

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.02.008

## 火星六旋翼无人机旋翼气动外形稳健设计与优化

宣金婷<sup>1</sup>, 丁志伟<sup>1</sup>, 赵洪<sup>2</sup>, 李建波<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016;

2. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

**摘要:** 火星大气密度极低、热容小, 致使火星的大气压和大气密度伴随着温度大幅度变化, 具有较强的不确定性。针对单一大气密度进行旋翼确定性气动设计, 可能导致旋翼在非设计点功耗大幅增加, 影响火星无人机的正常使用。为了避免上述问题, 本文从火星大气环境研究入手, 建立火星大气密度概率分布模型。针对应用潜力更大的火星六旋翼无人机, 采用黏性涡粒子方法建立火星大气环境下高置信度的旋翼精细化气动模型, 并通过快速非支配排序遗传算法 II 开展旋翼气动外形的稳健设计优化。设计得到的旋翼气动外形方案在面对火星大气密度变化时能保持较好的气动性能, 且具备更强的稳健性, 有利于火星六旋翼无人机在不同大气环境下执行更远距离、更长时间的火星探测任务。

**关键词:** 火星; 旋翼; 气动优化; 稳健设计; 黏性涡

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)02-0264-09

## Robust Design and Optimization of Rotor Aerodynamic Shape of the Mars Hexacopter

XUAN Jinting<sup>1</sup>, DING Zhiwei<sup>1</sup>, ZHAO Hong<sup>2</sup>, LI Jianbo<sup>1</sup>

(1. National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing

210016, China; 2. China Helicopter Research & Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

**Abstract:** Because of the extremely low density and low heat capacity of the Martian atmosphere, the atmospheric pressure and atmospheric density of Mars change greatly with temperature, which has strong uncertainty. The deterministic aerodynamic design of the rotor for a single atmospheric density may lead to a significant increase in the power consumption of the rotor at off-design points, affecting the normal use of the Mars helicopter. In order to avoid the above problems, this paper first studies of Martian atmospheric environment and establishes the probability distribution model of Martian atmospheric density. For the Mars hexacopter with greater application potential, the viscous vortex particle method is then used to establish a high-confidence refined rotor aerodynamic model in the Martian atmosphere, and the robust design optimization of the rotor aerodynamic shape is carried out by non-dominated sorting genetic algorithm II. The designed rotor aerodynamic shape scheme maintains good aerodynamic performance in the face of Mars atmospheric density changes, and has stronger robustness, which is conducive to the Mars hexacopter to perform longer and longer Mars exploration missions in different atmospheric environments.

**Key words:** Mars; rotor; aerodynamic optimization; robust design; viscous vortex

2021 年 4 月, “机智”号火星直升机的成功飞行 证明了无人直升机在火星上飞行的可行性。但是

收稿日期: 2023-08-07; 修订日期: 2023-11-17

通信作者: 李建波, 男, 研究员, E-mail: ljb101@nuaa.edu.cn。

引用格式: 宣金婷, 丁志伟, 赵洪, 等. 火星六旋翼无人机旋翼气动外形稳健设计与优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(2): 264-272. XUAN Jinting, DING Zhiwei, ZHAO Hong, et al. Robust design and optimization of rotor aerodynamic shape of the Mars hexacopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 264-272.

“机智”号携带的任务载荷较为单一,主要用于火星车的引导。后续火星探测任务需要携带更多类型、更大质量的科学探测仪器,要求火星无人机具有更强的载重能力、更远的航程和更长的续航时间<sup>[1]</sup>。

相比于共轴双旋翼构型,六旋翼构型更容易实现旋翼及支撑结构折叠。在相同收纳尺寸约束下,火星六旋翼无人机,如图1所示,能够拥有比共轴直升机更大的桨盘面积(大57%左右)<sup>[2]</sup>,这意味着更强的载重能力。并且,六旋翼无人机的重心范围更大,操纵性与抗风性更强,有利于执行火星复杂环境下探测、采样等任务。另外,六旋翼无人机在动力推进装置上存在冗余,可靠性更高,已被纳入美国下一代火星飞行器的发展计划。



图1 火星六旋翼无人机示意图

Fig.1 The Mars hexacopter schematic diagram

火星大气环境恶劣,火星六旋翼无人机旋翼的气动外形设计优化面临多重困难。火星极低的大气密度(平均密度约 $0.017 \text{ kg/m}^3$ )和较低的声速(平均声速约 $233.1 \text{ m/s}$ ),共同导致了火星无人机的旋翼工作在一个低雷诺数-高马赫数的流场环境中,不仅升力和气动效率大大降低,而且气动黏性效应和压缩性效应显著高于地球旋翼飞行器,致使旋翼气动建模难度加大,精确度降低。

Grip等<sup>[3-4]</sup>采用动态入流理论建立了共轴式火星直升机的旋翼气动模型,用于辅助火星直升机的飞行动力学建模与分析,但该模型对旋翼流场的计算精度不足,不适合用于旋翼气动设计。Koning等<sup>[5-6]</sup>考虑计算成本,借助CAMRAD II (Comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics II)软件进行火星直升机共轴双旋翼的气动建模,该模型基于耦合的定常二维翼型气动数据、二阶升力线理论和自由尾迹模型,采用了大量旋翼飞行器的性能和载荷试验数据进行修正<sup>[7]</sup>,在设计升力系数范围内气动性能计算结果与试验结果较为吻合。Dull等<sup>[8]</sup>采用基于雷诺平均Navier-Stokes方程的RotCFD(Rotorcraft computational fluid dynamics)软件进行“机智”号火星直升机的共轴双旋翼建模,并通过旋翼气动试验验证了模型的准确性,但该方法存在数值耗散、计算周期过长等问题,用于旋翼气动优化计算成本过高。

