



北京航空航天大学学报
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics
ISSN 1001-5965, CN 11-2625/V

《北京航空航天大学学报》网络首发论文

题目： 倾转动力无人机三维过渡走廊研究
作者： 夏济宇，周洲，王正平，王睿
DOI： 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0284
收稿日期： 2022-04-26
网络首发日期： 2022-08-26
引用格式： 夏济宇，周洲，王正平，王睿. 倾转动力无人机三维过渡走廊研究[J/OL]. 北京航空航天大学学报. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0284>



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

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

倾转动力无人机三维过渡走廊研究

夏济宇, 周洲[✉], 王正平, 王睿

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

*通信作者 E-mail: zhzhou@nwpu.edu.cn

摘要 提出一种适用于倾转动力类无人机的三维过渡走廊建立方法, 解决了传统过渡走廊中忽略系统动态特征、缺少迎角信息, 难以直接用于过渡路径规划的问题。该方法从物理约束角度限制了飞行速度与倾转角度边界, 从飞行力学角度限制了全机升力特性边界, 从能源配置角度限制了动力系统功率边界, 从而建立了关于飞行速度、倾转角度与迎角的三维过渡走廊, 并且设计了综合性能指标函数用于描述走廊内各飞行路径点的性能, 基于此三维过渡走廊采用鸽群优化算法完成了最优过渡路径的搜索工作。结果表明: 所建立的三维过渡走廊能够更加具体的描述可用飞行范围, 其不仅包括传统过渡走廊的飞行速度与倾转角度, 同时还包含迎角与性能指标信息, 这为过渡路径规划提供了基础; 鸽群优化算法具有良好的过渡路径优化能力, 通过优化使无人机拥有良好的飞行效果, 动力系统油门杆量变化平稳、幅值较小, 证明了使用三维过渡走廊指导过渡飞行与规划过渡路径的可行性。

关键词 倾转动力无人机; 气动力模型; 边界; 三维过渡走廊; 鸽群优化算法; 过渡路径

中图分类号 V279; V249.1

文献标志码 文献标识码: A

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0284

The research on three-dimensional transition corridor of tilt-propulsion UAV

XIA Jiyu, ZHOU Zhou[✉], WANG Zhengping, WANG Rui

(Northwestern Polytechnic University, Department of Aeronautics, Xi'an 710072)

*E-mail: zhzhou@nwpu.edu.cn

Abstract In this paper, a three-dimensional transition corridor establishment method suitable for tilt-propulsion kind UAV is proposed to solve the problem that the dynamic characteristics are ignored and the angle of attack information is missing in the traditional transition corridor, which makes it difficult to be directly used in transition path planning. This method limits the boundary of flight speed and tilt angle from the perspective of physical constraints, the boundary of lift characteristics of the whole aircraft from the perspective of flight mechanics, and the power boundary of propulsion system from the perspective of energy allocation, so as to establish the three-dimensional transition corridor about flight speed, tilt angle and angle of attack. Then, a comprehensive performance function is designed to describe the performance of each flight path point in the corridor. Finally, based on this three-dimensional transition corridor, the Pigeon-inspired optimization algorithm is used to complete the search of the optimal transition path. The results show that the three-dimensional transition corridor could describe the available flight envelope more specifically, which includes not only the flight speed and tilt angle of the traditional transition corridor, but also the angle of attack and performance index information, and provide a basis for the transition path planning. The optimal transition path makes the UAV have a good flight effect, the throttle lever of the propulsion system is adjusted smoothly and the amplitude is small, which proves the feasibility of using the three-dimensional transition corridor to guide the transition flight and plan the transition path.

Key words Tilt-propulsion UAV; aerodynamic model; flight envelope; three-dimensional transition corridor; Pigeon-inspired optimization algorithm; optimal transition path

收稿日期: 2022-04-26

基金项目: 国防基金(基金号 2021-JCJQ-JJ-0805) 陕西省重点研发计划(基金号 2021ZDLGY09-08)

Fund: Defense Fund (2021-JCJQ-JJ-0805) Key R & D projects in Shaanxi Province of China (2021ZDLGY09-08)

网络首发时间: 2022-08-26 09:36:50 网络首发地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.v.20220825.1650.003.html>

倾转旋翼机及其衍生机型兼具直升机与固定翼飞机的优点,在起降灵活的同时满足更高的航程航时指标。在近几十年来,尤其是近年来随着 VTOL 飞行器发展热潮来临,倾转旋翼机及其衍生机型得到了更多的关注^[1-3]。倾转旋翼机及其衍生机型具有旋翼模式,倾转过渡模式与固定翼模式这三种典型飞行模式。而倾转过渡模式作为串联旋翼模式与固定翼模式的飞行转换模式,肩负着“承上启下”的重要作用。因此此类飞行器的倾转过渡问题自然也就成为了一个研究重点。

简单的来说,倾转过渡模式下需要及时调整飞行速度、倾转机构角度来保证飞行器三向力与力矩的协调,用以实现飞行器安全平稳过渡。实际上,倾转过渡模式存在着操纵变量众多,多通道间耦合以及动力装置对机身/机翼产生气动干扰等诸多问题^[4, 5],实现各飞行路径点的位置姿态平衡需要详细的规划。倾转旋翼机处于各种飞行模式时,都需要克服飞行阻力和垂直方向的重力。从旋翼模式过渡到固定翼模式时,若倾转机构倾角过大或空速过低,飞行高度难以维持甚至产生安全威胁;然而动力系统额定功率与控制器的性能,制约了当前状态的最大飞行速度^[6, 7]。诸多约束条件决定了倾转动力飞行器只能在一定区间内有效飞行,而包围这些区间的包络线与包络面共同组成了过渡走廊^[8, 9]。虽然倾转走廊可以通过许多飞行实验进行测量,但是 Sato 和 Zhao^[10, 11]中均提到了盲目开展飞行试验的危险性。

曹芸芸^[12]采用质点模型,从低速段与高速段包线入手,开展倾转旋翼机的倾转过渡走廊研究。以机翼失速限制确定低速段倾转过渡走廊边界,以旋翼可用功率限制确定高速段倾转过渡走廊边界。并且只考虑了旋翼和机翼之间气动力的分配问题,而选择性地忽略了俯仰力矩的平衡问题。俞志明等^[13]针对倾转四旋翼飞行器过渡飞行中的变速、变体特点,提出了一种确定倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊的方法,该方法从飞行力学角度用机翼升力特性限制低速和高速边界,以单旋翼可用功率限制高速边界。虽然该方法满足了力与力矩平衡方程,但是其仅考虑了在各状态的静态平衡,且忽视了控制舵面的作用。Cao^[14]介绍了一种将倾转走廊划分为低速和高速部分曲线的简单计算方法。陈天子^[15]虽然给出了倾转四旋翼飞行器的倾转走廊,但是并没有相应的分析方法。Song^[16]和 Fang^[17]等人采用了基于非线性动力学模型配平计算的工程方法来获得过渡走廊。对于过渡走廊的理论计算方法,目前的研究依旧不够全面。

