

吸气式电推进中的气体捕集系统的设计分析

杨 超¹, 胡 远², 孙泉华^{2,3}, 黄河激^{2,3}

(1. 中国科学院力学研究所空天飞行科技中心, 北京 100190;

2. 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; 3. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 针对吸气式电推进系统中的气体捕集系统, 提出了一种能够准确计算气体捕集率的理论模型, 并以此为基础开展了气体捕集系统的优化设计。首先, 通过分析几类代表性气体捕集系统的捕集特点, 提取了影响气体捕集率的关键参数。然后, 通过分析进气道内气体分子的微观行为, 推导得到了气体捕集率的理论公式, 获得了无量纲管长、末端净透射率等关键参数对气体捕集率的影响规律。最后, 利用理论模型, 对实际飞行条件下的气体捕集系统开展了优化设计。结果表明, 当末端净透射率给定时气体捕集率随无量纲管长先增后减, 且最大捕集率与末端净透射率正相关。通过使用涡轮分子泵提升末端净透射率并对无量纲管长进行优化, 实际飞行条件下的气体捕集率可以达到 50% 以上。

关键词: 吸气式电推进; 气体捕集; 自由分子流; 涡轮分子泵

中图分类号: O356 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2022)02-0232-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2022.02.012

Design and Analysis of an Air-Intake System for Air-Breathing Electric Propulsion

YANG Chao¹, HU Yuan², SUN Quan-hua^{2,3}, HUANG He-ji^{2,3}

(1. Laboratory for Aerospace Science and Technology, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

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

3. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Air-breathing electric propulsion is a very promising propulsion technology for ultra-low-orbit satellite, and one of the keys is to efficiently collect atmospheric molecules as propellant. Several representative air-intake systems are compared and analyzed, which helps to summarize the basic principles to increase collection efficiency. The common physical problems in air-intake systems are then investigated through theoretical analysis and numerical simulation, and the influence of key parameters such as non-dimensional tube length and exit transmission probability on collection efficiency is obtained. It is found that when the non-dimensional tube length increases the collection efficiency first increases and then decreases, and the highest collection efficiency shows a positive correlation with the exit transmission probability. Based on the analysis, a preliminary design of air-intake system is provided for earth orbit at 150 km and the optimized collection efficiency is over 50%.

Key words: Air-breathing electric propulsion; Gas collection; Free molecular flow; Turbomolecular pump

0 引 言

超低轨卫星(高度 150 ~ 200 km 附近)有着非常重要的军事及民用价值,但卫星飞行中遇到的大

气阻力随着轨道高度的降低而显著增加,造成动力难以维持卫星的长时间服役,“留不住”成为超低轨卫星所面临的最大困难。吸气式电推进技术^[1-5]通过捕集轨道上的气体分子作为工质产生推力,不需

收稿日期:2021-02-01; 修回日期:2021-06-04

基金项目:海南省重大科技项目(ZDKJ2019004);中国科学院战略性先导专项(XDA17030100)

要卫星携带推进工质,是一种非常有潜力的先进动力技术,有望突破超低轨道飞行器和卫星星座“留不住”这一技术瓶颈。

为了达到推阻平衡的基本要求,吸气式电推进需要满足如下关系式

$$0.5\rho_{\infty}V_{\infty}^2C_dA = \dot{m}_Tg_0I_{sp} \quad (1)$$

式中: ρ_{∞} 和 V_{∞} 分别为来流气体的密度和速度, C_d 和 A 分别为卫星的阻力系数和迎风面积, g_0 为海平面重力加速度, \dot{m}_T 和 I_{sp} 分别为电推力器的质量流量和比冲。卫星的阻力系数通常为2~3,比大气层内高超声速飞行器的阻力系数大了接近一个量级,因此对 I_{sp} 和 \dot{m}_T 提出了很高的要求。电推进的 I_{sp} ,相比化学推进可以大幅提升,但需要解决氮氢工质电离效率低导致的比冲降低问题。对于 \dot{m}_T 的提升,一方面可以将卫星的整个迎风面作为进气道入口以提升进气面积,另一方面需要对进气道进行优化设计,以提升来流气体分子的捕集率。捕集率通常定义为

$$\eta = \frac{\dot{m}_T}{\rho_{\infty}V_{\infty}A} \quad (2)$$

将其代入式(1)后可得

$$\eta = \frac{0.5V_{\infty}C_d}{g_0I_{sp}} \quad (3)$$

取 $C_d=2$, $V_{\infty}=7.8\text{ km/s}$,则 I_{sp} 为1500 s和3000 s时满足推阻平衡的最低捕集率为52%和26%。

在150~200 km的轨道高度上,空气的分子平均自由程处于10~100 m的量级,气体捕集过程主要处于自由分子流域,分子间碰撞的影响非常微弱,气体捕集能力与分子和壁面的碰撞密切相关。研究表明^[6],当气固相互作用为镜面反射时,气体捕集系统的长度、入口面积、出口面积、进气道型面等几何参数均对捕集率有明显影响。特别地,当进气道型面为抛物线旋成体时,经过优化后捕集率能够接近100%。而当气固相互作用为完全漫反射时,进气道长度、入口面积、出口面积等几何参数依然对捕集率有明显影响,但进气道型面对捕集率的影响明显减弱。例如当进气道型面为图1所示的斜线旋成体和抛物线旋成体时,捕集率差异并不大。