在火星无人机旋翼气动设计优化研究中,

Pipenberg等<sup>[9]</sup>首先采用最小诱导损失理论和片条理论对“机智”号火星直升机的共轴双旋翼开展初步设计,并通过CAMRAD II软件对弦长和扭转角分布进行了手动修正,但手动迭代难以实现旋翼气动方案的最优化。

火星不仅大气密度低,而且大气压和大气密度会随着气温大幅度变化,存在很大的不确定性,可能导致确定性设计优化的旋翼在非设计点的气动性能大幅度偏离设计值。“机智”号曾因火星夏季的大气密度过低(约 $0.013 \text{ kg/m}^3$ )而不得不提高旋翼转速来满足升力需求。转速的提升会影响火星无人机的操控特性、振动水平以及动力系统的散热等,给火星无人机的飞行带来更多的风险。为了减少风险,需要在火星无人机旋翼气动外形设计优化阶段,考虑火星大气密度不确定性的影响,在提高旋翼气动性能的同时,降低其对火星多变大气密度的灵敏度,提高旋翼的稳健性。

考虑计算精度和计算成本,本文拟采用黏性涡粒子方法<sup>[10-11]</sup>建立精细化的火星六旋翼无人机旋翼气动模型,然后针对火星大气环境的不确定性,引入火星大气密度概率分布模型,开展旋翼气动外形的稳健设计优化,获得火星不确定大气密度条件下兼具良好气动性能和较高稳健性的最佳旋翼气动外形方案。

## 1 火星大气密度的不确定性

火星大气层非常稀薄,热容小,导致气温随日照条件的变化而大幅度变化,大气压和大气密度也随之大幅度变化,不确定性强。本文借助火星气候数据库<sup>[12-13]</sup>(The Mars climate database, MCD)对火星大气环境进行数值模拟,统计并分析其变化情况。MCD建立在大气环流模型的基础上,使用了已知的观测数据进行验证,具有较高的置信度。

选取“毅力”号着陆点(火星经度 $77.451\ 403\ 141\ 022\text{E}$ ,纬度 $18.442\ 504\ 733\ 546\text{N}$ ),“机智”号一般起飞时间(火星当地时间 $12:30$ ),通过MCD模拟距火星地表 $5 \text{ m}$ 处气温和大气密度在1个火星年内的变化情况,如图2所示。图2中额外加入了“毅力”号在火星地表 $1.45 \text{ m}$ ,当地时间 $12:00\sim 13:00$ 期间测量得到的大气密度数据<sup>[14]</sup>。

从图2中可以看出,MCD模拟值与“毅力”号测量值变化趋势一致,但数值略高于测量值。根据“机智”号飞行记录,在第325个火星日前后,当地经历了一场沙尘暴,导致大气密度急剧下降至 $0.012 \text{ kg/m}^3$ ,与模拟值相差约10%,其余数据偏差

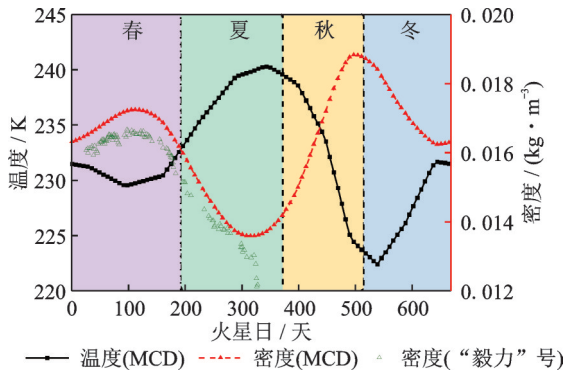


图2 火星全年气温和大气密度变化情况

Fig.2 Annual temperature and atmospheric density variations on Mars

小于6%。由此可见,MCD对火星环境的数值模拟可信度较高。

此外,火星的气温与大气密度在一个火星年内大幅度变化,且两者变化趋势大致相反。在火星夏季,随着气温上升到一年中的最大值,大气密度则达到一年中的最小值;而在秋末,大气密度会达到一年中的最大值,气温则在初冬达到一年中的最低点。一年内,火星大气密度的变化超过30%。

为了模拟火星大气密度的不确定性,以MCD模拟值为参考,利用“毅力”号测量数据进行修正,得到了一个火星年内大气密度的概率分布情况,如表1所示。其中,大气密度变化范围为0.013~0.018 kg/m<sup>3</sup>。

表1 火星全年大气密度概率分布情况

Table 1 Probability distribution of atmospheric density on Mars throughout the year

密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	0.013	0.014	0.015	0.016	0.017	0.018
概率/%	16.67	10.42	14.58	39.58	10.42	8.33

## 2 旋翼气动建模

火星恶劣的大气环境导致六旋翼无人机的旋翼处于低雷诺数-高马赫数的流场环境中,黏性效应和压缩性效应显著,增加了旋翼气动建模的难度,降低了建模的精确度。并且,旋翼气动外形设计优化需要反复调用旋翼气动模型,这要求模型的计算成本尽可能低。

黏性涡粒子方法基于速度场的亥姆霍兹分解以及不可压缩 Navier-Stokes 方程的拉格朗日描述,属于第一性原理方法,不依赖于桨涡卷起模型、涡核模型等半经验模型,因此,比常规自由尾迹类方法更适合火星大气环境下的旋翼性能计算。相比于CFD方法,黏性涡粒子方法无需绘制网格,因而规避了数值耗散的问题,而且可以结合快速多极