传统的过渡走廊建立方法考虑在各静态飞行点实现力与力矩的平衡,并以迎角极值边界及功率载荷边界作为约束条件实现过渡走廊的求解,然而;此方法存在明显缺陷。首先,倾转动力类无人机的过渡飞行是一个动态时变的过程,为了实现飞行速度的增大、倾转角度的减小甚至姿态调整动作,客观上要求系统的飞行状态变化率不能为零(最典型的例子是加速度不为零)。其次,现有过渡走廊研究中,各过渡路径点的迎角信息只能间接获取,更无法得到迎角的可用范围,从而无法有效利用过渡过程中无人机上的空气动力。最后,传统的过渡走廊建立方法由于缺少评判准则,难以有效分析过渡路径点的优劣,基于过渡走廊进行过渡路径的规划也就如无本之木。

针对现存过渡走廊求解方法的不足之处,本文首先将水平力平衡方程改进为不等式,使其更加符合真实飞行情况。然后增加迎角为过渡走廊的第三维度变量,在多重约束条件的基础上建立了关于飞行速度,倾转角度和迎角的三维过渡走廊,该走廊能够有效描述三个关键状态量的匹配情况与可用区间。接下来设计了综合性能指标函数,用于描述三维过渡走廊性能变化趋势。最后基于三维过渡走廊,采用鸽群优化算法搜索了最优过渡路径,通过对比未优化路径,证明了最优过渡路径的优良性能与基于三维过渡走廊进行过渡路径优化的可行性。

1 飞行动力学模型

本文案例倾转动力无人机由多组动力复合驱动,包括前置螺旋桨与后置分布式涵道螺旋桨,其飞行包线涉及垂直起降与高速(相对而言)平飞,具备在更大范围飞行的能力。见图 1。根据倾转动力无人机的飞行特征,可以将其划分为三种典型飞行模式,分别为 VTOL 模式,过渡模式与固定翼模式。见图 2。其可以在前置螺旋桨与气动操纵舵面的配合下,经由分布式涵道螺旋桨的倾转实现 VTOL 模式与固定翼模式之间的模式转换。针对前置螺旋桨,它在垂直飞行状态提供升力,并且通过

与分布式涵道螺旋桨之间的动力差动实现姿态控制；在倾转过程中，前螺旋桨依旧工作，但是所提供升力逐渐降低至零；在倾转完成后，前螺旋桨停转，不再起到任何功能，无人机仅依靠分布式涵道螺旋桨提供向前推力。

案例倾转分布式动力无人机采用翼身融合布局，动力系统采用分布式布置。相比于传统倾转旋翼机，翼身融合布局无人机具有更高的升阻比、更加良好的气动效率；而基于动力系统的分布式布置，无人机具有更强的容错能力与过渡阶段的姿态控制能力，并且得益于电动涵道的尺度无关性，使其能更为灵活自由的进行动力配置，充分发挥总体设计优势。

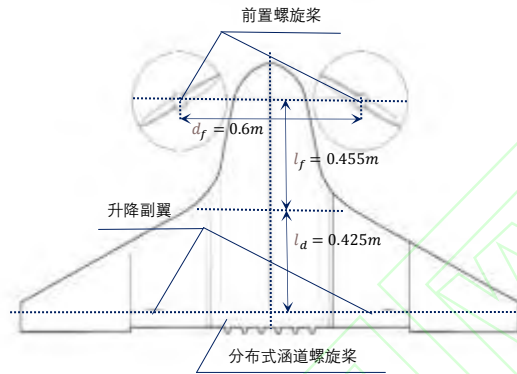


图1 倾转动力无人机总体布局
Fig.1 Overall layout of tilt-propulsion UAV

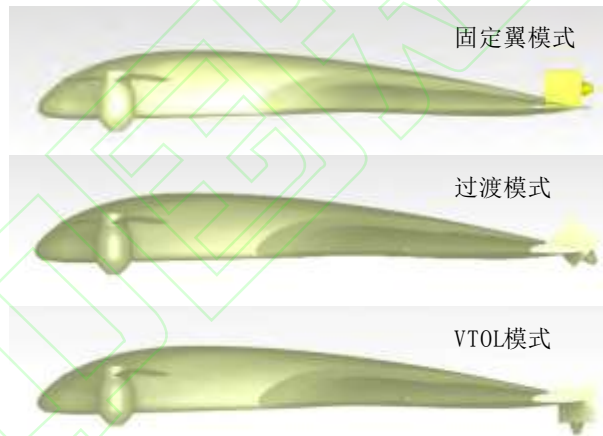


图2 倾转动力无人机三种飞行模式
Fig.2 Three flight modes of tilt-propulsion UAV

倾转动力无人机在倾转过程中需要维持飞行姿态与高度的稳定。在水平方向需要克服变化的空气阻力并满足水平加速度需求。在垂直方向，基于飞行高度参数允许垂向加速度小幅波动，还需要保持垂向力的平衡。在俯仰力矩方面，前置螺旋桨与分布式涵道螺旋桨在共同提供推力的同时必须兼顾力矩的匹配问题，此外还要考虑气动力矩及气动操纵舵面等因素，共同实现俯仰力矩的平衡。倾转动力无人机上所有外力包括重力，前置螺旋桨推力，分布式涵道螺旋桨推力，机身空气动力以及升降副翼空气动力。倾转动力类无人机在倾转过渡阶段主要关注纵向飞行状态变换，因此本文后续内容将基于无人机纵向运动展开。

参考[18]，由叶素动量理论建立前置螺旋桨动力模型如下

$$C_T = l_1 \phi_r + l_2 \quad (1)$$

其中

$$l_1 = \frac{pkb}{3\pi R} \left(1 + \frac{3}{2} \mu_x^2\right) \quad (2)$$

$$l_2 = \frac{pkb}{3\pi R} \left\{ (0.05 - 0.3\mu_x^2) \Delta\varphi - \frac{3}{2} (\bar{v}_i + \mu_z) \right\} \quad (3)$$

$p, k, b, \varphi, \Delta\varphi, R$ 分别表示螺旋桨桨叶数, 桨叶升力线斜率, 桨叶弦长, 桨叶参考扭转角, 桨叶总扭转角, 桨叶半径, 而 μ_x, μ_z, \bar{v}_i 则表示无量纲化的 X 向与 Z 向来流速度, 以及入流诱导速度。

