

吸气式多级电流体推进器性能研究*

王春岩¹, 黄护林^{1,2}, 李 灏¹, 王彦利¹, 程翔宇³

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏南京 211106;

2. 南京航空航天大学 航天进入减速与着陆技术实验室, 江苏南京 211106;

3. 中国科学院合肥物质科学研究院, 安徽合肥 231603)

摘要: 吸气式电流体动力 (Electrohydrodynamic, EHD) 推进器通过多级加速的方式可以有效提高推力, 缓解航空器在空间环境下燃料不足的问题。为了探索不同参数下推进器的性能变化规律, 分别研究了海拔、电压、电极间距和推进器级数等对电流体推进器的影响, 通过求解电流体动力学基本方程获得了放电、流动及推进特性相关的数据。研究发现, 推进器在海拔0~20 km存在较大的性能差异, 当海拔增大时, 电极可施加的极限电压明显减小, 电流及空气流速均有不同程度的降低。单级加速腔在海拔0 km处产生的最大推力是海拔20 km处的18.4倍, 对应的推功比是海拔20 km处的3.1倍。多级推进器的推进性能并不等同于多个单级加速腔的代数相加, 其前后两级电极的相互干扰会导致电场强度和电荷密度均发生变化, 产生的反向电场将阻碍气体的流动。当推进器级数由1提升至5时, 总推力由1.7 mN提升至6.53 mN, 增大3.84倍; 而推功比由0.94 N/kW降至0.58 N/kW, 减小61.7%。

关键词: 电推进; EHD多级推进器; 电晕放电; 离子风; 推功比

中图分类号: V237 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 03-2304005-13

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2304005

1 引言

电推进技术是在1902年由Konstantin率先提出的, 经过多年理论研究, 1964年NASA成功发射首台离子推进航天器^[1]。随着航天科技的迅速发展, 航空航天器的任务难度不断提升, 对推进系统性能的需求也随之增大^[2-4]。电流体动力 (Electrohydrodynamic, EHD) 推进作为一种大气层内的无工质电推进技术, 可以通过吸入环境气体产生推力, 除了具有比冲高、效率高、寿命长等特点以外, 在环保性、续航时间和结构复杂程度上也具有明显优势^[5]。因此, EHD推进技术在厘米级或更小的小型飞行器上应用前景广阔, 是未来空间飞行器推进技术的重要发展方向之一。

EHD推进的基本原理是通过电晕放电产生离子风从而产生推力, 该现象最早由英国科学家发现^[6], 在20世纪20年代被Thomas Townsend Brown和其导

师Paul Alfred Biefeld证实和描述, 并命名为Biefeld-Brown效应^[7]。近年来基于离子风原理研制的固定翼飞机成功地完成了飞行实验^[8], 证明了EHD推进的可行性。在推进性能研究方面, Chen等^[9]选用机翼模型进行建模研究, 讨论了飞行性能的上限, 但是在研究中忽略了推力这一重要性能指标, 同时在分析流速随电压的变化关系时也没有考虑极限电压对流速的限制。Bedolla等^[10]针对环形电极结构, 在相同电压下分析了海拔、湿度等环境因素对推力的影响。由于在不同海拔下改变电压对推进性能的影响并不相同, 因此该研究不能全面反应推进性能随海拔的变化关系。在推进器结构配置方面, Cabanas等^[11]将两组电极并行放置以观察单/双推进器之间的性能差异, 与串行配置相比这种并行的配置引起的电场畸变会更加明显; 同时在实验研究中发现阴极随电压升高发生的二次电晕现象会大幅降低推进效率, 但是他们并没有提出合适的解决办法。Rickard等^[12]采

* 收稿日期: 2023-03-29; 修订日期: 2023-12-01。

基金项目: 国家重点研发计划 (2020YFA0711600)。

作者简介: 王春岩, 博士生, 研究领域为等离子体流动控制技术。

通讯作者: 黄护林, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为磁流体动力学。E-mail: hlhuang@nuaa.edu.cn

引用格式: 王春岩, 黄护林, 李 灏, 等. 吸气式多级电流体推进器性能研究[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2304005. (WANG C Y, HUANG H L, LI H, et al. Performance investigation of air-breathing multi-stage electrohydrodynamic thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2304005.)

用串行的方式对针-环电极结构进行了实验研究,侧重寻找常温常压下提升离子风风速的方法,但是没有分析高海拔环境下放电特性及推进性能随级数的变化关系。在电极结构选择方面,网状集电极虽然具有阻力系数小、质量轻和适用于微加工等优点,然而在微型EHD推进系统领域仍未被广泛关注^[13]。在现有的相关研究中,Zhang等^[14]选择了放电效率较低的针状电晕电极,在分析结构对性能的影响时忽略了阳极与阴极间距这一重要变量的影响。Jewell-Larsen等^[15]虽然选择了放电效率较高的线-网结构,但仅在地面环境下进行了推力的测量,没有对放电特性、推功比等性能参数进行详细研究。

推力是推进系统的重要性能指标,改变工作条件和推进器结构都会对推进性能产生重要影响,如何选择最优的系统参数,提升推力和能量转换效率是EHD推进系统的重要研究方向。在当前研究中,尚未有综合考虑环境特性、放电特性及结构配置对推进性能影响的相关报道,因此本文将基于电流体力学基本原理和阈值法,针对矩形通道、线型电晕电极和网状集电极结构的多级推进器进行研究,详细分析电极间距、电压、环境特性和推进器级数对推进系统性能的影响。

2 计算模型

2.1 物理模型

多级EHD推进器是由多个呈矩形通道结构的单级加速腔首尾串联而成,其局部二维截面示意图如图1所示。每级加速腔整体长度 l 为45 mm,宽度 d 为20 mm,高度 h 为100 mm,内部设有一个线电晕电极(阳极)和一组平行网状集电极(阴极)。为了在降低电极对气流干扰的同时增大电晕放电产生的电荷密度,将阳极和阴极截面半径 r_0 和 r_1 均设置为0.05 mm,阴极的网间距设为1 mm,阳极与阴极 x 方向间距设置为 L ,阳极与入口边界的 x 方向间距设置为10 mm。

在工作状态下,每一级加速腔入口吸入的气体可能来自于环境或上一级加速腔,经电极间离子碰撞加速后,再流入下一级加速腔或排出至推进器外部产生推力。

2.2 电流体力学基本控制方程

电流体力学理论是由电晕放电理论和流体力学理论组成。该理论包括三种物理现象:由电极之间电势差产生的电场,由带电粒子运动产生的电流,以及由于中性空气粒子和带电粒子碰撞而产生的动量交换^[5]。由于正电晕放电化学反应少,启动电压

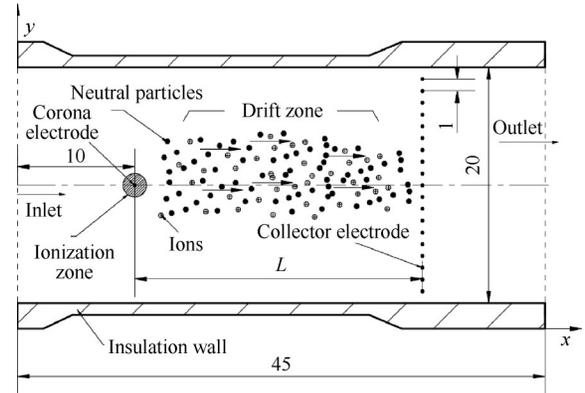


Fig. 1 Schematic diagram of the multistage EHD thruster (mm)

低^[16],所以本文基于正电晕放电进行研究。正电晕放电产生离子风的原理如图1所示,当阳极施加足够大的正电压并且阴极接地时,由于阳极表面电场强度较高,电离区通常位于其附近区域。电离产生的正离子受外加电场的作用向阴极运动,与中性分子碰撞发生动量交换,使空气速度增加。