子算法加速计算,计算成本较低,适合用于旋翼气动外形的设计优化。

根据亥姆霍兹分解,黏性涡粒子方法的速度场  $\mathbf{u}(\mathbf{r}, t)$  可以表示为

$$\mathbf{u}(\mathbf{r}, t) = \mathbf{u}_\phi(\mathbf{r}, t) + \mathbf{u}_\psi(\mathbf{r}, t) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r}$ 表示粒子位置, $t$ 表示时间, $\mathbf{u}_\phi = \nabla\phi$ 表示无旋场的速度, $\mathbf{u}_\psi = \nabla \times \boldsymbol{\psi}$ 表示无源场的速度。

由于不可压缩性和亥姆霍兹分解,势函数  $\phi$  和向量势  $\boldsymbol{\psi}$  分别满足

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2)$$

$$-\nabla^2 \boldsymbol{\psi} = \boldsymbol{\omega} \quad (3)$$

式中: $\nabla^2 = (\partial^2/\partial x^2 + \partial^2/\partial y^2 + \partial^2/\partial z^2)$ 为拉普拉斯算子, $\boldsymbol{\omega} = \nabla \times \mathbf{u}$ 表示涡量矢量。

采用拉格朗日法描述的涡动力学方程可以表示为

$$\frac{D\boldsymbol{\omega}}{Dt} = \boldsymbol{\omega} \cdot \nabla \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

式中: $D(\cdot)/Dt$ 为物质导数, $\nu$ 代表流体的运动黏度。

在黏性涡粒子模型中,离散化的涡量场可以表示为

$$\boldsymbol{\omega}^h(\mathbf{r}, t) = \sum_{i=1}^N \alpha_i(t) \zeta(\mathbf{r} - \mathbf{r}_i(t); R_i) \quad (5)$$

式中: $N$ 表示涡粒子的数量, $\alpha_i(t)$ 、 $\mathbf{r}_i(t)$ 和 $R_i$ 分别代表第 $i$ 个涡粒子的涡量密度、空间位置和半径, $\zeta(\mathbf{r})$ 为截断函数,用来考虑涡诱导影响带来的涡量分布情况。

联合以上公式求解可以得到涡粒子位置和强度的动力学方程组

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}_i}{dt} = \mathbf{u}(\mathbf{r}_i(t), t) \\ \frac{d\alpha_i}{dt} = \alpha_i \cdot \nabla \mathbf{u}(\mathbf{r}_i(t), t) + \nu [\nabla^2 \alpha_i] \end{cases} \quad (6)$$

式中:涡粒子的当地速度  $\mathbf{u}(\mathbf{r}, t)$  是由自由来流速度和涡量场诱导速度综合决定的,其中诱导速度项通过毕奥-萨伐尔定理来进行求解; $\nu [\nabla^2 \alpha_i]$ 项代表涡粒子的黏性扩散效应,可通过粒子强度交换法 (Particle strength exchange method, PSE) 进行求解,即以积分算子代替拉普拉斯算子  $\nabla^2$ ,从而避免直接进行数值积分,其公式为

$$\left( \frac{d\alpha_i}{dt} \right)_{\text{PSE}} = \nu \sum_{j \in N_i} (V_i \alpha_i - V_j \alpha_j) \zeta(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j; R_j) \quad (7)$$

式中: $V_i$ 和 $V_j$ 分别表示第 $i$ 个和第 $j$ 个涡粒子的体积。

由于核函数会随着距离的增加而迅速衰减,所以仅邻域内的 $N_i$ 个涡粒子影响会被考虑,其余域

外粒子的影响皆不计算在内。

考虑到火星与地球在大气环境方面存在显著差异,采用 Mansfield 等<sup>[15]</sup>提出的自适应涡元分裂法调整涡粒子的疏密程度,来满足计算过程中涡粒子的重叠性要求。

在流场计算域内的气动面都能产生涡量源,并按时间步的推进生成新的涡粒子,涡粒子之间相互作用,从而直接模拟火星六旋翼无人机的单旋翼尾迹。

在旋翼气动建模方面,本文采用二阶升力线方法,通过包含不同马赫数和迎角状态下翼型的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数的 C81 翼型性能表(简称“C81 表”)计入火星大气环境下翼型的黏性效应和压缩性效应,桨叶附着涡沿方位角和展向的变化形成了旋翼尾迹流场。

根据二阶升力线方法,桨叶沿展向被划分成  $N_s$  个微段,每一微段的附着涡环量为常值,所有附着涡微段组成升力线;新生涡粒子区域则采用涡格法进行离散,如图 3 所示。在桨叶表面和后缘布置涡格,每个涡格均可以视为一个封闭的涡环,桨叶表面涡格的控制点设置在桨叶 3/4 弦线处,其强度等于附着涡强度;桨叶后缘涡格与表面涡格对齐,强度则由后缘条件决定,以确保涡量守恒。后缘涡格随时间步进等效生成新生涡粒子场。为了保证计算精度,升力线网格划分较为细致,否则,在新生涡粒子的干扰计算中容易出现奇异化等问题。同时,在新生涡粒子区域采用面积加权法,将新生涡粒子分布到格子上再求解流场速度,来规避奇异化问题。