螺旋桨功率系数可以表示为^[13]

$$C_P = \frac{1}{2} C_T^{3/2} (\bar{V}_{vh} + K_i \bar{v}_{ih}) + \frac{1}{4} \sigma (1 + 4.7\mu^2) \quad (4)$$

其中, $\bar{V}_{vh} = V_v/v_h, \bar{v}_{ih} = v_i/v_h$, V_v 为垂直于桨盘平面的来流速度, v_i 为旋翼诱导速度, $v_h = \sqrt{T/(2\rho\pi R^2)}$ 为旋翼特性诱导速度, K_i 为旋翼诱导功率修正系数, σ 为旋翼实度, μ 为前进比。

因此, 单个螺旋桨的拉力与功率计算公式为

$$\begin{cases} T_{propeller} = 0.5\rho(\Omega R)^2 AC_T \\ P_{propeller} = 0.5\rho(\Omega R)^3 AC_P \end{cases} \quad (5)$$

其中 Ω 螺旋桨转速, A 表示桨盘面积。

涵道螺旋桨的气动力模型与孤立螺旋桨类似, 但是外部涵道会对其动力特性产生影响。涵道拉力因子被定义为外部涵道产生的拉力与系统总拉力之比,

$$q = \frac{f(x)}{1+f(x)} \quad (6)$$

其中 $x = h/d$ 为涵道高度 h 与涵道内径 d 之比, $f(x)$ 具体表达式为

当 $0 < x \leq 0.2$ 时,

$$f(x) = 100x^3 - 52.8751x^2 + 10.3214x + 0.000714$$

当 $0.2 < x \leq 1$ 时,

$$f(x) = 0.8544x^3 - 1.9389x^2 + 1.4973x + 0.5252$$

则涵道螺旋桨单元的气动力模型为

$$\begin{cases} T_{unit} = \frac{1}{1-q} \left[0.5\rho(\Omega_d R_d)^2 A_d C_{Td} \right] \\ P_{unit} = \frac{1}{1-q} \left[0.5\rho(\Omega_d R_d)^3 A_d C_{Pd} \eta_P \right] \end{cases} \quad (7)$$

在 0~7000 rpm 范围进行前置螺旋桨气动力模型验证。见图 3。



图3 前置螺旋桨地面试验
Fig.3 Ground test of front propeller

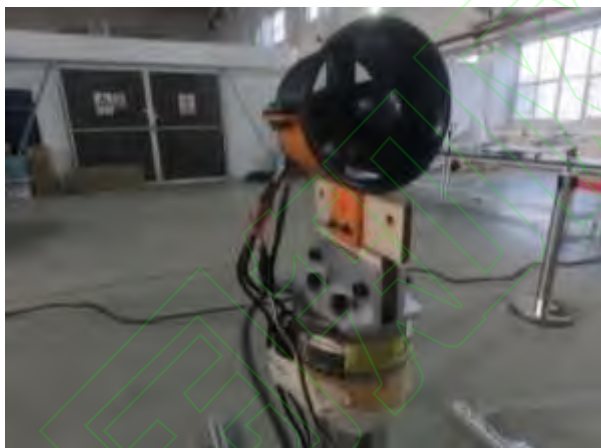


图4 涵道螺旋桨地面试验
Fig.4 Ground test of ducted propeller

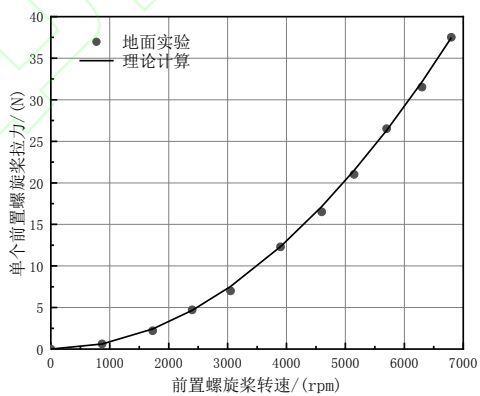


图5 前置螺旋桨转速-拉力曲线
Fig.5 Speed - Pull curve of front propeller

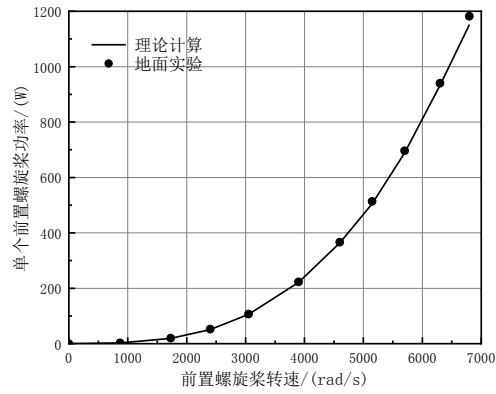


图6 前置螺旋桨转速-功率曲线
Fig.6 Speed - Power curve of front propeller

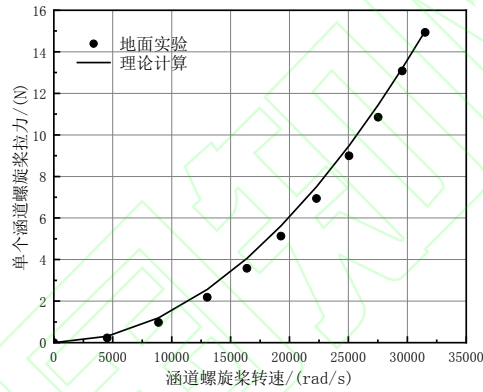


图7 涵道螺旋桨转速-拉力曲线
Fig.7 Speed - Pull curve of ducted propeller

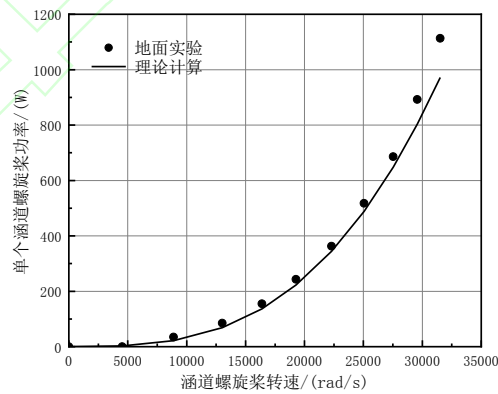


图8 涵道螺旋桨转速-功率曲线
Fig.8 Speed - Power curve of ducted propeller

通过地面实验，验证本节所建立前置螺旋桨与涵道螺旋桨气动力模型具有较高可信度，满足工程使用要求。见图4-图8。

另外，前置螺旋桨对称布置于机身两侧，旋转方向相反，因此将其反扭距近似视为相互抵消。而分布式涵道螺旋桨中，相邻涵道螺旋桨旋转方向相反，所以也可将其近似视为两两相消。因此，本文忽略了动力系统的反扭距。

