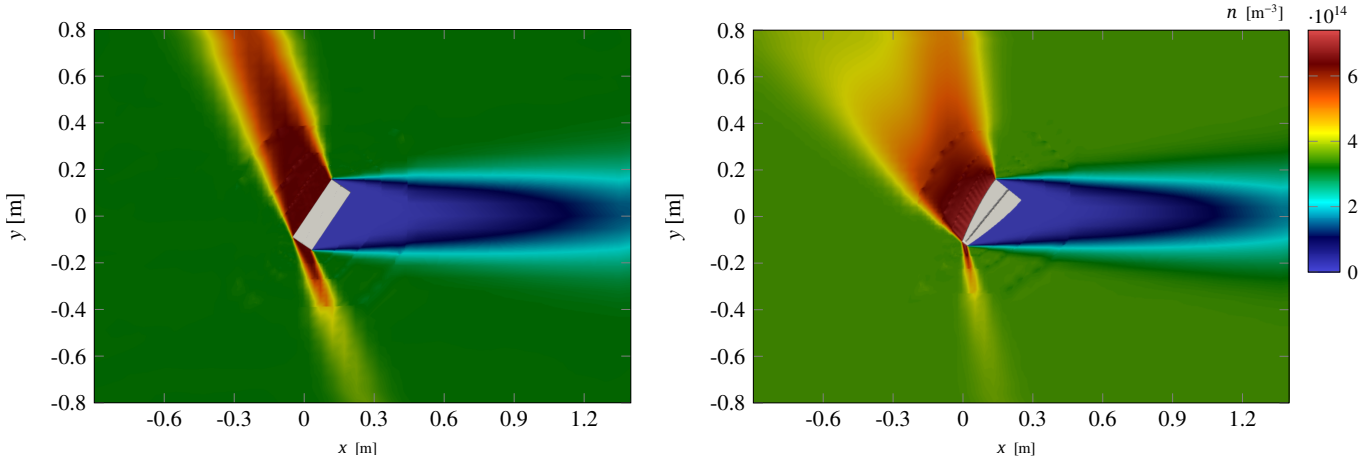
(a) 参考卫星 - 标称飞行构型

(b) 实际设计 SpecPrac - 标称飞行构型



(c) 参考卫星 - 最大阻力构型

(d) 实际设计 SpecPrac - 最大阻力构型



(e) 参考卫星 - 最大升力构型

(f) 实际设计 SpecPrac - 最大升力构型

图22：模拟　　最优设计 SpecOpt 和更具实用性的版本 SpecPrac 周围流场中的粒子密度n，对应 $\alpha_T = 0.0$　　0.

