

文章编号: 1674-8190(2022)01-042-09

涵道式垂直起降固定翼无人机过渡走廊研究

王春阳, 周洲

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 过渡走廊的准确描述对垂直起降固定翼无人机飞行过程具有重要意义。为研究垂直起降固定翼无人机的过渡飞行过程, 扩大过渡飞行走廊包线, 建立此类无人机的过渡走廊模型, 从飞行力学角度基于机翼最大升力系数和系统可用功率对动力增升系统偏角—速度包线进行研究, 分析无人机气动参数和功率参数对动力增升系统偏角—速度包线的影响; 根据过渡走廊模型分析提出通过气动参数和功率参数扩大过渡走廊的方法; 通过案例计算, 求得过渡飞行走廊。结果表明: 本文所建立的偏角—速度包线能够很好地描述此类垂直起降固定翼无人机的过渡飞行走廊, 可用功率增加10%可以使过渡走廊扩大21.43%, 而气动参数增加10%只能使过渡走廊扩大2.33%。

关键词: 垂直起降固定翼; 飞行包线; 过渡走廊; 可用功率; 失速迎角; 受力分析

中图分类号: V279

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.01.04

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Transition Corridor of Ducted Vertical Take-off and Landing Fixed-wing UAV

WANG Chunyang, ZHOU Zhou

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The accurate description of the transition corridor is important for vertical take-off and landing (VTOL) fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) flight. In order to study the transitional flight process of VTOL fixed-wing UAV, a transition corridor model of this type of UAV is established in this paper. From the perspective of flight dynamics, the deflection angle-speed envelope of the power system is studied by means of the maximum lift coefficient of the wing and the system available power limit. The influence of the overall parameters and energy parameters of the UAV on the deflection angle-speed envelope of the power system is analyzed, and a method to expand the transition corridor of the vertical take-off and landing fixed-wing UAV is proposed. Through case calculations, the transition flight corridor is obtained. The results show that the established deflection angle-speed envelope can perfectly describe the transition flight corridor of VTOL fixed-wing UAV, the 10% increasing of the available power can expand the transition corridor by 21.43%, while the 10% increasing of the aerodynamic parameters can only expand the transition corridor by 2.33%.

Key words: vertical take-off and landing fixed-wing; flight envelope; transition corridor; available power; stall angle of attack; force analysis

收稿日期: 2021-09-10; 修回日期: 2021-11-11

基金项目: 陕西省重点研发计划(2021ZDLGY09-08); 大院大所创新引领专项计划(TC2018DYDS24); 陕西省自然科学基金(2019JM-044)

通信作者: 周洲, zhouzhou@nwpu.edu.cn

引用格式: 王春阳, 周洲. 涵道式垂直起降固定翼无人机过渡走廊研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 42-50.

WANG Chunyang, ZHOU Zhou. Research on transition corridor of ducted vertical take-off and landing fixed-wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 42-50. (in Chinese)

0 引言

垂直起降固定翼无人机能够实现零速度起飞着陆,不需要开辟专门的起降跑道,具有悬停能力,能够保持常规固定翼飞行器的速度快、航程长等优点^[1],自身反扭矩相互抵消,机动灵活^[2],是一些特殊环境下执行侦察、监测任务的最佳选择之一。无人机所用涵道在相同的叶片尺寸下比螺旋桨产生更大的推力,这也确保了其设计紧凑、低噪声和高气动效率的特点^[3-4]。这些特性使得各国机构在涵道式无人机领域进行了相关研究^[5]。

常规固定翼无人机要实现垂直起降,需要额外的增加动力部件,在众多的垂直起降固定翼飞行器中,尾座式、倾转旋翼式和固旋翼式是最为常见的设计^[6]。涵道式垂直起降固定翼无人机,其动力系统分两部分,一是前升力风扇系统,二是由后涵道、舵面组成的动力增升系统。此类飞行器能够从垂直起降过渡到水平飞行,中间的过渡走廊是飞行过程的重点。针对垂直起降固定翼飞行器的过渡飞行走廊研究,主要集中在复合直升机和倾转旋翼类飞行器。朱汉等^[7]、段赛玉等^[8]对复合式直升机的安全过渡走廊进行了研究,并给出了过渡走廊的计算方法;吴伟伟等^[9]针对倾转旋翼机过渡过程中构型不断变化,气动特性具有强非线性特点,建立了一套适合于过渡状态的网格系统,得出了过渡状态的气动特性;NASA以XV-15和V-22为样机对倾转旋翼飞行器进行了研究,给出了过渡过程中的飞行操纵策略^[10-11];J. Magee等^[12]、L. R. Wallace等^[13]、S. W. Choi等^[14]以缩比样机为研究对象,研究了短舱倾角与飞行速度包线,并与实验测试结果进行了比较,完成了从直升机模式到固定翼模式的过渡飞行;曹芸芸等^[15-16]针对倾转旋翼飞行器过渡飞行过程中的变构型变速度的特点,提出了一种此类飞行器从垂直起降到水平飞行的过渡飞行的动力系统倾角—速度包线分析方法,确定了机翼失速限制的发动机短舱倾角—速度包线;万华芳^[17]、陈永等^[18]针对倾转旋翼飞行器在飞行配平过程中姿态角的取值范围,以XV-15飞行器为案例,计算确定了其过渡走廊,并且设计了过渡走廊曲线。