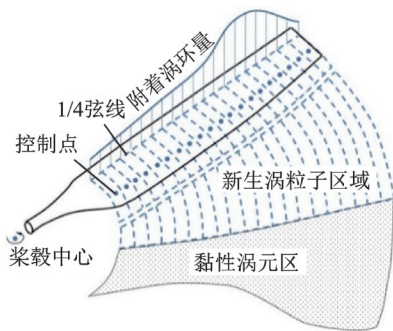


图 3 附着涡格和新生涡元求解示意图

Fig.3 Attached vortex lattice and new vortex element solution diagram

根据涡量守恒,每个升力线微段生成的涡量源强度  $\gamma_\omega$  为

$$\gamma_\omega = -\frac{d\Gamma_b}{dt} + \mathbf{v}_b \nabla \cdot \Gamma_b \quad (8)$$

式中:  $\Gamma_b$  为桨叶附着环量矢量,  $\mathbf{v}_b$  为升力线微段当

地速度,  $-d\Gamma_b/dt$  代表脱体涡,  $-\mathbf{v}_b \nabla \cdot \Gamma_b$  代表尾随涡。

如图 4 所示,在桨叶半径  $r_b$  处,桨叶微段的升力  $dL$  和阻力  $dD$  分别为

$$\begin{cases} dL = \frac{1}{2} r_b W^2 c C_l dr_b \\ dD = \frac{1}{2} r_b W^2 c C_d dr_b \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $W$  表示桨叶微段的相对气流合速度,由来流速度、旋翼旋转速度和诱导速度组成,诱导速度由毕奥-萨伐尔定理得到;  $c$  表示弦长;  $C_l$  和  $C_d$  分别是桨叶微段对应翼型的升阻力系数,由 C81 表插值得到。

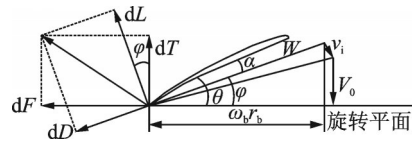


图 4 桨叶剖面受力分析

Fig.4 Force analysis of the blade section

经过坐标转换可以得到平行于和垂直于桨盘平面的气动力分量  $dF$  和  $dT$

$$\begin{cases} dF = dL \sin \varphi + dD \cos \varphi \\ dT = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi \end{cases} \quad (10)$$

式中  $\varphi$  代表桨叶剖面的相对气流合速度与桨盘平面的夹角。

同时,可以得到桨叶微段的扭矩贡献

$$dM = r_b dF \quad (11)$$

因此,旋翼拉力和功率可以表示为

$$T = \sum_{i=1}^{N_b} \int_R dT \quad (12)$$

$$P = \sum_{i=1}^{N_b} \Omega \int_R dM \quad (13)$$

式中:  $N_b$  表示桨叶片数,  $R$  代表旋翼半径,  $\Omega$  表示旋翼转速。

文献[16]通过上述方法建立了火星共轴无人直升机的共轴双旋翼气动模型,并在模拟火星大气密度环境的低气压密闭舱中开展了共轴双旋翼的气动试验,对该模型进行了验证。

论文的旋翼气动模型较好地考虑了火星大气环境的气动特征,且能以较高的置信度和计算效率来计算旋翼气动性能,因而能够应用到火星六旋翼无人机旋翼气动外形优化之中。旋翼气动模型计算流程如图 5 所示。

悬停和 30 m/s 前飞状态下,火星六旋翼无人机的单旋翼尾迹流场分别如图 6 所示。

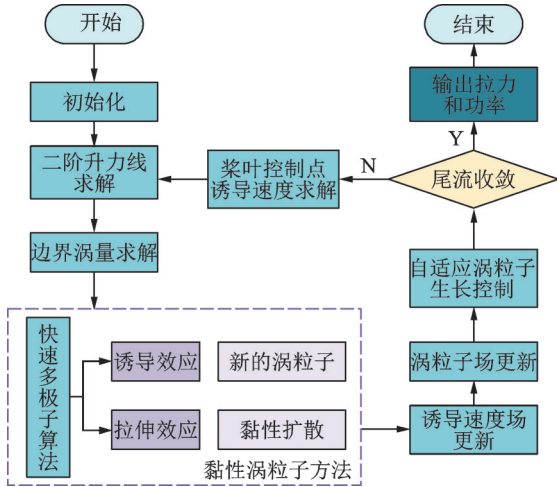


图5 火星六旋翼无人机旋翼气动模型计算流程

Fig.5 Calculation flow chart of the Mars hexacopter rotor aerodynamic model

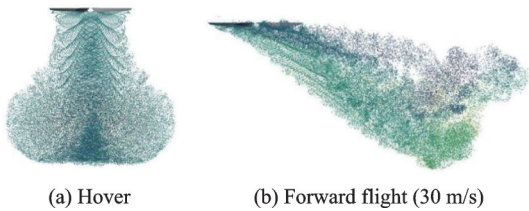


图6 悬停和前飞状态的尾迹图

Fig.6 Wake diagrams of hovering and cruise states

### 3 旋翼气动外形设计优化

在精细化旋翼气动模型的基础上,论文针对火星特殊大气环境,进行火星六旋翼无人机<sup>[2]</sup>(17.66 kg)的旋翼气动外形设计优化,即通过弦长和扭转角分布的设计优化,降低旋翼在目标拉力下的消耗功率。其中,火星大气环境参数和旋翼基本参数如表2、3所示。由于火星大气的声速较低,为避免旋尖马赫数过高,火星六旋翼无人机通过变总距来满足拉力需求,而非变转速。

表2 火星大气环境参数

参数	数值
大气密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	0.013~0.018
声速/(m·s <sup>-1</sup> )	232.7~241.9
动力黏度/(N·s·m <sup>-2</sup> )	1.13×10 <sup>-5</sup>
重力加速度/(m·s <sup>-2</sup> )	3.71