电晕放电的数值模拟方法通常分为模拟电离区或模拟漂移区两种,前者主要对化学反应和物质浓度感兴趣,后者则侧重于研究离子运动驱动流体的相互作用。由于电离层厚度很小,通常与电晕半径处于同一数量级,所以对电晕放电感兴趣的学者通常选择忽略电离层,同时假设气体仅在阳极表面均匀放电,产生的离子在阴极被中和^[17-19]。基于以上前提,本文采用的基本方程组如下,即

静电方程

$$\mathbf{E} = -\nabla U \quad (1)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{D} = \rho_i \quad (2)$$

$$\mathbf{D} = \varepsilon_0 \varepsilon_r \mathbf{E} \quad (3)$$

式中 \mathbf{E} (V/m)为电场强度矢量, U (V)为电势, \mathbf{D} (C/m²)为电位移矢量, ρ_i (C/m³)为空间电荷密度, ε_r 为电介质相对介电常数, ε_0 (F/m)为自由空间介电常数。

电晕放电是一种局部电离现象,为了避免电极之间出现火花而产生风险,漂移区电场强度应保证低于电晕起始电场强度。因此本文假设漂移区没有离子形成,总电流密度 \mathbf{J} (A/m²)的方程为

$$\mathbf{J} = \mu_i \mathbf{E} \rho_i + u \rho_i - D \rho_i \quad (4)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{J} = 0 \quad (5)$$

式中 μ_i (m²/(V·s))为离子迁移率, u (m/s)为速度矢量, D (m²/s)为离子扩散系数。式(4)中等号右侧的三项,分别对应离子在漂移区的传导、对流和扩散过程。

本文考虑的环境参数均为大气范围,气体流速低,雷诺数较小,因此未考虑湍流模型,并将空气介质视为不可压缩流体,将离子与中性空气分子的动量转移碰撞视为体积力^[20]。加速腔内流体运动 Navier-Stokes 方程如下:

连续性方程

$$\rho_{\text{air}} \nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (6)$$

动量方程

$$\rho_{\text{air}} (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = \nabla \cdot [-p\mathbf{I} + \boldsymbol{\tau}] + \mathbf{F} \quad (7)$$

$$\mathbf{F} = -\rho_i \nabla U \quad (8)$$

式中 ρ_{air} (kg/m^3) 为空气密度, \mathbf{I} 为单位矩阵, $\boldsymbol{\tau}$ (Pa) 为粘性应力张量, \mathbf{F} (N/m^3) 为体积力矢量。

由 Kaptzov 假设^[21]可知,电晕放电开始时阳极表面电场强度保持不变。如果认为电晕起始场强在施加直流电压时与施加交流电压时的峰值相同,则其阈值 E_c 的表达式如式(9)所示^[22],该式在几百 Pa 至几十万 Pa 气压以及 0.01 至几厘米导线半径下同样适用^[23]。

$$E_c = \delta \left(31.5 + \frac{9.63}{\sqrt{\delta r_0}} \right) \quad (9)$$

式中 E_c (kV/cm) 为电晕起始临界电场强度, δ 为相对空气密度 ($\delta = \rho_{\text{air}}/\rho_0$), r_0 (cm) 为阳极半径。

由于简化带电粒子类型对于求解推力等宏观参数的影响十分微弱^[16],并且电子与离子的迁移率之间差异较大,所以本文只考虑正离子的运动^[10]。离子迁移率 μ_i 表达式为

$$\mu_i = \mu_{i0} \left(\frac{p_0}{p} \right) \left(\frac{T}{T_0} \right) \quad (10)$$

式中 μ_{i0} ($\text{m}^2/(\text{V} \cdot \text{s})$) 为参考压强 p_0 (Pa) 和参考温度 T_0 (K) 下的离子迁移率^[24], p (Pa) 为气体静压, T (K) 为气体静温。

2.3 EHD 推进器性能参数

推进器放电产生的离子通常在电场力的作用下与中性分子发生碰撞,中性分子对离子的反作用力即为推进系统产生的推力^[25],表达式为

$$F = \int_{\Omega} \rho_i \mathbf{E} d\Omega \quad (11)$$

式中 F (N) 是 EHD 推力, Ω 是计算区域。

由于 EHD 推进器的推进效率通常为 1% 左右^[6,26-27],因此当前研究中通常不对其进行讨论。本文通过系

统产生的推力和消耗电能的比率对推进器的性能进行评价^[13],即推功比 η 的表达式为

$$\eta = F/(U_c \cdot I) \quad (12)$$

式中 U_c (V) 为施加在两电极间电势差,电流 I (A) 通过阳极表面电流密度的积分确定^[10],表达式为

$$I = \oint \mathbf{J} \cdot d\mathbf{s} \quad (13)$$

式中 $d\mathbf{s}$ (m) 为阳极表面单位长度。

由于多级推进器中各加速腔施加的电压相同,因此 n 级推进器的推功比 η_n 由下式计算得出

$$\eta_n = F/(U_c \cdot (I_1 + I_2 + \dots + I_n)) \quad (14)$$

式中 I_n (A) 为第 n 级加速腔的电流。

2.4 计算方法与边界条件

采用 COMSOL Multiphysics 商业软件建立推进器模型,通过 Laminar Flow, Electrostatics 和 Partial Differential Equation 模块求解上述控制方程,计算中采用的参数如表 1 所示。推进器入口采用开放边界,出口为压力出口,通道壁面和电极均设置为无滑移壁面。通道壁面绝缘、阳极和阴极表面分别施加固定电势和接地,阳极表面电荷密度采用阈值法确定^[9]。具体边界条件如表 2 所示,式中 $\rho_{e,\text{old}}$ (C/m^2) 和 $\rho_{e,\text{new}}$ (C/m^2) 分别表示阳极表面迭代前后的电荷密度, B 为经验参数^[19]。

Table 1 Constant parameter

Parameter	Value at 0 km	Value at 20 km
Air relative permittivity ϵ_r	1	1
Ion diffusion coefficient $D/(\text{m}^2/\text{s})$	5.3×10^{-5}	5.3×10^{-5}
Reference ion mobility $\mu_{i0}/(\text{m}^2/(\text{V} \cdot \text{s}))$	2×10^{-4}	2×10^{-4}
Universal gas constant $R/(\text{J}/(\text{mol} \cdot \text{K}))$	8.314	8.314
Reference viscosity $\mu_0/(\text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2)$	1.716×10^{-5}	1.716×10^{-5}
Sutherland's constant S/K	111	111
Air density $\rho_{\text{air}}/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1.225	0.088
Standard air density $\rho_0/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1.205	1.205
Static pressure p/Pa	1.013×10^5	5.529×10^3
Reference pressure p_0/Pa	1.013×10^5	1.013×10^5
Temperature T/K	288.2	216.7
Reference pressure T_0/K	293	293
Experimentally constant B	1×10^{-5}	1×10^{-3}

Table 2 Boundary conditions

Boundary	Corona electrode	Collector	Wall	Inlet	Outlet
	$u=0$	$u=0$	$u=0$	$-p+\mu \nabla u=0$	$p=0$
Equation	$U=U_c$	$U=0$	$n \cdot D=0$	$n \cdot D=0$	$n \cdot D=0$
	$\rho_{e,\text{new}} = \rho_{e,\text{old}} + B(E-E_c)$	$\rho_c=0$	$\rho_c=0$	$\rho_c=0$	$\rho_c=0$

多级推进器通常由多个结构相同的单级加速腔组成,因此本文将首先分析单级加速腔在不同参数下的性能变化,然后通过寻找多级布置时每个加速腔产生的特性差异,分析多级推进器性能随级数的变化规律。由于推进器的推进性能会受到环境、结构、电压等多种因素影响,需要合理的参数配置才能够正常地进行工作,所以为了便于计算结果的分析,本文将按照表3所示的参数设置分别进行研究。本文研究的多级推进器级数为1~5级,与当前研究通常采用的2级串联形式相比,可以充分描述中间加速腔受前后两级的影响,给出更加准确的推进性能随级数增长的变化趋势。