以上研究多针对倾转旋翼类飞行器和纯涵道

类飞行器的过渡飞行走廊,而涵道和升力风扇为动力的垂直起降固定翼类无人机的过渡走廊尚未有太多研究,王红波等^[19-20]对预埋式升力风扇对全机的气动影响进行了研究,提出了一种耦合动力的双层翼布局垂直起降固定翼无人机,并验证此布局利用滑流增升的思路是可行的。

本文以涵道式垂直起降固定翼无人机为研究对象,基于无人机的动力和气动力平衡匹配,从飞行力学角度出发,建立垂直起降固定翼无人机的过渡飞行走廊模型,采用案例无人机对过渡走廊进行计算,并提出两种扩大过渡走廊的方法。

1 过渡走廊模型

垂直起降固定翼无人机的过渡飞行走廊与固定翼飞行器的飞行包线概念相似,本文研究的飞行过渡走廊模型即为此类无人机的动力增升系统偏角—速度包线模型。该模型分别从低速和高速两个方面进行分析,低速段即为飞行过渡走廊的左边界,由最大升力系数来确定;高速段为飞行过渡走廊右边界,由可用功率来确定。

在垂直起降模式下,垂直起降固定翼无人机动力配置和直升机有较大差别,主要由前升力风扇和后动力增升系统组成,如图1所示。固定翼飞行模式下,前升力风扇关闭,动力增升系统转平,动力增升涵道为推进动力,机翼为升力面。过渡飞行过程中,动力增升系统不断偏转,升力风扇动力不断变化,在此过程中由动力增升系统、前升力风扇和机翼气动力三者来平衡无人机的重力,前进动力则主要由动力增升系统偏转产生的前向动力分量提供。当无人机处于低速飞行时,对动力增升系统进行较快的偏转可能会导致机翼失速,从而不能完成过渡飞行;当无人机飞行速度过高时,动力增升系统的偏转可能会导致可用功率和动力稳定性不足等问题。



图1 涵道式垂直起降固定翼无人机示意图
Fig. 1 Diagram of ducted vertical take-off and landing fixed-wing UAV

1.1 过渡窗口

飞行过渡窗口是指完成某种飞行任务所需要的外界条件和飞行器自身条件的参数合集^[21]。本文的过渡飞行窗口可以分为过渡前端窗口和过渡末端窗口,前端窗口和末端窗口之间的合力参数匹配即可组成过渡飞行走廊。过渡前端窗口是垂直起飞后悬停在某一安全高度的飞行状态;过渡末端窗口是满足安全平飞速度的飞行状态。过渡前端窗口通常满足一定的安全高度即可,过渡末端窗口通常有三个重要飞行参数,一是飞行速度,二是动力推力,三是无人机姿态,可以通过式(1)~式(3)计算得出。

$$G = L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 \cdot S \cdot C_{L \max} \quad (1)$$

$$V_{\text{safe}} = 1.2 V_s \quad (2)$$

$$M = 0 \quad (3)$$

式中: G 为无人机质量; L 为气动升力; ρ 为空气密度; V_s 为无人机失速速度; S 为机翼面积; $C_{L \max}$ 为无人机最大升力系数; V_{safe} 为末端窗口的安全飞行速度; M 为全机力矩,其平衡方程如式(4)所示。

$$\begin{cases} T_f \cos \theta + T_{di} \sin(\alpha_{di} + \theta) + L = G \\ T_f \cdot l_f = T_{di} \sin \alpha_{di} \cdot l_{di} \end{cases} \quad (4)$$