表3 旋翼基本参数

参数	数值
旋翼直径/m	1.28
转速/(r·min <sup>-1</sup> )	2 435
桨叶片数/片	4
桨叶根切/%	20
翼型	CLF5605

### 3.1 设计变量

火星六旋翼无人机桨叶的弦长与扭转角分布,可以通过B-样条曲线表示。给定n+1个控制点, A<sub>0</sub>, A<sub>1</sub>, ..., A<sub>n</sub>, 以及一个节点向量 U = {u<sub>0</sub>, u<sub>1</sub>, ..., u<sub>m</sub>}, k次的B-样条曲线 B(u)可以表示为

$$B(u) = \sum_{i=0}^n A_i N_{i,k}(u) \quad u \in [u_0, u_m] \quad (14)$$

式中: N<sub>i,k</sub>(u)为k次B-样条基曲线, k ∈ [2, n + 1], 且必须满足 m = n + k + 1。N<sub>i,k</sub>(u)的递归公式为

$$N_{i,0} = \begin{cases} 1 & u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

$$N_{i,k} = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \quad u_k \leq u \leq u_{n+1} \quad (15)$$

本文将弦长和扭转角分布分别设置为4次和3次的B-样条曲线,则其表达式分别为

$$c(r_b) = \sum_{i=0}^n h_i N_{i,4}(r_b) \quad r_b \in [0.2R, R] \quad (16)$$

$$\theta(r_b) = \sum_{i=0}^n t_i N_{i,3}(r_b) \quad r_b \in [0.2R, R] \quad (17)$$

式中: h<sub>i</sub>表示弦长分布的B-样条曲线中第i个控制点的参数, θ表示扭转角, t<sub>i</sub>表示扭转角分布的B-样条曲线中第i个控制点的参数。

通过上述公式,B-样条曲线就可以平滑地拟合任意的桨叶外形曲线,且可进行局部修改。其中, h<sub>i</sub>和 t<sub>i</sub>就是设计变量。本文设置桨叶展向 r<sub>b</sub> ∈ [0.2R, R]均匀分布的5个位置作为弦长控制点,扭转角则设置4个控制点,可以表示为

$$D = D(h, t) \quad (18)$$

式中: h = [h<sub>0</sub>, h<sub>1</sub>, h<sub>2</sub>, h<sub>3</sub>, h<sub>4</sub>], t = [t<sub>0</sub>, t<sub>1</sub>, t<sub>2</sub>, t<sub>3</sub>]。

以参考文献[2]中火星六旋翼无人机的桨叶外形为初始方案,通过B-样条曲线拟合得到的结果如图7所示,拟合结果与初始数值吻合度很高。

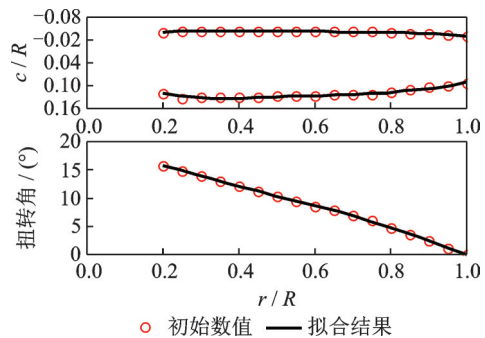


图7 弦长与扭转角的拟合结果

Fig.7 Fitting results of chord and twist

### 3.2 设计约束

在旋翼设计中,旋翼产生的总垂向拉力需与火星无人机的重力  $G$  平衡;在匀速前飞状态下,旋翼产生的总前向拉力需与全机前飞阻力平衡。同时,为了保证火星无人机的机动性,要求悬停时,旋翼总最大拉力不小于 1.3 倍重力。火星六旋翼无人机单个旋翼的设计约束可以表示为

$$\begin{cases} T_v = G/6 \\ T_h = D_i/6 \quad i = 1, 2, \dots, N_p \\ T_{\max\_hover} = 1.3G/6 \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $T_v$  指旋翼产生的垂向拉力,包括悬停状态和前飞状态;  $T_h$  代表前飞状态下,旋翼产生的前向拉力,  $D_i$  代表当大气密度为  $\rho_i$  时,火星无人机的前飞阻力;  $T_{\max\_hover}$  指悬停时旋翼能产生的最大拉力。

### 3.3 优化目标

火星六旋翼无人机的任务剖面如图 8 所示,从起飞点垂直起飞,耗时 30 s,然后爬升到 200 m 的高度,以 30 m/s 的巡航速度前飞 1 km 到达探测点,在探测点上空悬停 120 s 开展探测任务,然后着陆,休眠并充电。

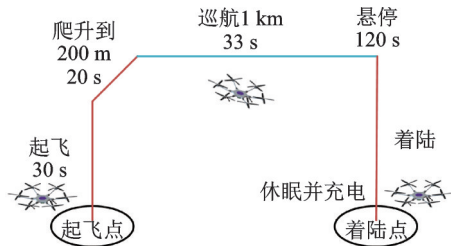


图 8 火星六旋翼无人机的任务剖面图

Fig.8 Mission profile of the Mars hexacopter

根据任务剖面,在单次飞行任务中,火星六旋翼无人机悬停飞行总时间约 170 s,巡航飞行约 33 s,定义旋翼单次飞行的功率  $\bar{P}$  为

$$\bar{P} = 0.84P_{\text{hover}} + 0.16P_{\text{cruise}} \quad (20)$$

式中:  $P_{\text{hover}}$  为单个旋翼的悬停功率,  $P_{\text{cruise}}$  为巡航功率。

火星无人机需要在火星各个季节开展探测任务,将面对大幅度变化的大气密度。以文献[2]旋翼方案为例,其悬停功率随火星大气密度变化如图 9 所示。随着火星大气密度的下降,旋翼悬停功率大幅度增加(最大增加约 20%)。这导致在火星大气密度较低、温度较高的夏季,六旋翼无人机的旋翼将面临电机输出功率和散热能力的双重限制,可能无法提供足够的升力,阻碍火星无人机探测任务的开展。