Table 3 Variables of calculation cases

Variables	Case 1	Case 2	Case 3
Number of stages	1	1	1~5
Altitude H/km	0	20	20
Distances L/mm	10~25	10~25	15
Voltage U_e/kV	1~100	1~100	6

2.5 网格独立性验证

为了保证计算精度的前提下减少网格数量、节省计算时间,采用边界层处网格加密,其余区域相对稀疏的划分原则。网格类型选用自由三角形网格,这种网格可以充分贴合推进器模型中的多个圆形电极结构。网格独立性验证如表4所示,M1~M4按照网格细化程度依次增加。表4中给出了以极细化网格数M4为基准的计算结果,当网格数为M3时,电场力大小的相对误差为0.07%,电流大小的相对误差为0.28%,可以认为网格M3是完全满足计算精度要求的。综合考虑后,选择M3网格进行数值计算。

Table 4 Grid independence verification

Mesh	M1	M2	M3	M4
Grids	15 180	42 116	81 236	177 636
Electric force/mN	88.95	88.89	88.86	88.79
$\Delta F/\%$	0.18	0.10	0.07	0.00
Current of corona electrode/mA	0.532	0.530	0.529	0.528
$\Delta J/\%$	0.75	0.37	0.28	0.00

计算模型的示意图以及对应的网格剖分结果分别如图2,3所示,具体的结构尺寸及名称见图1。计算模型的边界处均采用极细化网格,其他区域则设置为超细化网格,网格总单元数为81 236。

2.6 计算模型验证

为了验证数值模拟的准确性,本文首先与文献

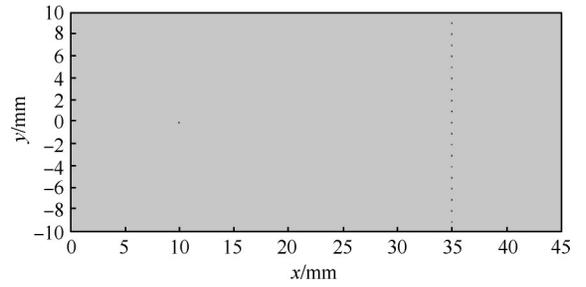


Fig. 2 Schematic diagram of the calculation model

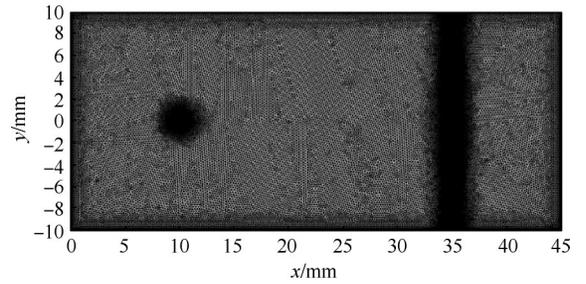


Fig. 3 Computational grid

[10]的数值模拟结果进行比较。验证模型的具体尺寸如表5所示,环境参数选用海拔0 km数据,阳极电势为30 kV,阴极接地。

Table 5 Geometrical dimensions

Geometrical parameter	Dimension/mm
Radius corona wire	0.12
Radius of the curvature of the corona wire	150
Radius of the collector (top)	2
Radius of the curvature of the collector	150
Length of the collector	29
Air gap	30
Length of the enclosing box (along z-axis)	2 000
Width of the enclosing box (along r axis)	2 000

本文将计算得到的电荷密度和速度分布与文献[10]的结果对比如图4和图5所示,可以看出电荷密度与速度的分布基本一致。根据式(11)和式(12)计算得到的推力为101.52 mN,推功比为5.88 N/kW,与文献结果的相对误差分别为4.6%和3.7%,可以验证本文数值模拟工具的有效性。

3 结果与讨论

3.1 单级加速腔性能研究

本节将从静电学和流体动力学两个方面分析单级加速腔的特性。在静电学方面首先观察如图6所示的电场强度变化,可以发现阳极与阴极附近电场的强度及梯度均大于其他区域。阳极表面电场强度

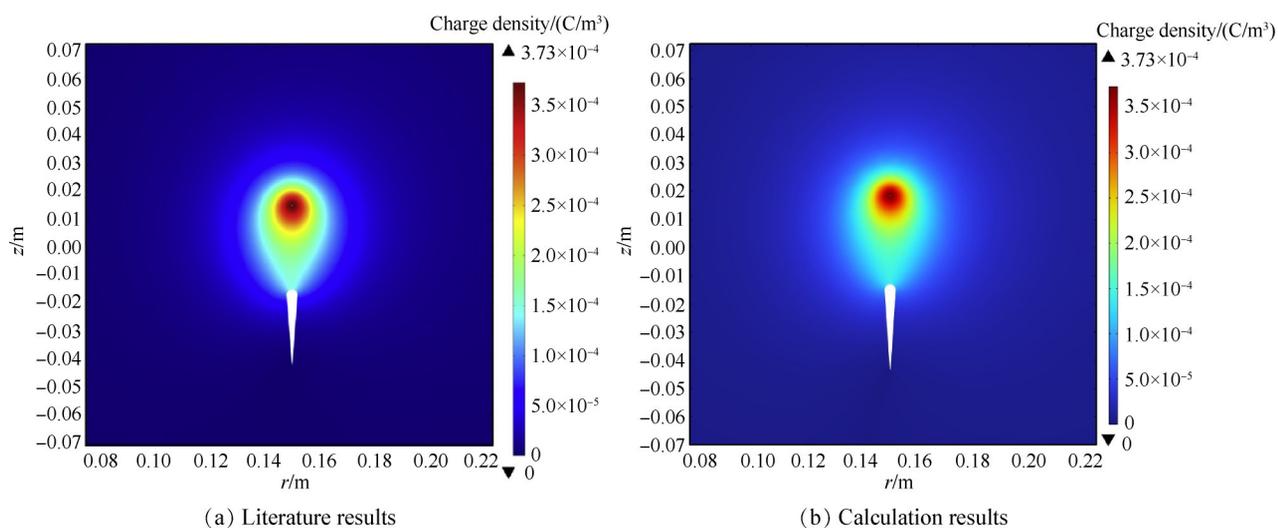


Fig. 4 Distribution of charge density

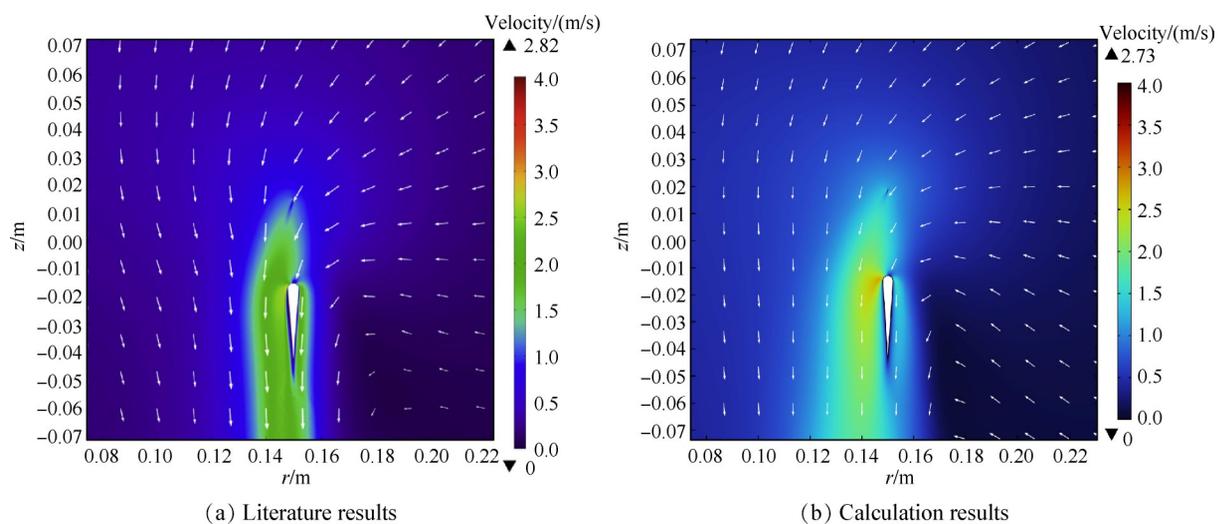


Fig. 5 Distribution of velocity

最大,电晕放电现象通常在其表面发生。由式(9)可知,电晕起始电场强度与空气密度相关,但是不会随电极间距和电压而变化。当推进器位于海拔0 km或海拔20 km时,受空气密度变化的影响,其阳极表面电场强度在稳定状态下分别维持在16.91 MV/m和3.92 MV/m。电场主要分布于阳极与阴极之间,并沿着 x 正方向先减小后增大(越靠近电极变化越剧烈),是离子的主要受力区域。入口至阳极之间存在的微弱电场可能会导致少量的离子逃逸,可以通过添加前置电极的方式缓解^[28]。