式中: T_f 为升力风扇推力; T_{di} 为增升涵道推力; θ 为飞机俯仰角; α_{di} 为涵道合力偏角; l_f 为升力风扇力臂; l_{di} 为动力增升系统力臂。

1.2 基于最大升力系数的动力增升系统偏角—速度包线模型

低速段的动力增升系统偏角—速度包线从垂直起降飞行模式的悬停状态开始,直到动力增升系统偏转到固定翼飞行模式下无人机不发生失速的最小速度。悬停时动力增升系统气动力和前升力风扇气动力平衡无人机重力,在一般情况下,无人机姿态角为零,此时的升力风扇拉力和动力增升系统气动力竖直向上,由于增升翼面的存在,增升涵道的偏角一般小于 90° 。动力增升系统气动力偏角与增升涵道偏角和增升翼面相对偏角相关,可表示为

$$i_{di} = f(i_d, i_w) \quad (5)$$

式中: i_{di} 为动力增升系统合力偏角; i_d 为增升涵道相对于机体偏角; i_w 为增升翼面相对于增升涵道偏角。

以悬停状态为过渡前端窗口开始转入过渡飞行模式,但在过渡飞行初期,速度积累不够,飞行速度较低,动力增升系统偏转过程中除了满足无人机的升力和拉力与重力和阻力平衡之外,还要保证动力增升系统不同偏转角下的机翼不失速。

过渡飞行过程中,无人机的受力情况如图2所示,其中 α 为机身迎角; L 和 D 分别为机翼气动升力和阻力,分别包含了主翼自由来流部分气动力和主翼诱导部分气动力。

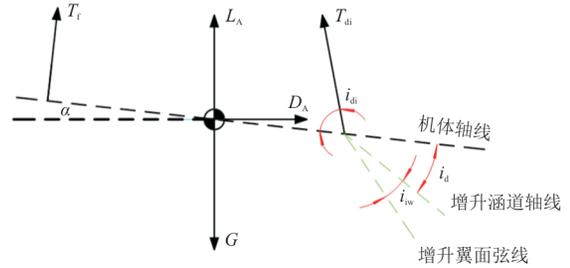


图2 过渡过程受力示意图

Fig. 2 Force diagram of transition process

根据无人机受力可分析其平衡关系如下:

$$\begin{cases} T_f \cos \alpha + T_{di} \sin(\alpha + i_{di}) + L_A = G \\ T_{di} \cos(\alpha + i_{di}) - T_f \sin \alpha = D_A \end{cases} \quad (6)$$

式(6)中升力 L_A 和阻力 D_A 可表示为

$$\begin{cases} L_A = L + L_{mw} = q_w A_{fw} C_L + \frac{1}{2} \rho V_{in}^2 \cdot C_L \cdot A_{mw} \cdot \eta_{Lmw} \\ D_A = D + D_{mw} = q_w A_{fw} C_D + \frac{1}{2} \rho V_{in}^2 \cdot C_D \cdot A_{mw} \cdot \eta_{Dmw} \end{cases} \quad (7)$$

式中: L_{mw} 和 D_{mw} 分别为增升涵道在主翼上的诱导升力和诱导阻力。

垂直起降固定翼无人机在过渡飞行过程中,无人机的重力主要由升力风扇和动力增升系统来平衡,进而过渡到机翼气动力平衡。过渡前期飞行速度较低,机翼所能提供的升力限制于临界失速迎角,因此在计算过渡低速段包线时机翼升力所对应的最大迎角取临界迎角,过渡飞行包线低速段的最大迎角满足关系:

$$\alpha_{lj} = i_w + \alpha \quad (8)$$

式中: α_{lj} 为机翼临界迎角; i_w 为机翼安装角。

1.3 基于可用功率的动力增升系统偏角—速度包线模型

平衡状态的包线给出了以机翼不失速为前提

的动力增升系统偏角—速度包线,但是在实际飞行过程中,只要动力足够,即便是机翼失速,都能较好地完成过渡飞行。假设无人机的结构性能足够好,不考虑结构问题所产生的颤振边界,将无人机系统可用功率作为约束来确定过渡过程的动力增升系统偏角—速度包线^[22]。

动力增升系统在偏转过程中必须满足升力风扇和动力增升系统气动力、机身气动力与无人机重力相平衡,就必须要求升力风扇和动力增升系统的可用功率在过渡飞行过程中满足飞行要求。