火星无人机旋翼气动外形稳健设计优化的目标是在火星大气密度变化范围内减小旋翼的功率

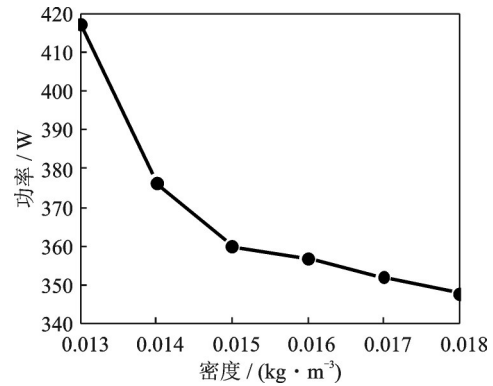


图 9 旋翼悬停功率随火星大气密度的变化情况

Fig.9 Variation of rotor hovering power with Martian atmospheric density

消耗,并且保证旋翼功率的波动尽可能小,即同时减小旋翼功率的均值和标准差。火星无人机旋翼功率随大气密度的变化往往是单调的,在夏季较低大气密度(0.013 kg/m<sup>3</sup>)下旋翼消耗功率较大,因此,以旋翼功率的峰值代替标准差,直接对应电机的最大功率需求。

定义旋翼气动外形稳健设计优化的目标  $f$  为

$$f = \min\{\mu, P_{\max\_hover}\} \quad (21)$$

$$\mu = E(\bar{P}) = \sum_{i=1}^{N_p} \bar{P}(D, \rho_i) p(\rho_i) \quad (22)$$

式中:  $\mu$  为均值,相当于  $E(\bar{P})$ ,即功率  $\bar{P}$  的期望;  $P_{\max\_hover}$  为火星在不同大气密度下,旋翼悬停产生最大拉力  $T_{\max\_hover}$  所消耗功率的最大值,即峰值功率;  $N_p$  为表 1 中选取大气密度值的数量;  $\rho_i$  指代表 1 中不同的火星大气密度值;  $p(\rho_i)$  则为火星一整年中各大气密度出现的概率。

在定义的优化目标中,较小的旋翼功率均值可以使得火星无人机在火星一年中飞行更远的距离;较小的峰值功率降低了旋翼对电机最大输出功率的需求,有利于减小电机质量,同时,意味着旋翼功率的标准差较低,因此,降低了火星无人机对火星大气密度不确定性影响的敏感程度。

### 3.4 优化方法

由于火星六旋翼无人机的旋翼气动外形设计变量较多,且属于非凸问题,为了避免陷入局部最优解,需要采取全局性好的进化类算法。同时,考虑到计算成本,要求寻优算法收敛较快。带精英策略的快速非支配遗传算法 II<sup>[17]</sup> (Non-dominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II) 通过快速非支配排序算法降低了非支配排序的复杂度;通过引入精英策略,扩大了采样空间;采用拥挤度和拥挤度比较算子,保证了种群的多样性。

本文选用 NSGA-II 作为多目标优化算法,开

展旋翼气动外形的设计优化。优化流程(见图10)主要包含3层循环:最内层为旋翼气动性能计算层,通过牛顿迭代法改变总距,获得旋翼达到目标拉力所需的功率;中间层为优化目标计算层,计算不同的大气密度下,旋翼的功率均值和峰值功率;最外层为寻优层,采用NSGA-II进行多目标优化设计,得到Pareto最优前沿。

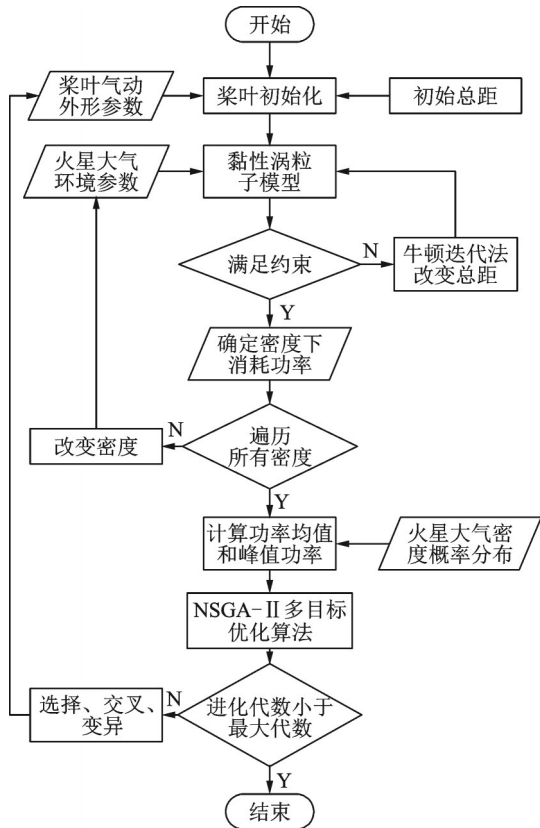


图10 基于NSGA-II的旋翼气动外形优化流程图

Fig.10 Rotor aerodynamic shape optimization flow chart based on NSGA-II

### 3.5 优化结果与分析

通过Pareto方法获得旋翼的功率均值与峰值功率在不同权重分配情况下的最优解集。Pareto最优解集在目标函数空间中的映像称为Pareto最优前沿,如图11所示。Pareto最优前沿附近不同的点对应不同的旋翼气动外形方案。