对比图6左右两侧的等值线图可以发现,在保持电压不变时,增大电极间距会降低电极间的电场强度。当电极间距由10 mm增大至25 mm时,海拔0 km处20 kV电压下电极间的表面平均电场强度由2.02 MV/m降低至0.8 MV/m,海拔20 km处6 kV电压下电极间的表面平均电场强度由0.6 MV/m降低至0.24 MV/m。

由于电极表面的电场强度会明显高于其他区域,所以在提升电极电压时电晕放电现象会依次在阳极、阴极的表面发生。当两电极同时放电时,不同极性的离子会在电场力的作用下沿相反的方向运动,使离子风速降低、阳极放电难度增大^[12]。受上述原因影响,本文将通过比较阴极电场强度与当前环境电晕起始电场强度的方式,确定推进器正常工作时可以施加的极限电压,即恰好使阴极不发生电晕放电的最大电压,以此避免阴极放电产生的负面效应。不同海拔下EHD推进器可以施加的极限电压如表6所示,可以看出受环境因素的影响,推进器在海拔20 km可施加的最大电压明显小于海拔0 km处。电极间的场强梯度会随电极间距的增大而减小,导致相同电压下的阴极表面电场强度有所降低,使推进器能够在更大的电压下正常工作。

稳定状态下推进器内部的电荷密度分布与电场

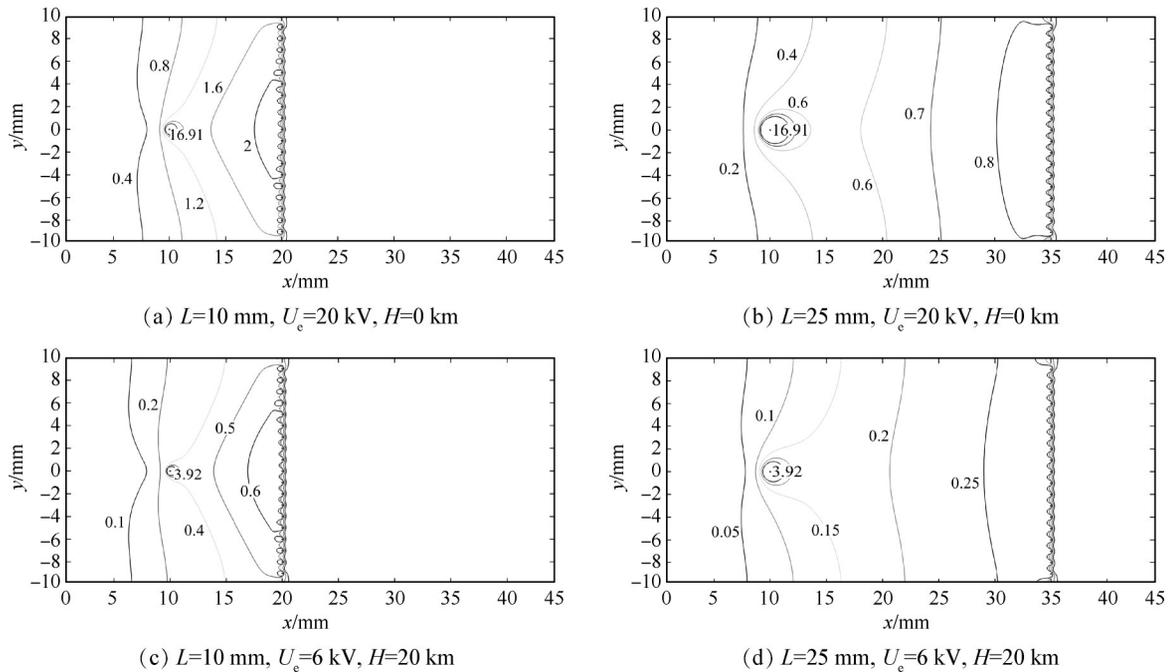


Fig. 6 Distribution of electric field (MV/m)

Table 6 Peak voltage of EHD thruster at different altitude

L/mm	Voltage at 0 km/kV	Voltage at 20 km/kV
10	30	7
15	42	10
20	52	12
25	62	15

强度密切相关,如图7所示。在图7中可以看出离子主要分布在阳极与阴极之间,在入口附近仅存在少量离子。由于电晕放电现象在阳极产生,因此其表

面电荷密度最大,并在电场力的作用下沿四周迅速扩散和衰减。提升电压可以提高气体的电离程度,使离子数目有所提升,同时会提高阳极附近的电荷密度梯度,导致更大比例的离子数目集中在阳极周围,在一定程度上减小加速腔的能量转换效率。

相同电压下增大间距会导致阳极电场强度降低,使电极间的电荷密度有所减小。当电极间距由10 mm增大至25 mm时,海拔0 km处20 kV电压下电极间的表面平均电荷密度由 $2.71 \times 10^{-3}\text{ C/m}^3$ 减小至

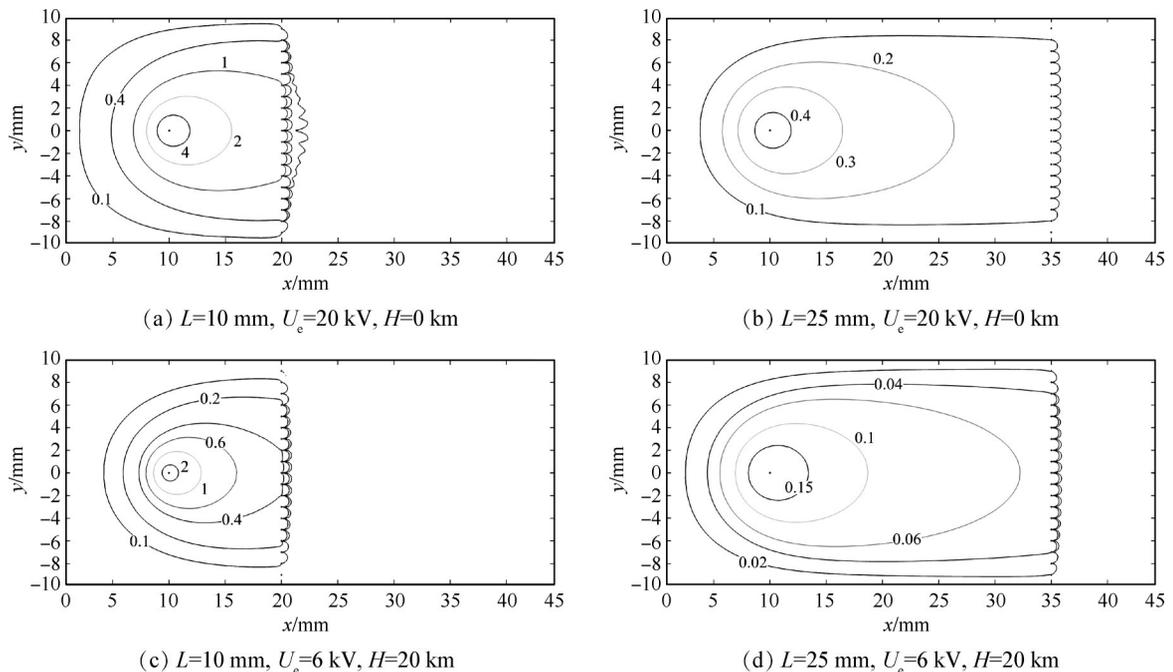


Fig. 7 Distribution of charge density (10^{-3} C/m^3)