前置螺旋桨总拉力与涵道螺旋桨总拉力模型分别为

$$T_{front} = \sum_{left, right} T_{propeller} \quad (8)$$

$$T_{duct} = \sum_N T_{unit} \quad (9)$$

无人机上合速度与动压分别定义为

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_z^2}, q_d = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (10)$$

式中 V_x, V_z 为风轴系的前向与纵向速度， ρ 为空气密度。

机身/机翼气动力表达式为

$$\begin{cases} D = q_d S (C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{Dq} \bar{q} + C_{D\delta_e} \delta_e) \\ L = q_d S (C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Lq} \bar{q} + C_{L\delta_e} \delta_e) \\ M = q_d S c (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mq} \bar{q} + C_{m\delta_e} \delta_e) \end{cases} \quad (11)$$

其中 D, L, M 表示前向、垂向气动力与俯仰气动力矩， S 为机身（包括传统意义上的机翼）参考面积， c 为平均气动弦长， α 为迎角， δ_e 为升降副翼偏转角度， $\bar{q} = \frac{c}{2V} q$ 。

案例倾转动力无人机纵向广义主动力在惯性坐标系表达式为

$$\begin{cases} F_x = -T_{fan} \sin \theta + T_{duct} \cos(\theta + \zeta) \\ \quad -L \sin \gamma - D \cos \gamma \\ F_z = T_{fan} \cos \theta + T_{duct} \sin(\theta + \zeta) \\ \quad +L \cos \gamma - D \sin \gamma - mg \\ M_{by} = T_{fan} l_{fan} + T_{duct} l_{duct} + M \end{cases} \quad (12)$$

其中 θ 表示无人机俯仰角， $\gamma = \theta - \alpha$ 表示爬升角， ζ 表示涵道螺旋桨倾转角度， $g = 9.81m/s^2$ 是重力加速度。

2 多重约束条件

倾转动力类无人机的过渡走廊受到多重约束条件的限制，反映了在倾转过渡模式无人机的可行飞行状态空间。多重约束条件主要包括状态约束条件，迎角约束条件以及功率约束条件等。

2.1 状态约束条件

作为 VTOL 模式与固定翼模式之间的转换模式，过渡模式的飞行状态处于二者之间。由于倾转动力无人机的设计巡航状态为 $V_{cruise} = 30m/s$ ，因此过渡走廊求解速度范围被限制为 $V \in [0, V_{cruise}]$ 。

案例倾转动力无人机的有效倾转范围为 $\zeta \in [0^\circ, 90^\circ]$ 。即 VTOL 模式下，分布式涵道螺旋桨垂直向下（ 90° ）提供升力；固定翼模式下，分布式涵道螺旋桨水平向前（ 0° ）提供推力。

随飞行速度增大，气动操纵面开始发挥作用，因此有必要考虑气动操纵效应。其气动操纵面（升降副翼）的偏转边界选择为 $\pm 15^\circ$ （这在工程中是易于实现的），用来协助力矩平衡。

则状态约束为

$$\begin{cases} V \in [0, V_{cruise}] \\ \zeta \in [0^\circ, 90^\circ] \\ \delta_e \in [-15^\circ, 15^\circ] \end{cases} \quad (13)$$

2.2 机身/机翼迎角约束条件

在 VTOL 模式，前置螺旋桨系统与分布式涵道螺旋桨系统提供全部升力用来平衡全机重力。随着飞行速度的增大，无人机的气动力逐渐开始承担升力需求，而机身/机翼迎角对于无人机气动力有着决定性的影响。

在涵道螺旋桨倾转角度较大时，为了平衡飞行阻力，无人机需要低头来增加推力的水平分量，但是过大的低头角度则可能导致升力不足以及俯仰失稳。当涵道螺旋桨倾转角度较小时，为了平衡全机重力，期望无人机抬头提供更多气动升力，然而过大的飞行迎角可能导致飞机失速，甚至带来无法克服的低头力矩。

因此对于以安全性而非极限作为主要目标的倾转过渡模式，需要制定一个更为安全、实用的飞行迎角约束条件，确定过渡过程迎角范围为

$$\begin{cases} \alpha \leq \alpha_{stall} - i \\ \alpha \geq \alpha_0 - i \end{cases} \quad (14)$$

其中 α_{stall} 表示失速迎角， α_0 表示最低安全迎角， i 表示机翼安装角。

2.3 功率约束条件

前置螺旋桨系统与分布式涵道螺旋桨系统对于无人机的推力与力矩需求的满足，需要在全机额定功率及单独动力系统额定功率的严格约束之下。

倾转过渡模式主要考虑无人机的纵向运动，因此假设前置螺旋桨系统的左右螺旋桨操纵量相同，前置螺旋桨系统的总需用功率为

$$P_{r,fp} = P_{r,p-left} + P_{r,p-right} = 2P_{r,p} \quad (15)$$

对于倾转动动力无人机后部的分布式涵道螺旋桨系统，其中的涵道螺旋桨单元可以视作一致的单元，因此它们的需用功率相同。单个涵道螺旋桨的需用功率为 $P_{r,unit}$ ，在忽略涵道螺旋桨间相互气动干扰的情况下，分布式涵道螺旋桨系统的总需用功率为

$$P_{r,duct} = N_{duct} P_{r,unit} \quad (16)$$

综上，倾转动动力无人机系统的功率约束条件为

$$\begin{cases} P_{r,front} \leq P_{e,front} \\ P_{r,duct} \leq P_{e,duct} \\ P_{r,front} + P_{r,duct} \leq P_e \end{cases} \quad (17)$$

3 算例求解与分析

基于上文分析开展算例倾转动动力无人机的三维过渡走廊研究。其全机总重 $m = 10kg$ ，机身/机翼参考面积 $S = 1.01m^2$ ，前置螺旋桨半径 $R_f = 14cm$ ，涵道螺旋桨内径 $d = 7cm$ ，涵道螺旋桨个数 $N_{duct} = 6$ 。

传统方法中采用水平、垂直方向力平衡，俯仰方向力矩平衡的方式建立过渡走廊。然而倾转过渡过程中，无人机并非保持定直平飞，而是动态时变（加速度不为零）的完成飞行模式转换。因此，为