基于飞行数据反演的卫星阻力系数^[7]表明200 km以下的气固相互作用以漫反射为主,原因是低轨大气中的原子氧会吸附在固体表面从而影响分子在壁面的反射过程。因此,目前工程中主要基于

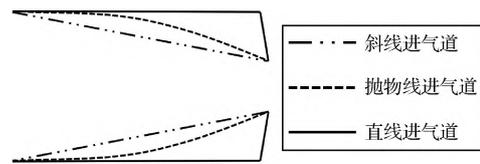


图1 气体捕集系统的进气道型面侧视图

Fig.1 Side view of an air intake system

漫反射模型来设计捕集系统。由于漫反射条件下进气道型面对捕集率影响不大,因此工程设计中大多将进气道型面简化为直线进气道并通过收缩段过渡至出口(下文称为直管构型捕集系统)。这种直管构型捕集系统的关键参数是进气道的无量纲管长(管长与基于直管截面的参考长度之比)和收缩段的面积收缩率(出口面积与入口面积之比)。以最大捕获率为目标的最优无量纲管长与无量纲来流速度有关,针对地球和火星轨道的优化结果一般处于5~10之间^[8]。实际设计中常将单一直管替换为相同无量纲管长下的一簇直管,即所谓的多孔准直器,主要目的是不改变捕集率的前提下缩短进气道管长,从而减小卫星侧壁面的阻力。面积收缩率对捕集率的影响则较为复杂,增大出口面积有利于到达捕集系统出口的分子进入下游的电推力器,但同时也增大了下游的中性和带电粒子回流至捕集系统的概率。在日本学者Nishiyama给出的方案中^[1],捕集系统和下游电推力器直接相连,即面积收缩率为1。基于该方案,Fujita^[9]和Tagawa等^[10]分别开展了数值模拟和实验研究,但均未对捕集率进行详细分析。在欧空局Romano等^[4]给出的方案中,捕集系统和电推力器通过狭窄的通路相连,相当于采用了较小的面积收缩率。基于该方案,Binder等^[8]开展了数值模拟和理论分析,结果表明当面积收缩率为1/10时的最优气体捕集效率不到35%,结合霍尔推力器的相关实验研究^[11]也未获得净推力。针对面积收缩带来的气体捕集效率不高的问题,Li等^[12]提出了一种改进方案,该方案在进气道出口安装了和进气道管径相同的涡轮分子泵,即面积收缩率等于1。由于涡轮分子泵具有较大的正向穿透概率且逆向穿透概率很低,因此能够对分子起到定向引导的效果。基于数值模拟结果,Li等认为通过提升涡轮分子泵转速并优化无量纲管长,捕集率可以达到50%以上。

文献中对气体捕集系统的研究主要集中在方案设计和模拟验证,对自由分子流条件下气体捕集机理的研究相对较少。以往的经典理论^[13-14]大多关注简单的直管透射问题,对于结构更为复杂的气体捕集系统,现有的近似理论模型^[4]和数值模拟结果定性上一致但定量上有较大偏差。

为了更好地指导气体捕集系统的优化设计,本文首先对气体捕集系统开展了理论研究,推导得到了捕集率的理论公式,并通过理论公式分析了捕集率的变化规律。然后在理论研究的基础上,针对实际飞行条件,开展了捕集系统的优化设计。

1 捕集机理分析

1.1 物理问题

文献中各种气体捕集系统均可分解为进气道、收缩段以及导流装置三个部分,如图 2 所示。进气道的几何参数包括入口横截面积 $A_{tube,1}$ 、出口横截面积 $A_{tube,2}$ 、长度 L_{tube} 以及入口到出口的过渡型面(如直线型、曲线型、折线型等)。当进气道的几何参数和气固相互作用规律确定后,即可确定来流分子从入口到达出口的概率(正向透射概率, $\theta_{tube,1}$)和反流分子从出口到达入口的概率(反向透射概率, $\theta_{tube,2}$)。导流装置是指能够定向导引分子流动的机械装置,其横截面积记为 A_{exit} 。分子从正向和反向穿透导流装置的概率定义为 $\theta_{exit,1}$ 和 $\theta_{exit,2}$,当导流装置为涡轮分子泵时, $\theta_{exit,1}$ 和 $\theta_{exit,2}$ 由分子泵的几何参数和转速决定,如果不使用导流装置则二者均为 1。进气道和导流装置通过收缩段进行连接,和进气道相比,收缩段的长度通常很短,因此可以近似简化为长度为 0 的收缩截面并定义面积收缩比为 $A_{exit}/A_{tube,2}$ 。

在下文的理论分析,需要使用导流装置的净透射率 $\theta_{exit,net}$,即分子正向穿透导流装置进入下游且不再返回的概率。 $\theta_{exit,net}$ 除了与 $\theta_{exit,1}$ 和 $\theta_{exit,2}$ 有关,还和下游的密度等条件有关,因此仅依靠捕集系统的参数无法直接确定 $\theta_{exit,net}$ 。但如果 $\theta_{exit,1} \gg \theta_{exit,2}$ 且导流装置两端的压缩比远小于 $\theta_{exit,1}/\theta_{exit,2}$,则逆向穿透导流装置的分子可以忽略,此时可以认为 $\theta_{exit,net}$ 近似等于 $\theta_{exit,1}$ 。