$0.25 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$, 海拔 20 km 处 6 kV 电压下电极间的表面平均电荷密度由 $0.91 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$ 减小至 $0.1 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$ 。虽然电极间的电荷密度会随间距的增大而减小, 但是离子的受力区域也会有所增加, 可以在一定程度上抵消离子数目降低对气体流速引起的负面效果。

图 8 汇总了不同海拔下电荷密度随电压的变化曲线, 可以看出增大电压会提升阳极附近气体的电离程度, 导致电荷密度随电压的增大而增大。提升电极间距导致的阳极表面电场强度降低会减小电荷密度随电压变化曲线的斜率, 使相同电压下的电荷密度有所减小。推进器在海拔 20 km 可以产生的最大电荷密度为 $4 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$, 远小于海拔 0 km 处的 $17.9 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$ 。由式(4)可知电晕放电的总电流密度由传导、对流和扩散三项组成, 由于相同环境下传导项中的离子迁移率和阳极场强均不发生改变, 因此电流与对应电荷密度的变化趋势基本一致, 如图 9 所示。当电极间距由 10 mm 增大至 25 mm 时, 加速腔可以产生的最大电流在 0 km 处由 1.83 mA 降低至 0.76 mA, 在 20 km 处由 1.3 mA 降低至 0.57 mA。

在流体动力学方面, 本节主要分析如图 10 所示

的气体流速分布。受电荷密度及电场强度变化的影响, 当电极间距由 10 mm 增大至 25 mm 时, 海拔 0 km 处 20 kV 电压下气流的表面平均速度由 11.22 m/s 降低至 3.47 m/s, 海拔 20 km 处 6 kV 电压下气流的表面平均速度由 5.81 m/s 降低至 1.83 m/s。根据式(9)可知, 稳定状态下阳极表面电场强度只由海拔决定, 同时发现电极间的平均电场强度会随电压的升高而增大, 并随电极间距的增大而减小。再由式(8)可知, 气流所受电场力与电场强度、电荷密度相关, 降低电场强度和电荷密度均会对气流加速产生消极影响。因此, 当加速腔在相同条件下增大电极间距时, 电极间的平均电场强度和放电产生的电荷密度会同时减小, 与气流加速区域延长带来的正面效果相互抵消, 最终导致加速腔出口最大速度几乎保持不变。海拔升高会导致加速腔可施加的极限电压大幅降低, 使相同间距下出口最大速度随海拔升高明显减小。极限电压下推进器出口截面的速度变化曲线如图 11 所示, 可以看出当电极间距为 10 mm 时, 推进器在 0 km 处出口最大速度为 20.07 m/s, 在 20 km 处出口最大速度为 10.92 m/s。