从Pareto最优前沿中,选取3种不同的旋翼方案进行对比分析,如图12所示。其中,最小峰值功率方案是在火星不同大气密度下,悬停产生最大拉力时,旋翼峰值功率最小的方案;最小功率均值方案是在不确定性大气密度下,单次飞行的旋翼功率均值最小的方案。优选方案即上述两种情况的折中解。从图12可以看到,3种方案的旋翼实度都较大,扭转角分布差距不大。最小峰值功率方案和优选方案的桨尖弦长较大,而最小功率均值方案的桨尖弦长则较小。

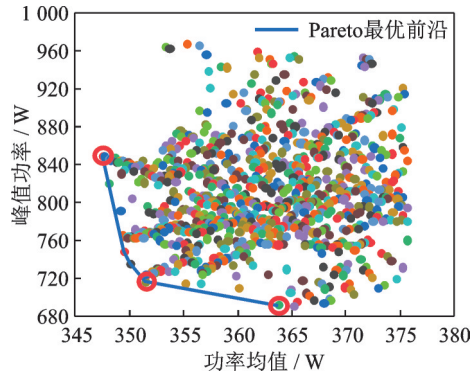


图11 旋翼气动外形优化的Pareto解集

Fig.11 Pareto solution set of rotor aerodynamic shape optimization

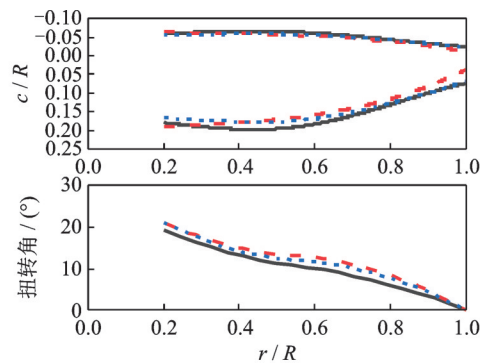


图12 3种旋翼气动外形方案

Fig.12 Three rotor aerodynamic schemes

这3种旋翼方案在不同火星大气密度条件下功率变化情况如图13所示,均值、峰值功率和实度如表4所示。对比3种旋翼方案的气动性能,最小峰值功率方案的峰值功率最低,可以降低对电机输

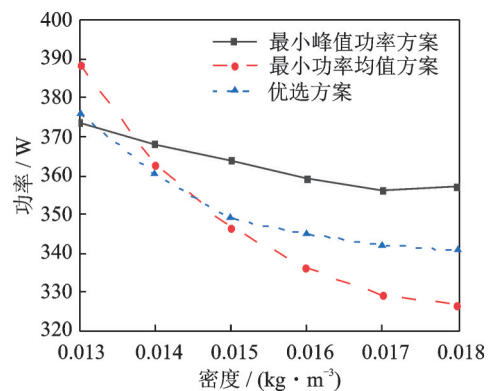


图13 3种方案在不同大气密度下的功率变化

Fig.13 Power changes of three schemes under different atmospheric densities

表4 3种方案的性能对比

Table 4 Performance comparison of three schemes

旋翼方案	功率均值/W	峰值功率/W	实度
最小峰值功率方案	363.71	691.41	0.218
最小功率均值方案	347.68	850.78	0.195
优选方案	351.47	716.93	0.203

出功率的要求,并且功率随密度变化很小,稳健性强,但该方案的功率均值较高,使得火星无人机全年总航程减少。最小功率均值方案虽然具有较低的功率均值,但稳健性差,峰值功率过大,需要无人机配备较大的动力电机,不利于火星无人机减重。优选方案在功率均值与峰值功率上取得了较好的平衡,且具有较好的稳健性,有利于提升火星无人机在不确定性大气环境下的适应能力。优选方案旋翼的桨叶气动外形如图 14 所示。



图 14 优选方案的桨叶示意图

Fig.14 The blade diagram of the preferred scheme

图 15 分别展现了 3 种旋翼方案的悬停功率和前飞功率(30 m/s)随火星大气密度的变化情况。3 种旋翼方案的前飞功率并不是随大气密度单调变化的,特别是最小峰值功率方案,大气密度较高区域的前飞功率反而高于大气密度较低区域。这可能是由于旋翼实度较大,型阻功率对旋翼消耗功率的影响增大。

结合 3 种旋翼方案的气动外形和性能来看,增大旋翼实度有利于火星较低密度条件下旋翼消耗

功率的降低,特别是增大桨尖弦长,对峰值功率(大多出现在  $0.013 \text{ kg/m}^3$ )的降低起了关键作用。但是,增加桨尖部分的弦长可能引起较高大气密度条件下旋翼消耗功率的增加,特别是前飞状态下。

## 4 结 论

本文通过 MCD 火星气候数据库开展了火星大气密度分布规律研究,并基于黏性涡粒子方法建立了火星无人机旋翼的气动模型。针对火星大气密度的不确定性,采用稳健设计优化方法开展了火星六旋翼无人机的旋翼气动外形设计优化工作。主要结论如下:

(1)旋翼实度增加,特别是桨尖弦长增加,有利于降低火星低大气密度下旋翼的功率消耗,但可能导致型阻功率的影响变大,从而出现较高大气密度下旋翼前飞功率不降反增的现象。