了使所建立的过渡走廊更加符合实际情况，本文将水平方向力的方程改写为不等式。由式(13~17)，建立三维过渡走廊求解方程为

$$\begin{cases} -T_{front} \sin \theta + T_{duct} \cos(\theta + \zeta) \\ + L \sin \gamma - D \cos \gamma \geq 0 \\ T_{front} \cos \theta + T_{duct} \sin(\theta + \zeta) \\ + L \cos \gamma + D \sin \gamma - mg = 0 \\ T_{front} l_{fan} + T_{duct} l_{duct} + M_{aero} = 0 \end{cases} \quad (18)$$

即水平方向需要克服飞行阻力甚至向前加速；垂直方向需要平衡无人机重力，保持飞行高度；姿态方面维持俯仰力矩的平衡。

以本文倾转动力无人机为算例，将飞行速度作为 X 轴变量，分布式涵道螺旋桨倾转角度作为 Y 轴变量，飞行迎角作为 Z 轴变量，计算三维空间内的所有可行飞行点，在每个可行飞行点均需满足所有约束条件，最终建立关于飞行速度、倾转角度、迎角的三维过渡走廊。

3.1 三维过渡走廊分析

本文三维过渡走廊的建立过程中，考虑飞行速度、倾转角度与迎角三方面因素，深蓝色区域为三维过渡走廊的顶部曲面与底部曲面，浅蓝色区域为离散求解的过渡路径点。以飞行迎角作为 Z 轴变量是基于式(18)中垂向力平衡方程，在此条件下，飞行迎角等于无人机俯仰角。图9展示了本文案例无人机的三维过渡走廊，就其整体趋势而言，随飞行速度增大，迎角可用范围逐渐收紧；而随倾转角度的减小，迎角可用范围先扩张而后收紧。三维过渡走廊范围较为狭窄，通过飞行速度、倾转角度与迎角三者的合理匹配才能够保证无人机的安全过渡。

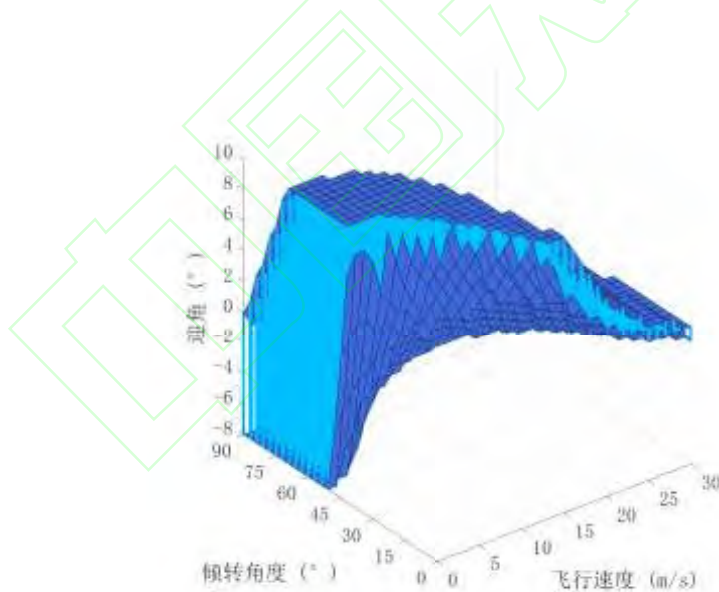


图9 三维过渡走廊
Fig.9 Three-dimensional transition corridor

图10展示了一种传统的倾转过渡走廊分析方法^[13]，其通过升力特性低速边界，升力特性高速边界，以及功率限制边界完成了倾转过渡走廊的建立。这种方法较为简单、方便，但是二维平面内的过渡走廊只能反映飞行速度与倾转角度的大致匹配范围，无法获得可用飞行迎角范围，且走廊内过渡路径点的选择缺乏标准，因此难以有效应用于过渡路径的规划。这种传统的二维平面内的过渡走廊仅相当于本文三维过渡走廊的飞行速度-倾转角度关系图，见图11。在飞行速度-倾转角度关系图中，左下

边界为机身/机翼升力特性低速边界，上方为机身/机翼升力特性高速边界，右上边界为功率约束边界，最右方边界为状态约束边界。其中，随飞行速度增大，功率约束条件逐渐限制了最大倾转角度，这是由于随飞行速度增大，动力系统废阻功率迅速增加，导致动力系统到达额定功率。

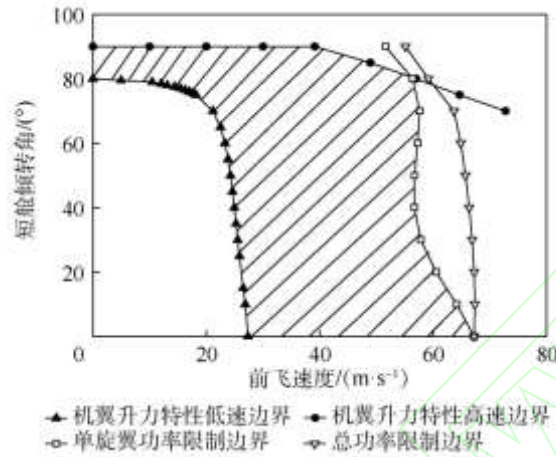


图 10 倾转过渡走廊分析方法^[13]
Fig.10 Analysis method of tilt transition corridor^[13]

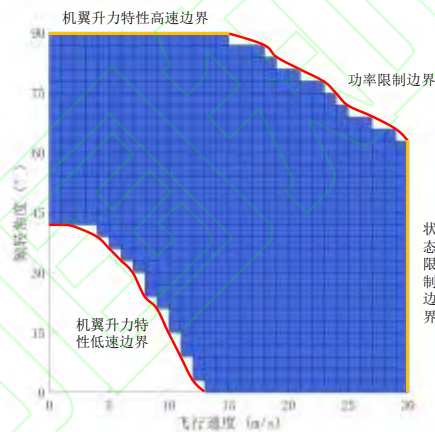


图 11 三维过渡走廊速度-倾转角关系图
Fig.11 Relationship between flight speed and tilt angle of 3D transition corridor

图 12 为飞行速度与迎角关系图。在飞行速度较低时，此时气动力尚且较小，飞行状态对迎角参数不敏感，故无人机可以工作在很大的迎角范围。随着飞行速度的增大，气动力对于无人机的影响举足轻重，为了保持稳定飞行高度且满足各项约束条件，可用迎角范围在逐渐收窄。