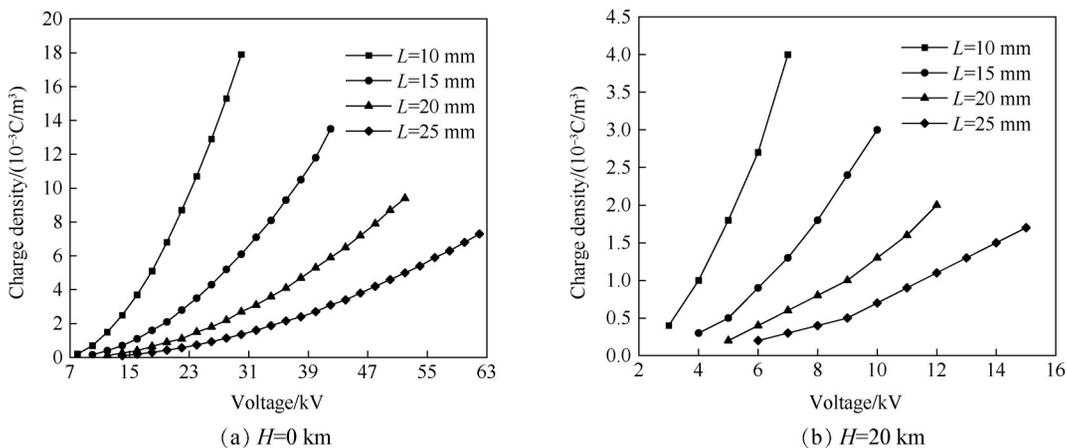


Fig. 8 Charge density changes with voltage

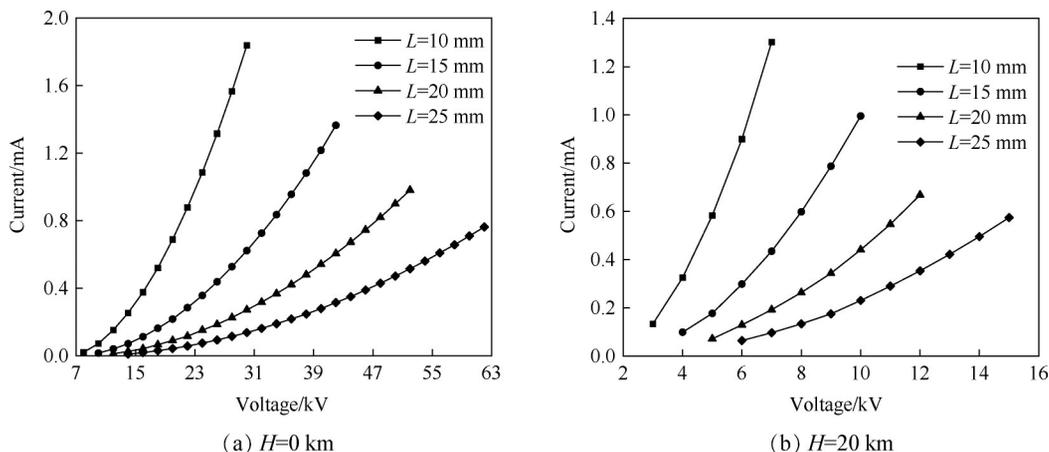


Fig. 9 Current changes with voltage

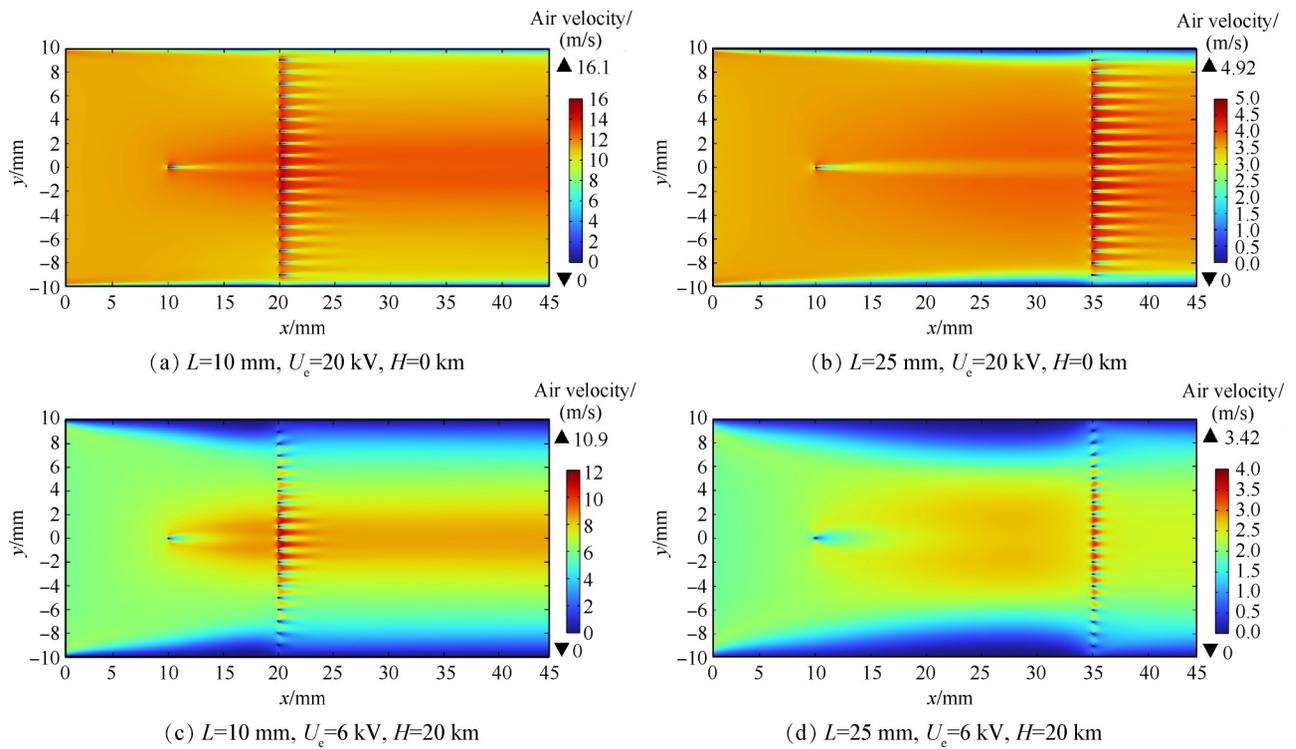


Fig. 10 Distribution of air velocity

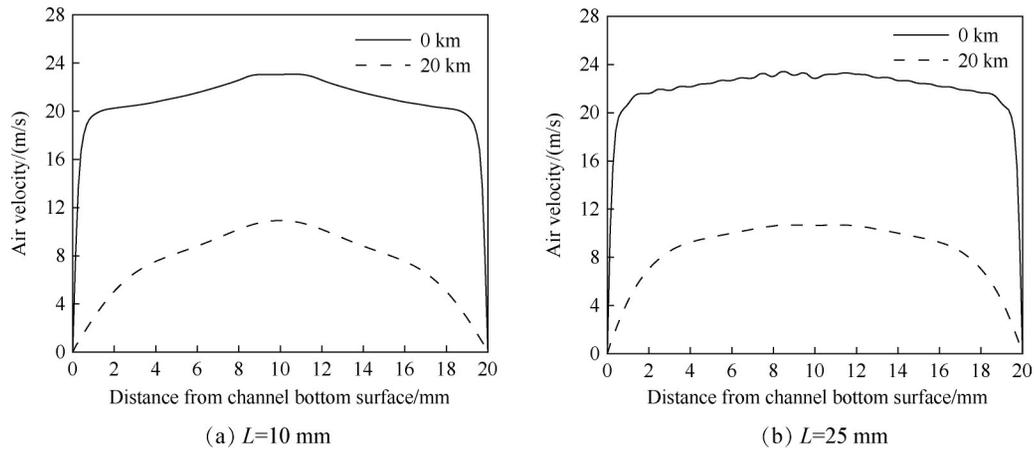


Fig. 11 Air velocity changes with distance from channel bottom surface at peak voltage

推力和推功比是评价推进系统的重要性能指标。不同海拔下推力随电压的变化曲线如图 12 所示。由于离子与中性分子的碰撞效果会随电压的增大而增强,因此加速腔产生的推力也会随电压的增大而显著增大,其变化曲线的斜率会受到电场强度减小的影响而随电极间距的增大而减小。海拔相同时不同电极间距下可以产生的极限推力几乎不发生变化,在高海拔处推力明显减小,与图 11 所示的空气流速的变化相对应。由于提升电压会导致逃逸离子增多、阳极周围离子比例增大等负面现象,因此加速腔的推功比会随电压的增大而降低,如图 13 所示。在相同电压下提升电极间距可以扩大离子与中性分

子的碰撞区域,使推功比有所提升。由于高海拔的空气相对稀薄,离子与中性分子的碰撞频率会随海拔升高而降低,使加速腔在施加极限电压时的推功比明显减小。当电极间距为 10 mm 时,加速腔在 0 km 及 20 km 处可以产生的极限推力分别为 90.2 mN 及 4.88 mN,对应的推功比为 1.63 N/kW 及 0.53 N/kW。

3.2 多级推进器性能研究

由上述单级加速腔的推进性能分析可知,不同环境下的电晕起始电场强度会限制推进器产生的极限推力,当电极电压受限时,增加推进器级数是提升推力的有效方法。多级推进器通常包括串联和并联两种排布方式,由于在并联配置中相邻两级的阳极

和阴极均会相互影响并产生电场畸变^[11],因此本文选择电极间干扰较小的串联方式进行多级推进器的性能研究。

多级推进器中每一级加速腔在连接处的电场强度分布基本相同,如图 14 所示。在图 14 中可以看出,在串联推进器相连接的两个加速腔中,由于前一级的阴极与后一级的阳极距离有限且存在电势差,导致电极连接处产生与空气流动方向相反的电场。电晕放电产生的离子会在连接处反向运动,在一定程度上降低离子对中性分子的加速效果。受影响电极的表面电场强度也会有所增加。表 7 中统计了 1~5

级推进器中每一级阴极的表面电场强度,可以看出 5 级推进器第 2,3,4 级加速腔的阴极表面电场强度较单级加速腔增大了 35.8%,同时根据 3.1 节中电场强度随电极间距的变化趋势可以预测,提升的数值会随两级之间距离的减小而增大,从而在不同程度上降低该级推进器可以施加的最大电压。

虽然多级推进器在稳定状态下各阳极表面电场强度均为电晕起始电场强度,但是在电极之间相互干扰的情况下,各级产生的带电粒子数目并不相同。不同级数的推进器分别在各级放电产生的电荷密度如表 8 所示,在 1~5 级推进器中,除了第 1 级加速腔无