升力风扇和动力增升涵道的需用功率 P_r 组成一致,都是由其诱导功率 P_i 、型阻功率 P_{pr} 、废阻功率 P_p 和爬升功率 P_c 四部分组成,即有:

$$P_r = \frac{2}{\eta_p} (P_i + P_{pr} + P_p + P_c) \quad (9)$$

式中: η_p 为从发动机到叶片的传动损失系数。

根据能量守恒和动量定理,废阻功率 P_p 、诱导功率 P_i 和爬升功率 P_c 可以表示为

$$P_{ipc} = T(U_c + v_i) \quad (10)$$

式中: U_c 为叶片平面的垂直速度; v_i 为旋翼叶片的诱导速度。

考虑到升力风扇和增升涵道存在多桨叶片,诱导速度非均匀,本文对诱导速度加以 K_{ind} 修正,则式(10)表示为

$$P_{ipc} = T(U_c + K_{ind}v_i) \quad (11)$$

根据叶素理论,旋翼类型阻功率表示为

$$P_{pr} = P_{pr0}(1 + 4.7\mu^2) \quad (12)$$

$P_{pr0} = \sigma\pi R^2 \rho V_t^3 C_D/8$, σ 为旋翼实度, C_D 为叶片阻力系数, V_t 为旋翼桨尖速度, μ 为前进比。对于升力风扇和增升涵道类动力部件,其功率可以用式(10)~式(12)求得^[12]。

在功率限制的情况下,垂直起降固定翼无人机的动力增升系统偏角—速度包线边界在满足力平衡关系的同时,升力风扇和增升涵道总功率必须小于动力系统的额定功率 P_n ,即 $P_r < P_n$ 。

1.4 过渡走廊计算流程

过渡走廊即为过渡飞行包线,式(6)为计算垂直起降固定翼无人机过渡走廊的平衡方程,其与式(1)联立可求解三个未知量,包括升力风扇拉力 T_f 、动力增升系统拉力 T_{di} 、动力增升系统拉力偏角 i_{di} 。在计算基于失速速度的动力增升系统偏角—

速度包线时,以升力风扇拉力、动力增升系统拉力和动力增升系统拉力偏角为求解量;在计算基于功率的动力增升系统偏角—速度包线时,以升力风扇和增升涵道功率为限制,以无人机姿态为求解量。

过渡走廊计算流程如图3所示。首先由悬停状态公式(4)确定过渡飞行包线前端窗口的动力参数。根据机翼不失速条件公式(1)确定无人机此时状态的气动力系数,在不同的飞行速度下将 C_L 、 C_D 代入公式(7)求解出无人机机身气动力,最终代入平衡公式(6),以升力风扇拉力 T_f 、动力增升系统拉力 T_{di} 和动力增升系统拉力偏角 i_{di} 为求解量,进行配平计算,可求得基于失速速度的动力增升系统偏角—速度包线。计算基于功率的动力增升系统偏角—速度包线时,首先设定动力增升系统偏角,对平衡方程进行计算,然后根据功率公式求出部件需用功率随前飞速度的变化值,最后根据动力部件输出功率限制条件得到垂直起降固定翼无人机基于功率的过渡飞行包线。

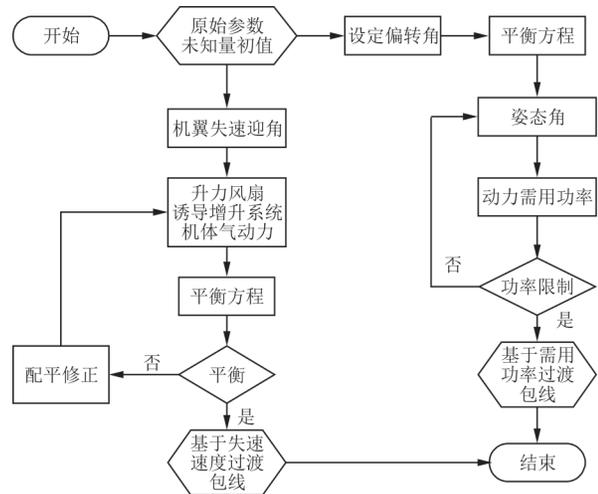


图3 过渡走廊计算流程

Fig. 3 Calculation process of transition corridor

2 算例与分析

以某型垂直起降固定翼无人机为案例样机,计算其过渡飞行过程中的动力增升系统偏角—速度包线。样机采用前升力风扇、后动力增升系统的布局,过渡飞行过程中的样机升力系数和阻力系数随迎角的变化关系如图4所示,图例中“12-A0-5”表示动力增升系统单涵道动力12 N,迎角为