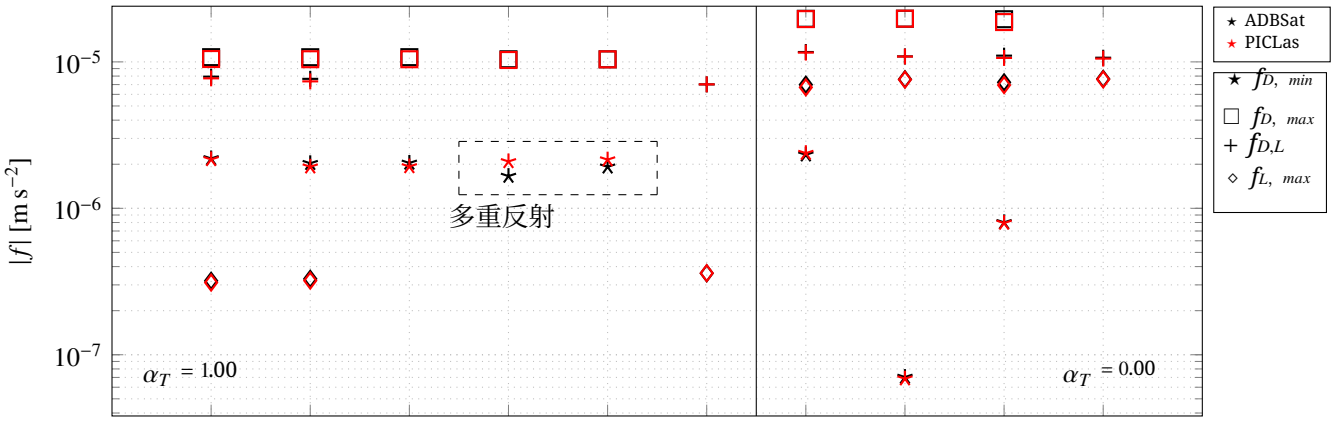


图 A.23：ADBSat 与 PICLas 结果比较。

如果只考虑适用于面元法的几何形状，则使用 PICLas 得到的比力通常小于使用 ADBSat 计算的比力。不过，两者之间最大的差异仅为 PICLas 的最大阻力比 ADBSat 小 4%。PICLas 中比力通常较小，可归因于模型边缘存在细微差异。ADBSat 使用的表面网格更适合对复杂表面建模，因为网格单元的三角形形状能够表示更窄、更尖锐的边缘。另一方面，PICLas 网格中的尖锐边缘或小半径可能会给三维网格生成带来问题。此时，圆角和尖锐边缘会以更大的半径近似表示，因为较小的半径会增加单元数量，进而增加所需的模拟粒子数量和仿真时间。总的来说，对于不存在多重反射的几何形状，ADBSat 和 PICLas 的结果差异不超过 4%，且差异可归因于网格的不同。

附录 B. ADBSat 输入参数的推导

在 ADBSat 中应用 CLL模型时，需要法向能量适应系数 α_n 和切向动量适应系数 σ_t，因此可根据表 3 中给定的 α_T 推导得出。以下推导基于 Hild [20] 对 Sentman 方程的变换，并考虑了二维轮廓。

由于在恒定质量的假设下，动能 $E = \frac{1}{2}mv^2$ 与动量的平方 $I^2 = m^2v^2$ 成正比，公式 4 也可表示为

$$\alpha_T = \frac{I_i^2 - I_r^2}{I_i^2 - I_w^2}, \tag{B.1}$$

其中动量I 由其法向分量和切向分量p以及 τ组成

$$I^2 = p^2 + \tau^2. \tag{B.2}$$

因此，法向和切向能量适应系数α_n 和 α_t 可定义为

$$\alpha_n = \frac{p_i^2 - p_r^2}{p_i^2 - p_w^2}, \tag{B.3}$$

$$\alpha_t = \frac{\tau_i^2 - \tau_r^2}{\tau_i^2 - \tau_w^2}. \tag{B.4}$$

作为入射粒子属性的参数 τ_i 和 p_i 取决于大气的性质，并与以下项成正比 [20]:

$$\tau_i \propto \epsilon\left[\gamma(1 + \mathrm{erf}(\gamma s)) + \frac{1}{s\sqrt{\pi}}e^{-\gamma^2 s^2}\right], \tag{B.5}$$

$$p_i \propto \gamma\left[\gamma(1 + \mathrm{erf}(\gamma s)) + \frac{1}{s\sqrt{\pi}}e^{-\gamma^2 s^2}\right] + \frac{1}{2s^2}(1 + \mathrm{erf}(\gamma s)). \tag{B.6}$$

τ_w 按定义等于零，而与壁面达到热平衡后带走的法向动量 p_w 与以下项成正比

$$p_w \propto \frac{1}{2}\sqrt{\frac{T_w}{T_i}}\left[\frac{\gamma\sqrt{\pi}}{s}(1 + \mathrm{erf}(\gamma s)) + \frac{1}{s^2}e^{-\gamma^2 s^2}\right], \tag{B.7}$$

其中，T_w 是卫星的壁面温度，T_i 是入射粒子的温度 [20]。最后，需要表示反射粒子的动量分量。因此，公式 B.1 可转换为

$$I_r = \sqrt{I_i^2 - \alpha_T(I_i^2 - I_w^2)}. \tag{B.8}$$

将式 B.2 代入 I_i 可得

$$I_i = \sqrt{p_i^2 + \tau_i^2}, \tag{B.9}$$

现在可用于将式 B.8 表示为

$$I_r = \sqrt{p_i^2 + \tau_i^2 - \alpha_T(p_i^2 + \tau_i^2 - p_w^2)}. \tag{B.10}$$