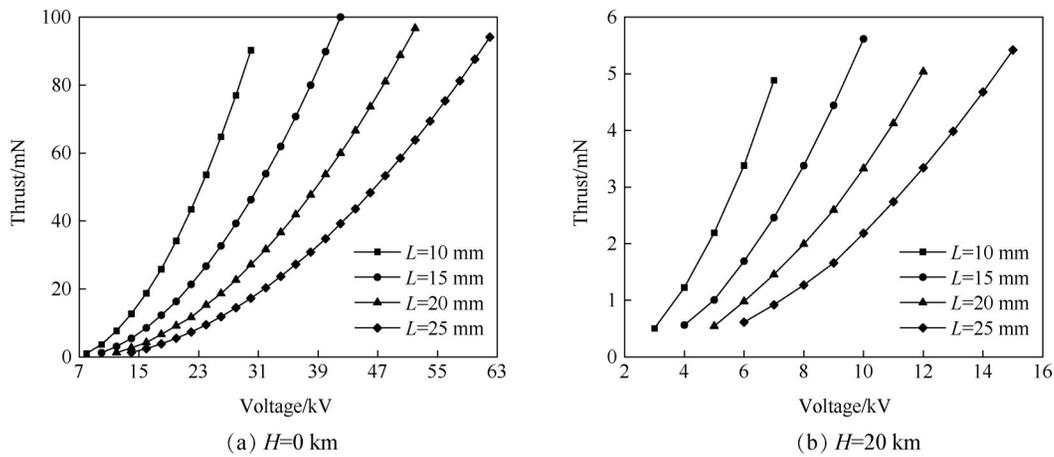


Fig. 12 Thrust changes with voltage

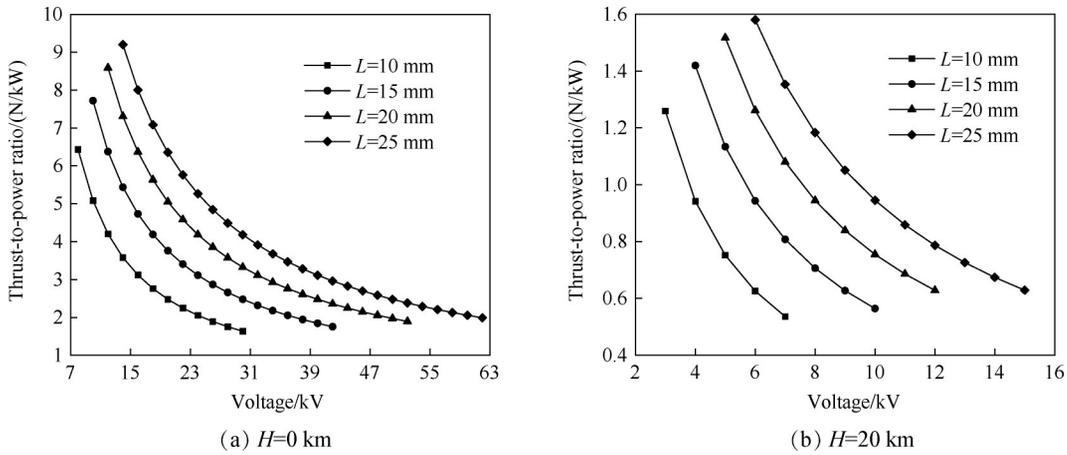


Fig. 13 Thrust-to-power ratio changes with voltage

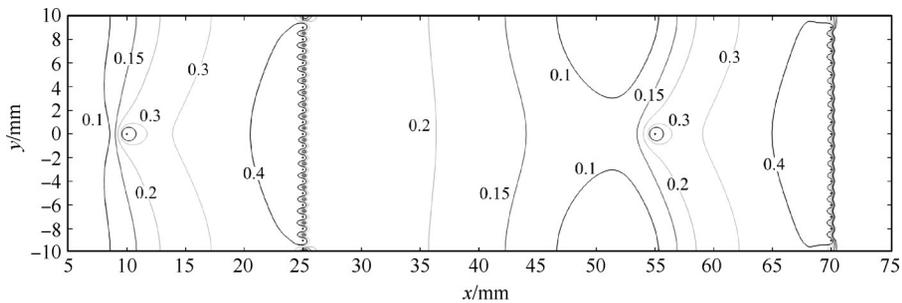


Fig. 14 Distribution of electric field (MV/m)

前置干扰外,其余每级加速腔产生的电荷密度均增大33.3%,增大效果会随着各级之间距离的减小而升高。

受上述电极干扰的影响,多级推进器性能随级数的变化曲线如图15所示。当推进器级数由1提升至5时,总电荷密度由 $0.9 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$ 增大至 $5.7 \times$

10^{-3} C/m^3 ,电流由0.3 mA增大至1.8 mA。在当前参数下单级加速腔可以产生1.7 mN推力,以此为基础每增加1级其总推力会随之增大1.2 mN,5级推进器的总推力为6.53 mN。由于多级加速器在前后两级加速腔的连接处会存在与气体运动方向相反的电场,所以后一级加速腔产生的带电粒子会有部分在

Table 7 Electric field intensity of collector

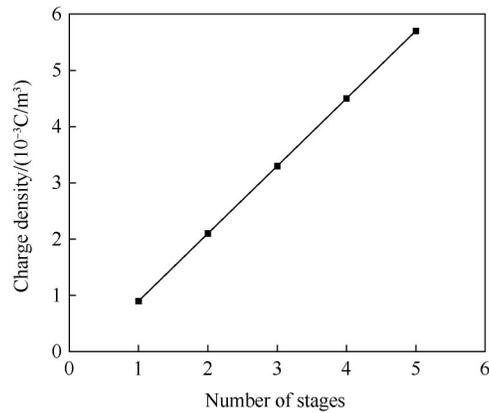
(MV/m)

Number of stages	1-stage thruster	2-stage thruster	3-stage thruster	4-stage thruster	5-stage thruster
1	2.16	2.98	2.98	2.98	2.98
2	/	2.26	3.07	3.07	3.07
3	/	/	2.26	3.07	3.07
4	/	/	/	2.26	3.07
5	/	/	/	/	2.26

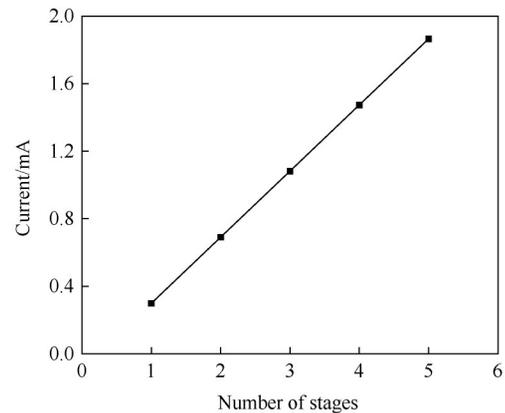
Table 8 Charge density of corona electrode

(C/m³)

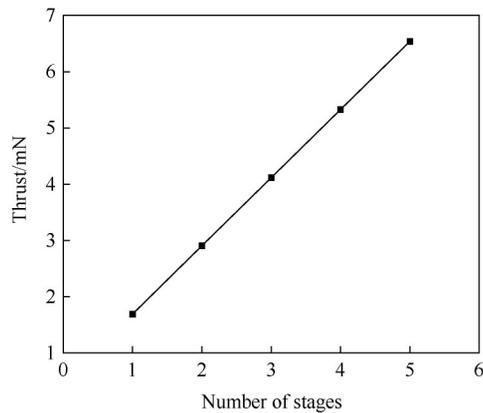
Number of Stages	1-stage thruster	2-stage thruster	3-stage thruster	4-stage thruster	5-stage thruster
1	0.9×10^{-3}				
2	/	1.2×10^{-3}	1.2×10^{-3}	1.2×10^{-3}	1.2×10^{-3}
3	/	/	1.2×10^{-3}	1.2×10^{-3}	1.2×10^{-3}
4	/	/	/	1.2×10^{-3}	1.2×10^{-3}
5	/	/	/	/	1.2×10^{-3}



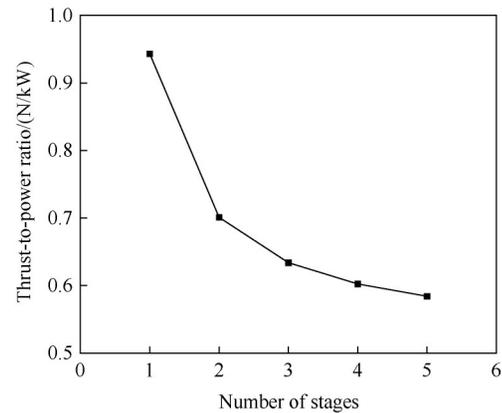
(a) Charge density



(b) Current



(c) Thrust



(d) Thrust-to-power ratio

Fig. 15 Thruster performance changes with number of stages

该电场的作用下反向运动,在减小正向移动粒子的同时增大作用在气体上的反向作用力,导致受影响加速腔产生的推力及推进器的推功比有所减小。5级推进器的推功比为0.58 N/kW,仅为1级推进器的61.7%。

4 结 论

本文通过研究,得出如下结论:

(1)调整电极的电压和间距不会改变稳定状态下阳极表面的电场强度,但是会使阴极表面电场强度发生变化的同时影响电晕放电产生的离子数目。海拔和电极间距的变化均会影响推进器可施加的极限电压,单级加速腔在不同电极间距下可施加的极限电压分别为30~62 kV(海拔0 km)和7~15 kV(海拔20 km)。

(2)推进器内部气流的速度会随间距的增大而减小。当电极间距由10 mm增大至25 mm时,海拔0 km处20 kV电压下气流的平均速度降低69.1%,海拔20 km处6 kV电压下气流的平均速度降低68.5%。推进器出口气流的最大速度会随海拔升高而降低,10 mm电极间距的单级加速腔在海拔0 km处的出口最大速度是20 km处的1.83倍。海拔升高会导致推进器的推进性能明显下降。单级加速腔在海拔0 km处产生的最大推力和对应的推功比分别是20 km处的18.4倍和3.1倍。