1.2 捕集率的平衡模型

Romano 等^[4]针对进气道为直管的特殊情况 ($A_{tube,1} = A_{tube,2}$) 给出了捕集率的平衡模型。下面将

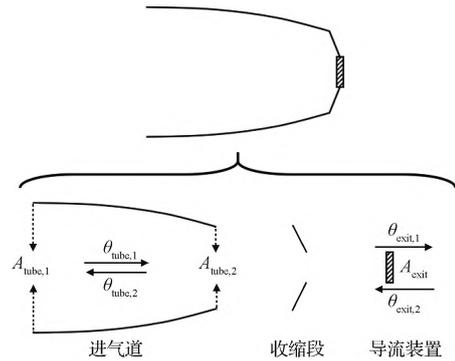


图 2 气体捕集系统结构图

Fig. 2 Composition of an air intake system

该模型推广到更为一般的情况 ($A_{tube,1} > A_{tube,2}$)。

该模型的基本假设是,在紧贴进气道末端的一段腔体中(如图 3(a)的虚框),气体处于完全的平衡态,包括宏观速度为 0、热运动速度满足麦克斯韦分布以及空间上均匀分布。

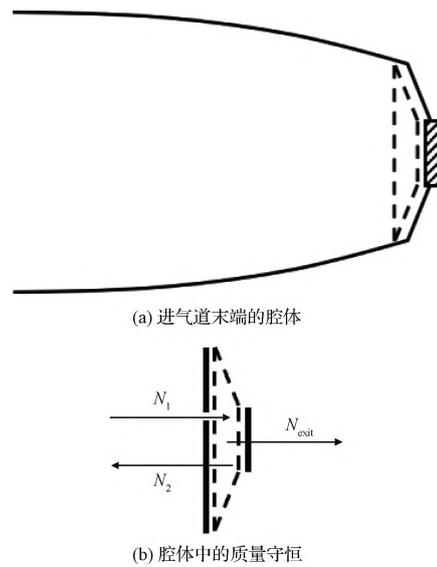


图 3 平衡模型示意图

Fig. 3 Description of the balancing model

将腔体的左侧(进气道)、右侧(导流装置)均简化为具有正向和反向透射率的黑箱,如图 3(b),然后对腔体中的气体建立如下的质量守恒方程

$$N_1 = N_2 + N_{exit} \quad (4)$$

式中: N_1, N_2, N_{exit} 分别为

$$N_1 = n_0 u_{f,0} A_{tube,1} \theta_{tube,1} \quad (5)$$

$$N_2 = n_{ch} u_{f,ch} A_{tube,2} \theta_{tube,2} \quad (6)$$

$$N_{exit} = n_{ch} u_{f,ch} A_{exit} \theta_{exit,net} \quad (7)$$

其中, n, u_f 为分子数密度和通量速度,下标 0 和 ch 分别代表来流气体和腔体。对于式(5),由于来流

气体的宏观速度(约 7.8 km/s)远大于分子热运动速度, $u_{f,0}$ 可以近似为宏观速度 u_0 。对于式(6)和式(7),由于腔体气体的宏观速度假设为 0, $u_{f,ch}$ 可以通过下式计算

$$u_{f,ch} = \left(\frac{RT_{ch}}{2\pi M} \right)^{0.5} \quad (8)$$

式中: R 为普适气体常数, T_{ch} 为腔体气体温度, M 为气体的摩尔分子质量。

将式(5) - (7)代入守恒方程,可以得到腔体气体的压缩比公式

$$\frac{n_{ch}}{n_0} = \frac{u_0}{u_f} \frac{A_{tube,1} \theta_{tube,1}}{A_{tube,2} \theta_{tube,2} + A_{exit} \theta_{exit,net}} \quad (9)$$

然后可得捕集率公式

$$\eta = \frac{N_{exit}}{n_0 u_0 A_{tube,1}} = \frac{\theta_{tube,1} A_{exit} \theta_{exit,net}}{A_{tube,2} \theta_{tube,2} + A_{exit} \theta_{exit,net}} \quad (10)$$

定义 $\theta_{exit,net}^* = \theta_{exit,net} A_{exit} / A_{tube,2}$, 捕集率公式简化为

$$\eta = \frac{\theta_{tube,1} \theta_{exit,net}^*}{\theta_{tube,2} + \theta_{exit,net}^*} \quad (11)$$

Binder 等^[8]通过平衡模型和数值模拟分别计算了直管构型捕集系统的透射率,二者定性吻合,但平衡模型整体上低估了捕集率。我们认为产生偏差的主要原因是,在平衡态假设下通过式(8)计算的腔体两侧的通量与实际情况不完全相符。具体来说,除了密度存在非均匀分布以外,自由分子流下的速度分布函数也无法达到麦克斯韦分布。在下一节我们通过概率分析给出一种更为准确的透射率模型。

1.3 捕集率的非平衡模型

图4中的各条路径代表了一个来流分子进入捕集系统后可能出现的各种结果。来流分子进入捕集系统后,经过若干次壁面碰撞,到达进气道出口和入口的概率分别为 $\theta_{tube,1}$ 和 $1 - \theta_{tube,1}$ 。由于自由分子流假设下可以忽略分子间碰撞,到达进气道入口的分子有 100% 概率逃逸至大气中。对于到达进气道出口分子,未与收缩截面发生碰撞并穿透流装置的概率为 $\theta_{exit,net}^*$, 反弹至进气道的概率为 $1 - \theta_{exit,net}^*$ 。分子反弹至进气道后,经过若干次壁面碰撞,再次到达进气道入口和出口的概率为 $\theta_{tube,2}$ 和 $1 - \theta_{tube,2}$, 而到达进气道出口分子再次面临穿透和反弹的选择。