(2)优选方案实现了功率均值和峰值功率的综合权衡设计,其旋翼不仅可以在火星变化的大气密度下始终保持较低的功率消耗,稳健性强,而且峰值功率较低,对电机输出功率的要求有所降低。应用该方案的火星六旋翼无人机具有更稳健的气动性能,能够在火星全年执行更远距离的探测任务。

### 参考文献:

- [1] CUMMINGS H, PEREZ B N P, KONING W, et al. Overview and introduction of the rotor optimization for the advancement of Mars eXploration (ROAMX) Project[C]//Proceedings of Transformative Vertical Flight 2022. Fairfax, VA: Vertical Flight Society, 2022.
- [2] JOHNSON W, WITHROW-MASER S, YOUNG L, et al. Mars science helicopter conceptual design: NASA/TM-2020-220485[R].[S.l.]: NASA, 2020.
- [3] GRIP H F, JOHNSON W, MALPICA C, et al. Flight dynamics of a mars helicopter[C]//Proceedings of the 43rd European Rotorcraft Forum. Milano, Italy: Associazione Italiana di Aeronautica e Astronautica (AIDAA), 2017: 836-849.
- [4] GRIP H F, JOHNSON W, MALPICA C, et al. Modeling and identification of hover flight dynamics for NASA's Mars helicopter[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2020, 43(2): 179-194.
- [5] KONING W J F, JOHNSON W, ALLAN B G. Generation of mars helicopter rotor model for comprehensive analyses[C]//Proceedings of the AHS Specialists Conference on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight. Fairfax, VA: Vertical Flight Society, 2018.

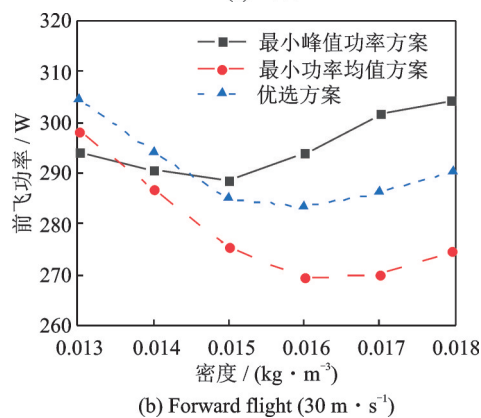
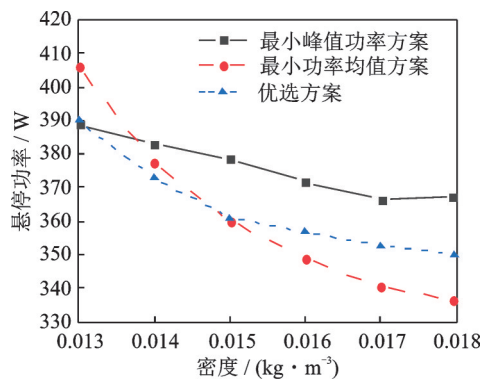


图 15 不同飞行状态下,旋翼功率随火星大气密度的变化情况

Fig.15 Variation of rotor power with Martian atmospheric density under different flight conditions



- [6] KONING W J F, JOHNSON W, GRIP H F. Improved Mars helicopter aerodynamic rotor model for comprehensive analyses[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(9): 3969-3979.
- [7] JOHNSON W. Influence of lift offset on rotorcraft performance: TP-2009-215404[R].[S.l.]:NASA, 2009.
- [8] DULL C, WAGNER L, YOUNG L, et al. Hover and forward flight performance modeling of the ingenuity Mars helicopter[C]//Proceedings of Transformative Vertical Flight 2022. Fairfax, VA: Vertical Flight Society, 2022.
- [9] PIPENBERG B T, KEENNON M, TYLER J, et al. Design and fabrication of the mars helicopter rotor, airframe, and landing gear systems[C]//Proceedings of AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego, CA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [10] TUGNOLI M, MONTAGNANI D, SYAL M, et al. Mid-fidelity approach to aerodynamic simulations of unconventional VTOL aircraft configurations[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021(115): 106804.
- [11] ZHU W, MORANDINI M, LI S. Viscous vortex particle method coupling with computational structural dynamics for rotor comprehensive analysis[J]. *Applied Sciences*, 2021, 11(7): 11073149.
- [12] FORGET F, HOURDIN F, FOURNIER R, et al. Improved general circulation models of the Martian atmosphere from the surface to above 80 km[J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 1999, 104(E10): 24155-24175.
- [13] MILLOUR E, FORGET F, SPIGA A, et al. The latest Mars climate database (Version5.3)[EB/OL]. (2018-02-28) [https://www.cosmos.esa.int/documents/1499429/1583871/Millour\\_E.pdf](https://www.cosmos.esa.int/documents/1499429/1583871/Millour_E.pdf).
- [14] GRIP H F, CONWAY D, LAM J, et al. Flying a helicopter on Mars: How ingenuity's flights were planned, executed, and analyzed[C]//Proceedings of 2022 IEEE Aerospace Conference (AERO). [S.l.]: IEEE, 2022.
- [15] MANSFIELD J R, KNIO O M, MENEVEAU C. Dynamic LES of colliding vortex rings using a 3D vortex method[J]. *Journal of Computational Physics*, 1999, 152(1): 305-345.
- [16] HONG Z, ZHIWEI D, GEN L, et al. Flight dynamics modeling and analysis for a Mars helicopter[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(9): 221-230.
- [17] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6(2): 182-197.

(编辑:孙静)