(3)多级推进器与单级加速腔相比,主要的差异来源于前后两级电极的相互干扰,使其推进性能无法随级数呈整数倍增加。当推进器级数由1提升至5时,总电荷密度由 $0.9 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$ 增大至 $5.7 \times 10^{-3} \text{ C/m}^3$,电流由0.3 mA增大至1.8 mA。同时,推力由1.7 mN提升至6.53 mN,增大3.84倍。多级推进器在串联排布时,前后两级连接处的反向电场会对推进性能产生负面影响,当推进器级数增大时离子的反向运动区域也会增多,导致推进器的推功比由0.94 N/kW降至0.58 N/kW,减小61.7%。在后续研究中,计划将不同放电极性的加速腔进行串联,以避免两级连接处形成反向电场,进一步探究提高多级推进系统性能的方法。

致 谢:感谢国家重点研发计划的资助。

参考文献

- [1] 耿海,李婧,吴宸宸,等.空间电推进技术发展及应用展望[J].气体物理,2022,8(1):1-16.
- [2] O'REILLY D, HERDRICH G, KAVANAGH D F. Electric propulsion methods for small satellites: a review[J]. Aerospace, 2021, 8(1).
- [3] 于达仁,乔磊,蒋文嘉.中国电推进技术发展及展望[J].推进技术,2020,41(1):1-12. (YU D R, QIAO L, JIANG W J. Development and prospect of electric propulsion technology in China[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 1-12.)
- [4] 秦江,姬志行,郭发福.航空用燃料电池及混合电推进系统发展综述[J].推进技术,2022,43(7):210164. (QIN J, JI Z X, GUO F F. Review of aviation fuel cell and hybrid electric propulsion systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 210164.)
- [5] 陈盼,武志文,刘向阳,等.一种用于临近空间飞行器的吸气式电推进技术[J].宇航学报,2019,37(2):203-208.
- [6] ROBINSON M. A history of the electric wind[J]. American Journal of Physics, 1962, 30(5): 366-372.
- [7] BROWN T T. A method and an apparatus or machine for producing force or motion[P]. UK: 300311, 1928-11-15.
- [8] XU H, HE Y, STROBEL K L, et al. Flight of an aeroplane with solid-state propulsion[J]. Nature, 2018, 563(7732): 532-535.
- [9] CHEN S, ZHU Y F, TU J Y, et al. Numerical investigation of an electroaerodynamic driven aeroplane: electrical properties, ionic wind and flight performance[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2019, 52(36): 365203.
- [10] BEDOLLA P O, VORLAUFER G, SEQUARD-BASE P, et al. Altitude dependence of electrohydrodynamic flow in an electrostatic lifter[J]. Journal of Electrostatics, 2017, 87(1): 32-44.
- [11] CABANAS M F, GONZ LEZ F P, GONZ LEZ A S, et al. Analysis of the efficiency of the electrohydrodynamic propulsion based on the biefeld-brown effect for manned and unmanned aircrafts [J]. Applied Sciences, 2022, 12(6): 2997.
- [12] RICKARD M, DUNN-RANKIN D, WEINBERG F, et al. Maximizing ion-driven gas flows[J]. Journal of Electrostatics, 2006, 64(6): 368-376.
- [13] LENG J M, LIU Z W, ZHANG X Y, et al. Electrohydrodynamic thrust with no combustion emissions and noises in a centimeter-scale point-to-grid configuration [C]. Shenzhen: Earth and Environmental Science, 2021.
- [14] ZHANG G W, YANG J K, LIN X H. Numerical simulation on ionic wind in circular channels[J]. Chinese Physics B, 2021, 30(1): 014701.
- [15] JEWELL-LARSEN N E, KARPOV S V, KRICHTAFOVITCH I A, et al. Modeling of corona-induced electrohydrodynamic flow with comsol multiphysics[C]. Minneapolis: American Nuclear Society, 2021.

- olis: Proceedings ESA Annual Meeting on Electrostatics, 2008.
- [16] ZOGNING C, LOBRY J, MOINY F. Comparison between positive and negative corona discharges by hydrodynamic plasma simulations[C]. Songjiang City: International Symposium on Electrical Insulating Materials (ISEIM), 2020.
- [17] ZHANG J, LAI F C. Effect of emitting electrode number on the performance of EHD gas pump in a rectangular channel[J]. Journal of Electrostatics, 2011, 69(6): 486-493.
- [18] GO D B, GARIMELLA S V, FISHER T S, et al. Ionic winds for locally enhanced cooling[J]. Journal of Applied Physics, 2007, 102(5): 053302.
- [19] ADAMIAK K, ATTEN P. Simulation of corona discharge in point - plane configuration[J]. Journal of Electrostatics, 2004, 61(2): 85-98.
- [20] STUETZER O M. Ion drag pressure generation[J]. Journal of Applied Physics, 1959, 30(7): 984-994.
- [21] GUAN Y F, RAVIS V, ALBERTO A, et al. Experimental and numerical investigation of electrohydrodynamic flow in a point-to-ring corona discharge[J]. Physical Review Fluids, 2018, 3(4).
- [22] PEEK F W. Dielectric phenomena in high voltage engineering[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1920.
- [23] KUFFEL E, ZAENGL W S, KUFFEL J. High voltage engineering fundamentals [M]. Amsterdam: Pergamon Press, 2000.
- [24] ZHANG B, HE J L, JI Y M. Prediction of average mobility of ions from corona discharge in air with respect to pressure, humidity and temperature[J]. IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation, 2019, 26(5): 1403-1410.
- [25] KHOMICH V Y, MALANICHEV V E, REBROV I E. Electrohydrodynamic thruster for near-space applications [J]. Acta Astronautica, 2021, 180(1): 141-148.
- [26] EDWARD A C, PAUL S M. Ion-neutral propulsion in atmospheric media [J]. AIAA Journal, 1967, 5(10): 1768-1773.
- [27] ROBINSON M. Movement of air in the electric wind of the corona discharge [J]. Transactions of the American Institute of Electrical Engineers, Part I: Communication and Electronics, 1961, 80(2): 143-150.
- [28] 周 凯. 临近空间电流体推进技术仿真与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

(编辑:梅 瑛)

Performance investigation of air-breathing multi-stage electrohydrodynamic thruster

WANG Chunyan¹, HUANG Hulin^{1,2}, LI Hao¹, WANG Yanli¹, CHENG Xiangyu³

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

3. Hefei Institute of Physical Science, Chinese Academy of Science, Hefei 231603, China)

Abstract: Air-breathing electrohydrodynamic (EHD) thrusters offer a solution to the issue of limited fuel for aircraft in space. Researchers typically employ a multi-stage acceleration approach to enhance the thrust of these thrusters. To identify the performance variation of thrusters under different parameters, the effects of altitude, voltage, electrode spacing and thruster stages on EHD thruster are investigated, by solving the basic EHD equations to obtain data on the characteristics of discharge, gas flow and propulsion. The results indicate clear disparities in the performance of thrusters at altitudes of 0 km and 20 km. As the altitude increased, the maximum voltage that could be supplied to the electrode reduced significantly, resulting in varied reductions in current and air velocity. The maximum thrust generated by a single-stage accelerating cavity at 0 km altitude was 18.4 times that at 20 km altitude, and the corresponding thrust-to-power ratio was 3.1 times that at 20 km altitude. The propulsive performance of a multi-stage thruster did not exhibit an algebraic relationship to the propulsive performance of single stage accelerating cavities. The interaction between the front and rear electrodes caused alterations in both the intensity of the electric field and the density of charge, resulting in a hindrance to the gas movement due to the opposing electric field. When the thruster stage increased from 1 to 5, the overall thrust increased from 1.7 mN to 6.53 mN, resulting in 3.84 times. Additionally, the thrust-to-power ratio reduced from 0.94 N/kW to 0.58 N/kW, representing a reduction of 61.7%.

Key words: Electric propulsion; EHD multi-stage thrusters; Corona; Ionic wind; Thrust-to-power ratio

Received: 2023-03-29; Revised: 2023-12-01.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2304005

Foundation item: National Key R&D Program of China(2020YFA0711600).

Corresponding author: HUANG Hulin, E-mail: hlhuang@nuaa.edu.cn