将所有可能的穿透概率相加,即可得到最终的捕集率

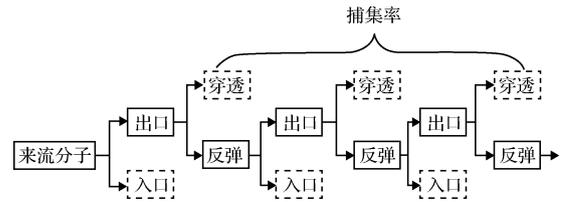


图4 来流分子进入捕集系统后的可能结果

Fig. 4 Possibilities of a molecule entered the air intake system

$$\eta = \theta_{tube,1} \theta_{exit,net}^* + \theta_{tube,1} (1 - \theta_{exit,net}^*) (1 - \theta_{tube,2}) \cdot \theta_{exit,net}^* + \theta_{tube,1} [(1 - \theta_{exit,net}^*) (1 - \theta_{tube,2})]^2 \theta_{exit,net}^* + \dots \quad (12)$$

简化后为

$$\eta = \frac{\theta_{tube,1} \theta_{exit,net}^*}{\theta_{exit,net}^* + \theta_{tube,2} - \theta_{exit,net}^* \theta_{tube,2}} \quad (13)$$

和平衡模型相比,非平衡模型在分母上多了一项 $-\theta_{tube,2} \theta_{exit,net}^*$, 因此计算的透射率相比式(11)会增加。

1.4 直管构型捕集系统的捕集率

本节以工程设计中常见的直管构型捕集系统作为分析对象,对上述理论模型进行检验并分析捕集率的变化规律。气固相互作用模型采用与实际飞行数据更为吻合的漫反射模型。

利用理论模型计算捕集率,需要已知直管透射率($\theta_{tube,1}, \theta_{tube,2}$)以及 $\theta_{exit,net}^*$ 等参数。下面首先对直管透射率进行计算,然后通过理论模型研究 $\theta_{exit,net}^*$ 取不同值时捕集率的变化规律。

由于直管的左右对称性,正向和反向透射率可以在同一个方向上求解。对于横截面为圆形的直管, Clausing^[13]、Hughes 等^[14]给出了透射率的理论求解方法,在此基础上 Cole 等^[15]获得了透射率的数值解。但对于一般截面形状的直管,特别是工程设计中常用的正多边形截面,则需要通过直接模拟蒙特卡罗(DSMC)^[16]或试验粒子蒙特卡罗(TPMC)^[17]等分子模拟方法统计获得直管透射率。本文采用 TPMC 方法计算直管透射率。在蒙特卡罗模拟中,分子发生漫反射后的法向和切向速度需要满足对应的概率分布函数,仿真时可以采用逆变换法或取舍法等方法随机生成,具体过程可参考相关文献^[18]。

透射率是无量纲来流速度(简称无量纲速度)和无量纲管长的函数,无量纲速度一般以来流气体的最可几速度($v_m = (2RT/M)^{0.5}$)作为参考速度,无量纲管长可以以圆管直径作为参考长度。Li 等^[19]

的数值模拟结果表明以 $A^{0.5}$ (A 为横截面积) 做参考长度时, 正多边形管和圆管的透射率几乎相同, 因此本文采用 $A^{0.5}$ 作为参考长度计算无量纲管长。本文中, 无量纲速度和无量纲管长分别记为 S 和 L_A 。另外, 对于从出口回弹至进气道的分子, 一般认为其仅具有热运动速度而不具有特定的宏观速度, 因此反向透射率对应的无量纲速度是 0。

图 5 为 $S=0$ 和 $S=10.15$ 时透射率 θ_{tube} 与无量纲管长 L_A 的关系。当 L_A 增加时分子穿透直管的难度增加, 当 S 减小时来流气体的准直性减弱, 因此增加 L_A 或减小 S 均会导致 θ_{tube} 下降。由图可知, 直管截面形状是圆形或方形对透射率没有明显影响, 证明了 L_A 作为无量纲管长的合理性。本文和文献[3]的模拟结果吻合很好, 验证了本文模拟程序的可靠性。

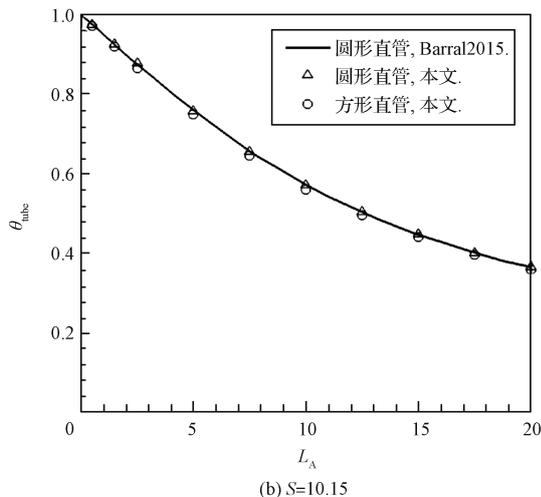
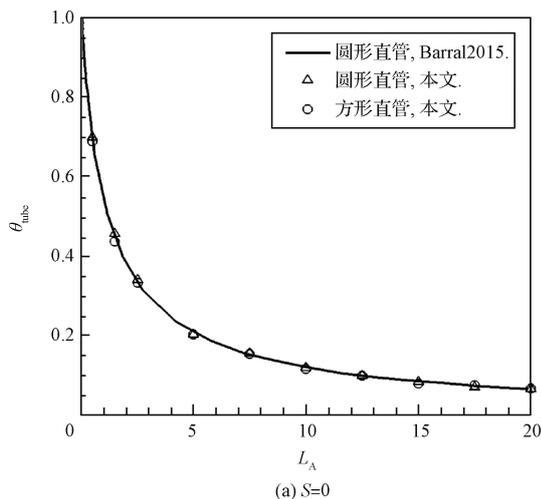