α_T [-]	α_n [-]	σ_t [-]
0	0	0
0.09	0.09	0.0459
0.30	0.30	0.1627

表 B.7：根据表 3 中指定的 α_T 梯度推导出的 CLL输入参数。

将上述推导出的参数代入 Hild 针对 τ_r 和p_r [20]给出的以下方程

$$\tau_r = (1-g)\tau_i \frac{I_r}{I_i} \tag{B.11}$$

$$p_r = g \cdot I_r + (1-g) \cdot p_i \frac{I_r}{I_i}, \tag{B.12}$$

粒子带离壁面的切向和法向动量可使用参数 α_T 和 g 描述:

$$\tau_r = (1-g)\tau_i \sqrt{\frac{p_i^2 + \tau_i^2 - \alpha_T(p_i^2 + \tau_i^2 - p_w^2)}{p_i^2 + \tau_i^2}}, \tag{B.13}$$

$$p_r = \sqrt{p_i^2 + \tau_i^2 - \alpha_T(p_i^2 + \tau_i^2 - p_w^2)} \cdot \left(g + (1-g)\frac{p_i}{\sqrt{p_i^2 + \tau_i^2}} \right), \tag{B.14}$$

因此，对于给定的 α_T 和 g，可利用方程 5 和方程 B.3 求得 α_n 和 σ_t。不过，需要注意的是，τ_i、p_i 和 p_w 是通过简化的二维 Sentman 方程确定的；该方程适用于具有相对于速度矢量的给定方向的单个面积元。因此，τ_i、p_i 和 p_w，以及 τ_r 和 p_r 的数值会随所考虑面积元的方向而变化。假设卫星各处的能量适应和动量适应均为常数，仍可在一个代表性面积元上使用相应参数，以推导法向能量适应系数和切向动量适应系数。

根据表 3 中给定的 α_T，用于 CLL模型的推导输入参数见表 B.7，并用于本研究中的所有 CLL ADBSat 计算。

参考值

[1] N. H. Crisp, P. C. E. Roberts, S. Livadiotti, V. T. A. Oiko, S. Edmondson, S. J. Haigh, C. Huyton, L. A. Sinpetru, K. L. Smith, S. D. Worrall, J. Becedas, R. M. Dom´ınguez, D. Gonz´alez, V. Hanessian, A. Mølgaard, J. Nielsen, M. Bisgaard, Y.-A. Chan, S. Fasoulas, G. H. Herdrich, F. Romano, C. Traub, D. Garcia-Almi˜nana, S. Rodriguez-Donaire, M. Sureda, D. Kataria, R. Outlaw, B. Belkouchi, A. Conte, J. S. Perez, R. Vil- lain, B. Heißerer, A. Schwalber, 《甚低地球轨道对地球观测任务的益处》, 《航空航天科学进展》117 (2020) 100619。 doi:10.1016/j.paerosci.2020.100619。

[2] S. D'Amico, 《低地球轨道自主编队飞行》, 博士论文 (2010)。

[3] C. Traub, F. Romano, T. Binder, A. Boxberger, G. H. Herdrich, S. Fa- soulas, P. C. E. Roberts, K. Smith, S. Edmondson, S. Haigh, 等, 《利用差分气动升力与阻力控制卫星编队飞行》, 《CEAS空间期刊》12 (2020) 15–32。

[4] C. Traub, S. Fasoulas, G. H. Herdrich, 《利用偏航角偏差通过气动升力与阻力实现卫星最优三维编队飞行机动的规划工具》, 《航天学报》198 (2022) 135–151。 doi:10.1016/j.actaastro.2022.04.010。

[5] F. Hild, C. Traub, M. Pfeiffer, J. Beyer, S. Fasoulas, 《甚低地球轨道卫星几何形状优化：实现阻力最小化与寿命延长》, 《航天学报》 201 2022 340 352 doi:10.1016/j.()-。. actaastro.2022.09.032。

[6] C. Marianowski, 《差分升力与阻力控制方法的卫星设计考量与分析》, 硕士论文, 斯图加特大学 (2022)。

[7] U. Walter, 《航天学：航天飞行物理学》, 第三版, 2018。 doi:10.1007/978-3-319-74373-8。

[8] P. C. E. Roberts, N. H. Crisp, F. Romano, G. H. Herdrich, V. T. A. Oiko, S. Edmondson, S. J. Haigh, C. Huyton, S. Livadiotti, R. E. Lyons, 《Discoverer——让甚低地球轨道商业卫星运行成为现实》, 载于：第70届国际宇航大会，2019，网址 https://discovery.ucl.ac.uk/id/eprint/10120602。