在倾转过程中，由动力系统的垂向分量与机翼的气动升力一起来平衡无人机的重力。而在功率约束下，动力系统所能提供的升力有限，在任一倾转角度下，动力系统的垂向力分量处于一个有限区间，因此需要机翼提供相应的一部分升力来维持垂向力的平衡。因此，任何一个倾转角度都有其对应的可行飞行迎角区间。本文相比于传统过渡走廊只考虑一个固定飞行状态对应一个固定配平迎角，进一步探索了每个飞行状态所对应的所有可能解的范围。在倾转角度与飞行迎角关系图（图 13）中，随倾转角度的减小（由 VTOL 模式转换至固定翼模式），可用迎角范围先扩大后收缩。这是由于当倾转角度较大时，无人机需要低头产生水平方向的推力分量克服阻力；当倾转角度较小时，较大的负迎角将无法有效产生气动升力，导致垂向力不足，进而导致无人机掉高甚至坠机，所以需要采用正迎角的飞行状态来充分利用气动升力。

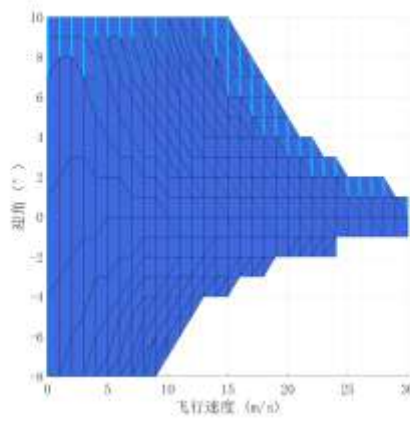


图 12 三维过渡走廊飞行速度-迎角关系图

Fig.12 Relationship between flight speed and attack angle of 3D transition corridor

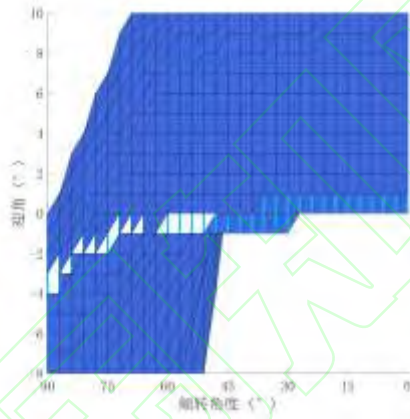


图 13 三维过渡走廊倾转角-迎角关系图

Fig.13 Relationship between tilt angle and attack angle of 3D transition corridor

基于已建立的三维过渡走廊，本文进一步设计了综合性能指标函数，用以表示各飞行路径点的指标优劣。所设计综合性能指标函数 J_{index} 为，

$$J_{index} = W_1 \bar{\alpha}^2 + W_2 (\delta_f^2 + \delta_d^2) \quad (19)$$

式中， $\bar{\alpha} = \alpha / |\alpha_{max}|$ 为无量纲迎角， δ_f 为前置螺旋桨油门杆量， δ_d 为分布式涵道螺旋桨油门杆量（动力系统油门杆量与螺旋桨转速近似呈线性正比例关系，其取值范围为 0%~100%）， W_1, W_2 分别表示迎角指标和油门杆量指标的权重系数，本文将两种指标的重要程度视作相同，即 $W_1 = 1, W_2 = 1$ 。（综合性能指标函数值越小，表示飞行路径点指标越优。）见图 14。

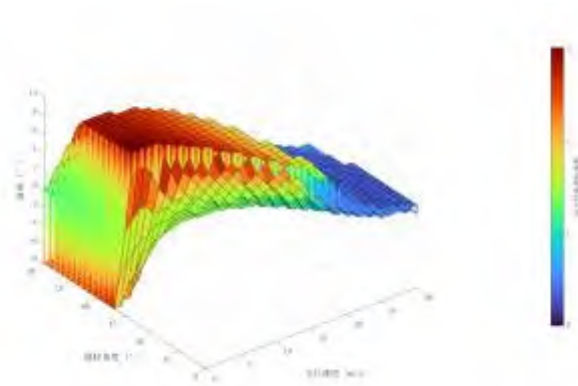


图 14 基于综合性能指标函数的三维过渡走廊
Fig.14 Three-dimensional transition corridor based on comprehensive performance index function

综合性能指标函数的设计能够丰富过渡走廊的信息要素，充分展示所有飞行路径点的性能以及整个过渡走廊的性能变化趋势，为过渡路径的选择与优化提供参考依据。

3.2 基于三维过渡走廊的最优过渡路径搜索

接下来，为了进一步体现三维过渡走廊的价值与优势，本文将进行最优过渡路径的搜索。群体智能是指由许多简单个体组成的群体呈现出的涌现行为所表现出的集体智能，在求解复杂优化问题时，群体智能优化算法表现出了非常明显的优势，其中的典型代表，如鸽群优化算法^[19]与烟花算法^[20]在航空领域已经应用开来，群体智能优化算法同样适用于最优过渡路径的搜索。

受自然界中鸽子归巢行为的启发，Duan 等^[21]于 2014 年首次提出了一种名为鸽群优化(pigeon-inspired optimization)算法的新型群体智能算法。鸽子归巢是在太阳与地磁场、地标建筑的帮助下到达目的地,因此 PIO 算法也设计了两个基础部分：地图和指南针算子和地标算子，其中指南针算子模型的提出就是基于地磁场和太阳，而地标算子模型的提出是基于地标。

1) 地图和指南针算子

在 M 维搜索空间中随机初始化 N 只鸽子，使用 $X_i = [x_{i1} \ x_{i2} \ \dots \ x_{iM}]$, $V_i = [v_{i1} \ v_{i2} \ \dots \ v_{iM}]$ 分别表示第 i 只鸽子的位置与速度。第 i 只鸽子的速度由它上一代的速度与它上一代位置和上一代鸽子最好位置共同决定。地图与指南针算子更新公式为

$$\begin{cases} V_i(t) = V_i(t-1)e^{-Rt} + rand \cdot \\ \quad (X_{gbest} - X_i(t-1)) \\ X_i(t) = X_i(t-1) + V_i(t) \end{cases} \quad (20)$$

式中， R 为地图因子， $rand$ 为数值在 0 到 1 之间的随机数， t 为当前迭代的代数， X_{gbest} 为上一代全局鸽子最好位置。

2) 地标算子

地标算子模拟鸽子利用地标导航的过程，在距离目的地较近时，也就是算法中循环次数达到 C_{1max} ，从使用地图和指南针算子切换为使用地标算子。地标算子更新如式 (21, 22)

$$\left\{ \begin{array}{l} X_{centre}(t) = \frac{\sum_{i=1}^{N_N(t)} X_i(t) \text{fitness}(X_i)}{N_N(t) \sum_{i=1}^{N_N(t)} \text{fitness}(X_i)} \\ N_N(t) = \frac{N_N(t-1)}{2} \\ X_i(t) = X_i(t-1) + \text{rand} \square \\ \quad (X_{gbest} - X_i(t-1)) \end{array} \right. \quad (21)$$