图 5 透射率与无量纲管长的关系

Fig. 5 Transmission probabilities of different L_A

通过 TPMC 模拟得到直管透射率以后, 即可代入理论公式计算出气体捕集率。对于 $S=10.15$ 、 $\theta_{\text{exit,net}}^*=0.1$ 的捕集系统, 图 6 为两种理论模型计算的捕集率以及直接通过 TPMC 模拟获得的捕集率。平衡模型与 TPMC 模拟结果定性吻合但整体偏低 (最大相对偏差 8%), 非平衡模型与 TPMC 模拟结果吻合很好 (最大相对偏差 0.89%)。

然后通过非平衡模型研究捕集率的变化规律。图 7 为 $S=10.15$ 、 $\theta_{\text{exit,net}}^*$ 取不同值时捕集率和 L_A 的关系。可以看出, 当 $\theta_{\text{exit,net}}^*$ 给定且小于 1 时捕集率存在极大值, 极大值对应的 L_A 可以作为最优的无量纲管长。随着 $\theta_{\text{exit,net}}^*$ 减小, 捕集率整体降低, 因此实际设计中应尽量提升 $\theta_{\text{exit,net}}^*$ 。

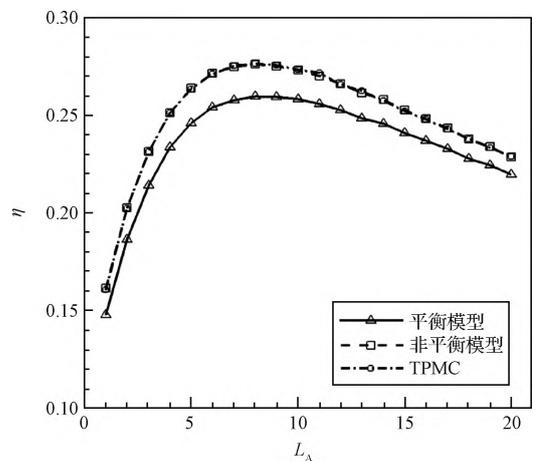


图 6 理论模型和数值模拟的捕集率对比

Fig. 6 Transmission probabilities calculated by theoretical models and numerical simulation

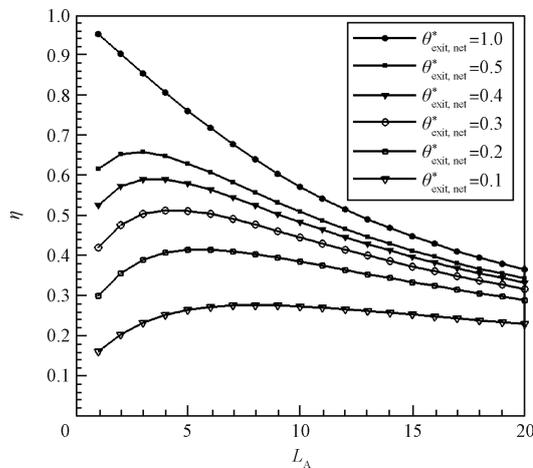


图 7 $\theta_{\text{exit,net}}^*$ 取不同值时透射率和无量纲管长的关系

Fig. 7 Influence of $\theta_{\text{exit,net}}^*$ on transmission probabilities

2 捕集系统设计

2.1 设计方法

基于第 1 节的理论模型和机理分析,本节进一步在实际飞行条件下对直管构型捕集系统开展优化设计。优化设计的基本方法是在 S 和 $\theta_{exit,net}^*$ 给定的情况下通过非平衡模型计算出与最大捕集率对应的 L_A 。但在具体设计中,还有若干关键问题需要考虑,下面分别进行讨论。

由 1.4 节的机理分析可知,提升捕集率首先需要增大 $\theta_{exit,net}^*$,因此可将面积收缩比($A_{exit}/A_{tube,2}$)设为 1 并在出口安装和进气道直径相同的导流装置,得到 $\theta_{exit,net}^* = \theta_{exit,net}$ 。为了获得高透射率,选取高速涡轮分子泵作为导流装置,此时逆向穿透分子可以忽略($\theta_{exit,net} = \theta_{exit,1}$),则进一步有 $\theta_{exit,net}^* = \theta_{exit,1} = \theta_{mp,1}$ 。这里 $\theta_{mp,1}$ 为分子泵的正透射率,由体积抽速换算可得(具体方法见下一节)。确定 $\theta_{mp,1}$ 以后即可利用式(13)计算气体捕集率。