[9] N. H. Crisp, P. C. E. Roberts, S. Livadiotti, A. M. Rojas, V. T. A. Oiko, S. Edmondson, S. J. Haigh, B. E. A. Holmes, L. A. Sinpetru, K. L. Smith, 《利用 SOAR（轨道空气动力学研究卫星）进行在轨气动系数测量》, 《航天学报》180 (2021) 85–99。

[10] K. Moe, M. M. Moe, 《气体-表面相互作用与卫星阻力系数》, 《行星与空间科学》 53 8 2005 793 801 doi:()()-。. 10.1016/j.pss.2005.03.005。

[11] B. M. Pilinski, M. D.; Argrow, S. E. Palo, 《卫星能量适应系数的半经验模型》, 《航天器与火箭杂志》47 (6) (2010) 951–956。 doi:10.2514/1.49330。

[12] P. Walker, A.; Mehta, J. Koller, 《基于Cercignani–Lampis–Lord气体-表面相互作用模型的阻力系数模型》, 《航天器与火箭杂志》51 (5) (2014) 1544–1563。 doi:10.2514/1.A32677。

[13] P. A. Chambre, S. A. Schaaf, 《稀薄气体流动》, 普林斯顿经典图书馆, 普林斯顿大学出版社, 1958。

[14] E. Doornbos, 《基于卫星动力学的热层密度与风场确定》, 施普林格学位论文, 施普林格柏林海德堡出版社, 柏林, 海德堡, 2012。

[15] J. M. Picone, A. E. Hedin, D. P. Drob, A. C. Aikin, 《NRLMSISE-00大气经验模型：统计比较与科学问题》, 《地球物理研究杂志：空间物理》107 (A12) (2002) SIA 15–1–SIA 15–16。 doi:10.1029/2002JA009430。

[16] J. V. Llop, 《航天器在大气层中的飞行》, 博士论文, 克兰菲尔德大学 (2014)。

[17] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, R. Twiggs, 《立方星：面向教育与工业低成本空间实验的新一代皮卫星》, 《小卫星会议技术分会第五场：经验教训——成功与失败》（SSC00-V-5）(2000)。

[18] C. Pardini, L. Anselmo, K. Moe, M. M. Moe, 《太阳黑子极大期的阻力与能量适应系数》, 《空间研究进展》45 (5) (2010) 638–650。 doi:10.1016/j.asr.2009.08.034。

[19] C. Traub, G. H. Herdrich, S. Fasoulas, 《能量适应对采用差分气动力的稳健航天器交会机动的影响》, 《CEAS空间期刊》12 (2020) 43–63。

[20] F. Hild, 《PICLas的改造与应用：用于甚低地球轨道卫星几何设计》, 硕士论文, 斯图加特大学 (2021)。

[21] L. A. Sinpetru, N. H. Crisp, D. Mostaza-Prieto, S. Livadiotti, P. C. E. Roberts, 《ADBSat：一种用于卫星气动分析的新型面元法工具的方法》, 《计算机物理通讯》275 (2022) 108326。 doi:10.1016/j.cpc.2022.108326。

[22] S. Fasoulas, C.-D. Munz, M. Pfeiffer, J. Beyer, T. Binder, S. Cop- plestone, A. Mirza, P. Nizenkov, P. Ortwein, W. Reschke, 《结合粒子网格与直接模拟蒙特卡罗模拟反应性等离子体流》, 《流体物理学》 31 7 2019 072006 doi:()()。. 10.1063/1.5097638。

[23] G. A. Bird, 《分子气体动力学与气体流动的直接模拟》, 重印版, 第42卷, 牛津科学出版物, 克拉伦登出版社, 牛津, 1994。

[24] L. H. Sentman, 《自由分子流理论及其在……中的应用

气动力的确定，技术报告，1961年。URL https://apps.dtic.mil/sti/citations/ad0265409

[25] J. A. Walsh、L. Berthoud，通过形状优化降低极低地球轨道上的航天器阻力，第七届欧洲航空与航天科学会议（2017年）。 doi:10.13009/EUCASS2017-449。