式中, N_N 为每一代鸽子的总数。鸽群中适应度较差的鸽子, 会由于不再具有分辨路径的能力而被舍弃, $X_{centre}(t)$ 为第 t 代剩余鸽子的群体中心位置, fitness 为鸽子所在位置的适应度函数。当算子循环次数达到 $C_{2\max}$ 次后, 鸽群优化算法结束。

优化算法的迭代更新朝着适应度函数更优的方向进行, 本文适应度函数 fitness_{path} 与综合性能指标函数相关,

$$\text{fitness}_{path} = \sum_{k=1}^M \left\{ \sqrt{(V_k - V_{k-1})^2 + (\zeta_k - \zeta_{k-1})^2} \right\} * J_{index}(k) \quad (22)$$

其中 M 表示过渡路径分段数, 过渡起点 $S = (V_0, \zeta_0)$, 过渡终点 $T = (V_N, \zeta_N)$, 适应度函数数值越小越好。见表 1。

表 1 算法伪代码
Table 1 Pseudocode of algorithm

算法 1 基于鸽群优化算法的最优过渡路径搜索	
<p><i>Input:</i> M: Dimension of solution space N: Population size R: Map and compass factor $C_{1\max}, C_{2\max}$: Maximum number of iterations Map: Three-dimensional transition corridor <i>Output:</i> $Best_path$: The optimal fitness_{path} <i>Procedure Main</i></p>	<p>1. Initialization 2. Map and compass operations 3. Landmark operations 4. Output</p>
<p>while $C \leq C_{1\max}$ do Find the best X_{best} Update the V_i, X_i end while</p>	
<p>while $C - C_{1\max} \leq C_{2\max}$ do Abandon the half pigeons according their fitness Find the X_{centre} Update the X_i Find the best X_{best} end while</p>	
<p><i>end Procedure</i></p>	

过渡路径解空间维数和初始种群规模分别选取为 $M = 30, N = 50$, 地图和指南针因子设计为

$R = 0.2$ ，两阶段最大迭代次数分别设计为 $C_{1\max} = 50, C_{2\max} = 10$ 。到达最大迭代次数后，适应度函数值收敛，表明过渡路径收敛。见图 15。

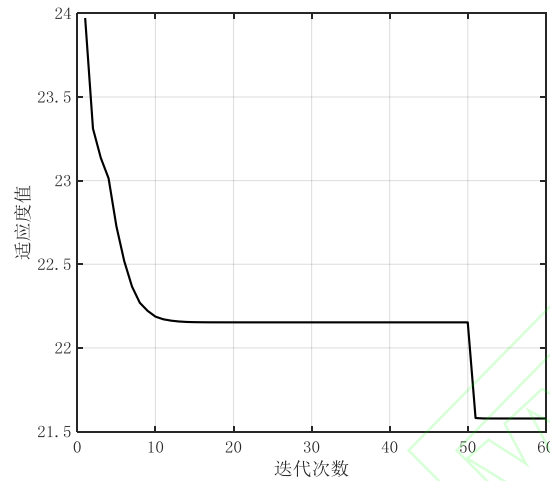


图 15 适应度值收敛结果
Fig.15 The convergence result of fitness value

基于三维过渡走廊的最优过渡路径搜索结果，分别在飞行速度-倾转角度图层（图 16）与三维过渡走廊图层（图 17）中进行了展示。在最优过渡路径中，案例倾转动力无人机先保持较大的倾转角度缓慢增加前向飞行速度，迎角也在逐渐增大以充分利用气动升力；在后半段中，倾转机构倾转速度加快，并且加速效应增强，同时飞行速度与迎角逐渐趋近巡航状态。

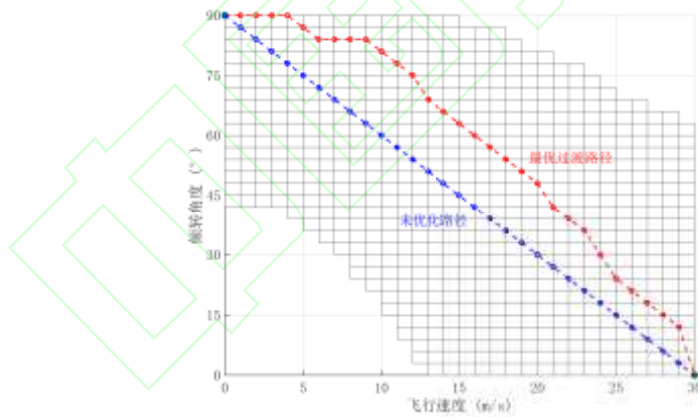


图 16 最优过渡路径（飞行速度-倾转角度平面）
Fig.16 Optimal transition path (flight speed - tilt angle plane)

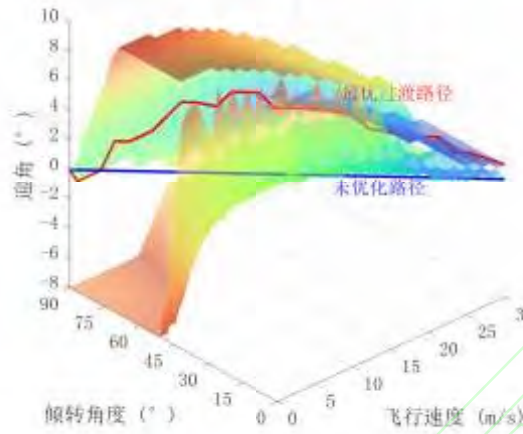


图 17 基于三维过渡走廊的最优过渡路径
Fig.17 Optimal transition path based on three-dimensional transition corridor

图 18 展示了两种过渡路径的动力系统油门杆量变化，此油门杆量仅为针对各过渡路径点的配平值，并非针对连续系统的实时控制变量。相比于未经优化的过渡路径，本文最优过渡路径能够在兼顾飞行迎角稳定的同时，以更加高效的操纵策略实现无人机的过渡飞行。其前置螺旋桨能耗更低，具有更小的油门杆量 δ_f ；分布式涵道螺旋桨油门杆量 δ_d 幅度变化更小，其幅值范围缩小了约 20%，验证了基于三维过渡走廊的最优过渡路径搜索的有效性。