真实的大气环境可能包括多种组分,在相同来流速度下每种组分的无量纲速度 S 并不相同,因此各组分的最优无量纲管长也不相等。实际设计中可以先计算出各组分捕集率随 L_A 的变化规律,然后根据各组分的分子量和摩尔分数确定来流气体的质量捕集率随 L_A 的变化规律并确定最优的 L_A 。

实际飞行中还需要考虑进气道侧壁面给卫星带来的额外阻力。实际设计中可以采用多孔准直器缩短进气道长度(如图 8),即将单个直管替换为相同无量纲管长下的一簇直管。但准直器内部隔板额外占用的入口面积会降低捕集率,因此需要合理地确定准直器的分割层数,以获得最佳的推进性能。

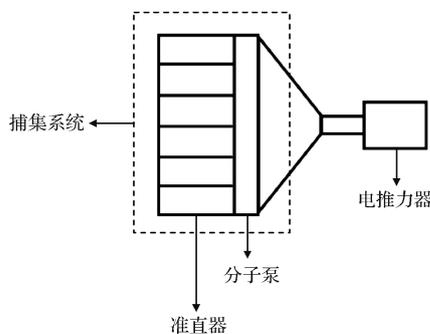


图 8 捕集系统示意图

Fig. 8 Scheme of the air intake system

基于上述讨论,捕集系统的优化设计步骤为:

- 1) 选定实际飞行轨道,根据大气模型确定来流条件;
- 2) 选择合适的涡轮分子泵,通过体积抽速换算出来流气体各组分对应的分子泵正透射率;
- 3) 通过非平衡模型计算各组分捕集率,再结合各组分的分子量和摩尔分数确定来流气体的质量捕集率,最后确定最优的无量纲管长;
- 4) 保证无量纲管长不变的前提下,以最大推阻比为目标,确定合适的准直器分割层数。

2.2 参数优化

本节选择 150 km 的近地轨道为实际飞行轨道,根据 2.1 节的优化设计步骤,开展捕集系统的参数优化。

第一步,确定 150 km 高度下的来流条件。由 NMLMSISE-00 模型^[20]给出的中等太阳活动强度下(F10.7 = 140)的大气温度为 691 K, O, N₂ 和 O₂ 的摩尔分数分别为 37.5%、58.6%、3.9%。设来流速度为 7800 m/s,则 O, N₂, O₂ 的无量纲速度分别为 9.23、12.21、13.05。

第二步,确定涡轮分子泵的正向透射率 $\theta_{mp,1}$ 。已知分子泵的体积抽速 L 和 $\theta_{mp,1}$ 之间满足如下关系

$$L = u_f A_{mp} \theta_{mp,1} \quad (14)$$

式中: A_{mp} 为分子泵的入口面积, u_f 为通量速度。本文选择了 PFEIFFER 公司生产的 ATH3200M 型涡轮分子泵,表 1 为产品说明书中给出的 N₂, He, H₂, Ar 四种气体的体积抽速。为了得到该分子泵对空气各组分的正向透射率,首先建立透射率与气体分子量之间的关系。图 9 为换算得到的 $\theta_{mp,1}$ 和分子量 M 的关系。从图中可以看出, $\theta_{mp,1}$ 与 $\ln M$ 存在近似线性关系。然后通过线性插值,得到 O, N₂ 和 O₂ 的正透射率分别为 23.7%、29.2% 和 30.8%。该型产品在涡轮分子泵之后还有一个牵引分子泵,使得它具有 10⁸ 以上的压缩比,远大于吸气式电推进 1000 ~ 10000 倍压缩比的需求,因此可以忽略下游回流对透射率的影响。此外,该型分子泵的直径为 320 mm,因此将进气道直径也设为 320 mm。

第三步,对无量纲管长进行优化。首先,对于各组分,分别通过 TPMC 模拟得到相应无量纲来流速度下的直管透射率,再结合涡轮分子泵正向透射率,通过非平衡模型计算出捕集率,结果如图 10

表 1 ATH3200M 分子泵的体积抽速
Table 1 Pumping speed of ATH3200M

气体种类	体积抽速 (L/s)
N ₂	2800
He	2500
H ₂	1700
Ar	2700

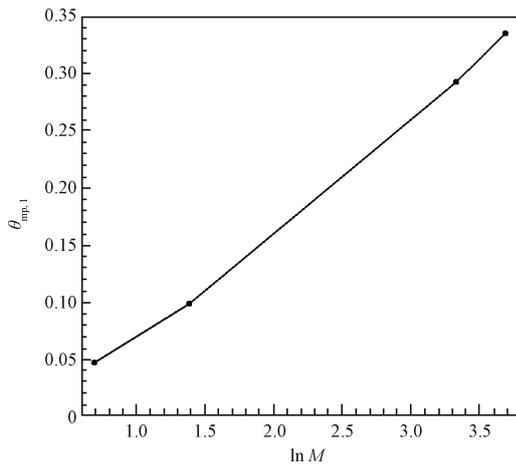


图 9 分子泵正透射率和分子量的关系

Fig. 9 The forward transmission probabilities of molecular pump for different molecular weights

所示。可以看出, O₂ 的透射率最大、N₂ 次之、O 最小, 即分子量越小捕集率越低。根据各组分的分子量和摩尔浓度, 最终得到空气的质量捕集率, 结果表明最大捕集率为 50.8%, 对应的无量纲管长为 4.28。