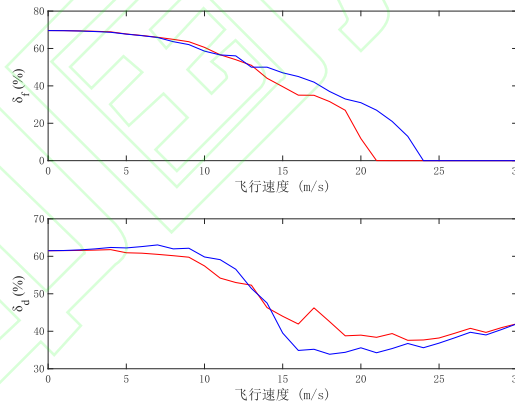


图 18 动力系统油门杆量变化
Fig.18 The throttle variation of propulsion system

4. 结论

- 1) 本文基于叶素动量理论建立了前置螺旋桨和涵道螺旋桨的气动力模型，并开展了地面实验。实验结果验证了所建立模型具有较高精度，能够很好的满足工程使用要求。
- 2) 建立了以飞行速度，倾转角度，迎角为变量的三维过渡走廊，相比于传统过渡走廊能够提供更多信息，给出了飞行速度与迎角关系以及倾转角度与迎角关系。倾转过渡过程中，需要防止倾转速度过快导致飞行状态掉出边界，同时防止倾转速度过慢而导致动力系统功率达到极限。在倾转过渡的前半段，无人机需要依靠低头带来的推力水平分量克服阻力甚至向前加速，此时对于迎角参数尚且不敏感；在倾转过渡的后半段，推力矢量的倾转造成垂向力不足，气动升力逐渐承担主要升力需求，此

时无人机抬头,且随飞行速度增大可用迎角范围迅速收缩。然后设计了综合性能指标函数,直观描述了三维过渡走廊内所有飞行路径点的性能以及整个过渡走廊的性能变化趋势。

3) 基于三维过渡走廊,采用鸽群优化算法进行了最优过渡路径的搜索。鸽群优化算法计算快速、收敛稳定,充分满足了最优过渡路径搜索的需求,相比于未优化路径,最优过渡路径更好地利用了气动力,并且合理实现了飞行加速与倾转过渡,其动力系统更加高效且油门杆量幅值变化较小。

4) 本文的研究成果可以为倾转动力类飞行器的过渡走廊研究提供参考,并在此基础上开展过渡路径选取,过渡策略设计及过渡飞行实验等相关研究。

参考文献

- [1] D. C. Gandolfo, L. R. Salinas, A. Brandão, et al. Stable path-following control for a quadrotor helicopter considering energy consumption[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2017, 25(4):1423-1430.
- [2] 陈金鹤, 汪正中, 田洪源. 基于最优控制理论的倾转旋翼机跃障飞行仿真[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(06): 1266-1274. Chen J H, Wang Z Z, Tian H Y. Obstacle jumping flight simulation of tilt rotor aircraft based on optimal control theory[J]. *Journal of Northwest University of Technology*, 2020, 38(06):1266-1274. (in Chinese)
- [3] Liu Z, He Y, Yang L, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1):135-148.
- [4] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. *航空学报*, 2017, 38(07): 59-69. Yan X F, Chen R L. Control Strategy Optimization of Dynamic Conversion Procedure of Tilt-Rotor Aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 59-69. (in Chinese)
- [5] 鲁麟宏, 付荣, 王勇等. 基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模式转换[J]. *航空学报*, 2018, 39(08): 46-57. Lu L H, Fu R, Wang Y, et al. Modal conversion of electric tilt rotor aircraft based on corrected generalized corridor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(08):46-57. (in Chinese)
- [6] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究[D]. 南京航空航天大学, 2013. Guo J D. Flight control of unmanned tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [7] 郑峰婴, 刘龙武, 程月华等. 复合式旋翼飞行器多目标控制分配策略[J]. *航空学报*, 2019, 40(06): 246-261. Zheng Y F, Liu L W, Cheng Y H, et al. Multi-objective control allocation strategy of compound rotorcraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(06):246-261. (in Chinese)
- [8] Kang Y, Park B, Yoo C, et al. Flight test results of automatic tilt control for small scaled tilt rotor aircraft[C]//Proceedings of 2008 international conference on control, automation and systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008, OCT:14-17.
- [9] Muraoka K, Okada N, Kubo D, et al. Transition flight of quadtilt wing VTOL UAV[C]//Proceedings of the 28th congress of the international council of the aeronautical sciences. Bonn, Germany: ICAS, 2012, Sep:23-27.
- [10] Sato M, Muraoka K. Flight Controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2015, 38(6): 1071-82.
- [11] Zhao W, Underwood C. Robust transition control of a Martian coaxial tiltrotor aerobot[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 99(1):111-29.
- [12] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京航空航天大学, 2012. Cao Y Y. Study on mathematical modeling method of flight dynamics of tilt rotor aircraft[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [13] 俞志明, 陈仁良, 孔卫红. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(11): 2106-2113. doi: 10.13700/j. bh. 1001-5965. 2019. 0594. Yu Z M, Chen R L, Kong W H. Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft[J]. *Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(11):2106-2113. doi:10.13700/j. bh. 1001-5965. 2019. 0594. (in Chinese)
- [14] Cao Y Y, Chen R L. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(10):2174-80.
- [15] 陈天予. 倾转四旋翼飞行器气动特性分析及设计研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 49-50. Chen T Y. Researches on aerodynamic design and analyses on aerodynamic characteristics of a quad tilt rotor aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018:49-50. (in Chinese)
- [16] Song Y G, Wang H J. Design of Flight Control System for a Small Unmanned Tilt Rotor Aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, 22(3):250-256.
- [17] Fang X X, Lin Q, Wang Y, et al. Control strategy design for the transitional mode of tiltrotor[C]. Proceedings of the 2012 10th IEEE international conference on industrial informatics; 2012 Jul 25-27; Beijing. Piscataway (NJ): IEEE Press; 2012.
- [18] Wang X H, Cai L L. Mathematical modeling and control of a tilt-rotor aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 47.
- [19] 费伦, 段海滨, 徐小斌, 鲍瑞, 孙永斌. 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计[J]. *航空学报*, 2020, 41(01): 261-270. Fei L, Duan H B, XU X B, et al. ADRC controller design for UAV based on variable weighted mutant pigeon inspired optimization[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 40(1): 323490 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893. 2019. 23490
- [20] 邹适宇, 李复名, 谢爱平, 周涛, 刘鹏. 基于改进烟花算法的资源分配[J]. *航空学报*, 2021, 42(12): 264-272. Zou S Y, Li F M, Xie A P, et al. Resource allocation based on improved fire works algorithm[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(12): 324716 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893. 2020. 24716
- [21] Duan H B, Qiao P X. Pigeon-inspired optimization: a new swarm intelligence optimizer for air robot path planning[J]. *International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics*, 2014, 7(1): 24-37.