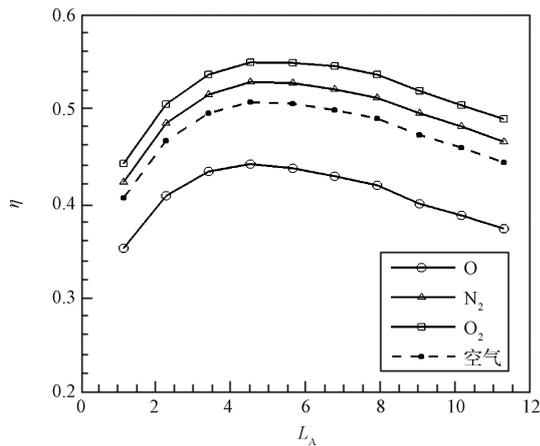


图 10 捕集率和无量纲管长的关系 (150 km 高度)

Fig. 10 Collection efficiencies of different L_A at 150 km

最后, 确定准直器的分割层数。如果以单个直管作为进气道, 进气道长度为 1.37 m, 由进气道侧壁面产生的阻力系数为 0.78, 和迎面面阻力系数

(=2) 相比已不能忽略。使用多孔准直器可以降低侧壁面阻力系数, 但准直器的内部隔板会减小有效进气面积, 进而降低捕集率。为此, 需要以最大推阻比为优化目标来确定准直器参数。这里采用一种近似方法进行分析。首先将圆形截面替换为等面积下的正方形截面, 然后通过 N 钨 Wingdings 2MC@N 的多孔准直器将其分割。阻力和推力与分割层数 N 满足如下关系

$$\frac{F_D(N)}{F_D(1)} = \frac{2 + 0.78/N}{2.78} \quad (15)$$

$$\frac{F_T(N)}{F_T(1)} = \frac{A_{\text{tube},1} - 2(N-1)\delta L}{A_{\text{tube},1}} \quad (16)$$

式中: δL 为准直器内部隔板厚度。因此, 推阻比 $\gamma(N)$ 可以写为

$$\frac{\gamma(N)}{\gamma(1)} = \frac{1 - \frac{2(N-1)\delta L}{A_{\text{tube},1}}}{\left(2 + \frac{0.78}{N}\right)/2.78} \quad (17)$$

图 11 为 $\Delta l = 1 \text{ mm}$ 的计算结果, 可以看出, $N = 4$ 时推阻比可以获得最大提升 (提升幅度为 17.2%), 对应的准直器长度变为 0.343 m。由于圆形截面分割更为复杂, 因此实际分割层数不一定为 4, 但可以将 0.343 m 作为设计准直器的参考长度。

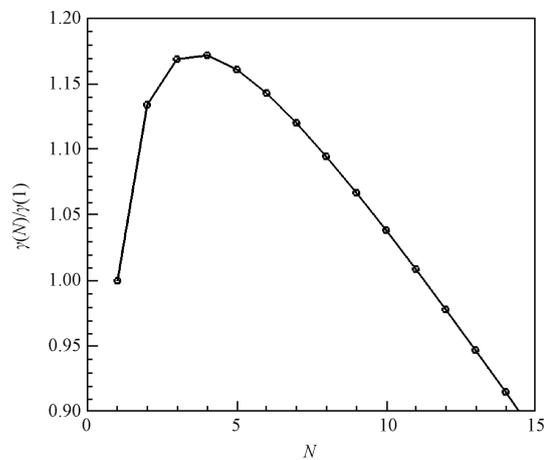


图 11 推阻比和准直器分割层数的关系

Fig. 11 Thrust-drag-ratio of different dividing layers

2.3 讨论

本节进一步对当前方案中的一些不足和改进方向进行讨论。

目前方案中假设所有分子沿正向穿透分子泵的概率均为 $\theta_{\text{mp},1}$, 但这种假设会一定程度上高估气体捕集率。原因是来流分子穿越进气道的过程中一部分未与侧壁面发生碰撞 (称为直接透射分子), 另一

部分至少与侧壁面发生一次碰撞(称为间接透射分子),而直接透射分子由于保留了来流的宏观速度,因此其正向穿透涡轮分子泵的概率会因为无量纲转速的降低而显著下降。图12为TPMC模拟得到的 $S = 10.15$ 时来流分子以直接和间接的方式穿透直管进气道的概率(称为直接透射率 $\theta_{\text{tube,direct}}$ 和间接透射率 $\theta_{\text{tube,indirect}}$,二者之和为 θ_{tube})。可以看出,当 $L_A < 10$ 时 $\theta_{\text{tube,direct}} > 20\%$,因此需要对直接透射分子的影响予以重视。一方面可以通过分子模拟对分子泵进行精细建模以获取更为准确的捕集率,另一方面应考虑优化分子泵参数以提升直接透射分子的透射率。

目前的理论分析和方案设计主要是基于完全漫反射模型,但实际情况中分子与壁面首次发生碰撞时,入射速度很大且入射角很小,其散射规律可能和完全漫反射模型有较大差异。可以考虑使用更贴近实际的CLL模型或者分子动力学(MD)的模拟数据来研究气固相互作用规律对捕集率的影响。

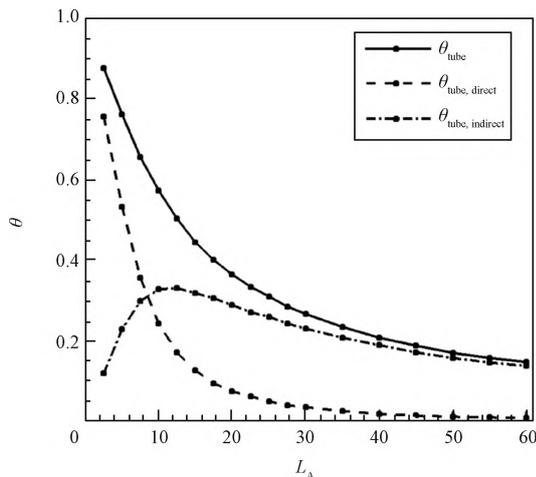


图12 直接透射率 $\theta_{\text{tube,direct}}$ 、间接透射率 $\theta_{\text{tube,indirect}}$ 和无量纲管长的关系

Fig. 12 Direct and indirect transmission probabilities of different L_A

3 结论

本文对吸气式电推进的气体捕集系统开展了理论分析和设计优化。通过对文献中系统的简化抽象,分析获得了影响捕集率的关键参数,在此基础上给出了准确的捕集率理论模型(非平衡模型)。采用捕集率的非平衡模型,分析了直管构型捕集系统的捕集率变化规律,结果表明:对于给定的出口净透

射率,存在使捕集率达到最大值的最优无量纲管长,且最优无量纲管长随出口净透射率降低而减小。

利用理论模型,以150 km的绕地轨道为例,对捕集系统开展了设计和优化。基础方案采用直管构型加等管径涡轮分子泵的组合。通过参数优化,确定了系统的无量纲管长(4.28)以及最大捕集率(50.8%),并以最大推阻比为优化目标确定了准直器的长度参考值0.343 m。

后续研究中需要对涡轮分子泵透射率和气固相互作用规律开展更精细的研究,以获得更为准确的捕集率影响规律。

参 考 文 献

- [1] Nishiyama K. Air breathing ion engine concept[C]. The 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Bremen, Germany, Sept 29 - Oct 3, 2003.
- [2] Cara D D, Amo J G, Santovincenzo A, et al. RAM electric propulsion for low earth orbit operation: An ESA study[C]. The 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, Sept 17 - 20, 2007.
- [3] Barral S, Cifali G, Albertoni R, et al. Conceptual design of an air-breathing electric propulsion system[C]. The 34th International Electric Propulsion Conference, Hyogo-Kobe, Japan, July 4 - 10, 2015.
- [4] Romano F, Binder T, Herdrich G, et al. Air-intake design investigation for an air-breathing electric propulsion system[C]. The 34th International Electric Propulsion Conference, Hyogo-Kobe, Japan, July 4 - 10, 2015.
- [5] Singh L A, Walker M L R. A review of research in low earth orbit propellant collection[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 75: 15 - 25.
- [6] Jackson S W, Marshall R. Conceptual design of an air-breathing electric thruster for CubeSat applications[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2018, 55(3): 632 - 639.
- [7] Moe K, Moe M M. Gas-surface interactions and satellite drag coefficients[J]. Planetary & Space Science, 2005, 53(8): 793 - 801.
- [8] Binder T, Boldini P C, Romano F, et al. Transmission probabilities of rarefied flows in the application of atmosphere-breathing electric propulsion[C]. The 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Victoria, Canada, July 10 - 14, 2016.
- [9] Fujita K. Air-intake performance estimation of air-breathing ion engines[J]. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Part B, 2004, 70(700): 3038 - 3044.
- [10] Tagawa M, Yokota K, Nishiyama K, et al. Experimental study of air breathing ion engine using laser detonation beam source[J].

- Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(3): 501–506.
- [11] Andreussi T, Cifali G, Giannetti V, et al. Development and experimental validation of a Hall effect thruster RAM-EP concept [C]. The 35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, USA, Oct 8-12, 2017.
- [12] Li Y, Chen X, Li D, et al. Design and analysis of vacuum air-intake device used in air-breathing electric propulsion [J]. Vacuum, 2015, 120: 89–95.
- [13] Clausius P. Über die strömung sehr verdünnter gase durch röhren von beliebiger länge[J]. Annalen der Physik, 1932, 404(8): 961–989.
- [14] Hughes P C, De Leeuw J H. Theory for the free molecular impact probe at an angle of attack[J]. Rarefied Gas Dynamics, Volume 1, 1965, 1: 653.
- [15] Cole R J. Complementary variational principles for Knudsen flow rates[J]. IMA Journal of Applied Mathematics, 1977, 20(1): 107–115.
- [16] Bird G A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows[M]. Oxford: Clarendon Press, 1994.
- [17] Li Y W, Chen X K, Jia Y H, et al. Numerical investigation of three turbomolecular pump models in the free molecular flow range[J]. Vacuum, 2014, 101: 337–344.
- [18] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 124–125.
- [19] Li Y, Chen X, Wang L, et al. Molecular flow transmission probabilities of any regular polygon tubes[J]. Vacuum, 2013, 92: 81–84.
- [20] 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.

作者简介:

杨超(1989-), 男, 博士, 助理研究员, 主要从事稀薄气体动力学和热化学非平衡流动方面的研究。

通信地址: 北京北四环西路 15 号(100190)

电话: (010)82544023

E-mail: yangchao@imech. ac. cn

胡远(1986-), 男, 博士, 研究员, 主要从事等离子体物理和电推进数值模拟方面的研究。本文通信作者。

通信地址: 北京北四环西路 15 号(100190)

电话: (010)82544023

E-mail: yhu@imech. ac. cn