0°, 自由来流为 5 m/s, 图例中“12-F10-5”表示动力增升系统单涵道动力 12 N, 涵道后舵面偏转 10°, 自由来流为 5 m/s, 此气动力系数曲线计算了过渡过程中特殊状态点的气动数据。

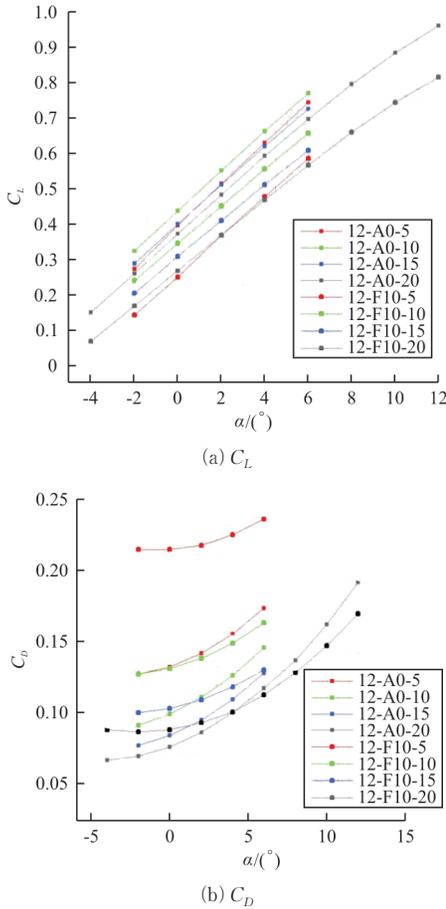


图 4 案例无人机过渡过程升阻系数曲线
Fig. 4 Curves of C_L and C_D of case UAV in transition process

升力风扇和动力增升系统的额定功率和计算参数如表 1 所示。

表 1 计算参数和经验系数
Table 1 Calculation parameters and experience coefficient

参数	数值	参数	数值
$i_d/(\circ)$	0~30	P_d/kW	14
$i_{di}/(\circ)$	0~95	η_p	0.95
P_f/kW	26		

2.1 计算结果

计算的案例无人机基于失速迎角的动力增升系统偏角—速度包线如图 5 所示, 可以看出: 悬停阶段, 动力增升系统合力偏转角在 75°左右, 偏转到

固定翼飞行模式时的最小飞行速度为 43 m/s。

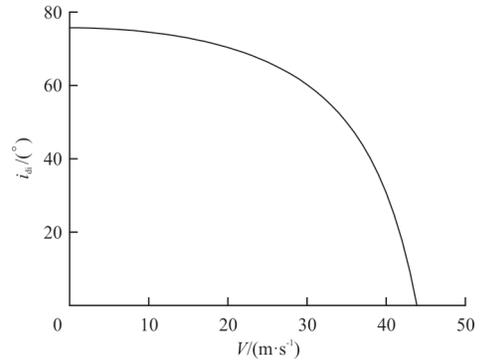


图 5 基于失速迎角的过渡走廊左边界
Fig. 5 Left margin of transition corridor based on stall attack angle

过渡飞行包线内的升力风扇拉力、动力增升系统拉力、机体升力和阻力的变化曲线如图 6 所示, 可以看出: 悬停时, 无人机的重力由升力风扇和动力增升系统拉力来平衡, 随着动力增升系统的偏转, 无人机的升力由动力部件(升力风扇和动力增升系统)逐渐过渡到无人机机翼来提供, 随着速度的增加, 无人机的升力和阻力也随之增大。

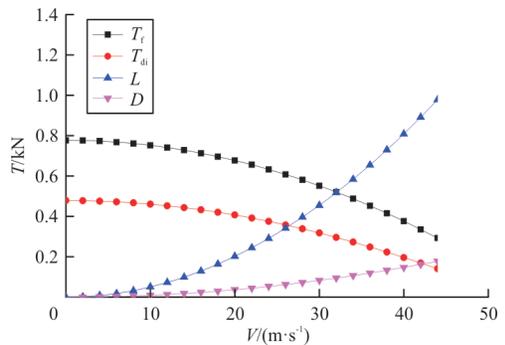


图 6 基于失速迎角的过渡走廊左边界气动力变化
Fig. 6 Aerodynamic force change of transition corridor left margin based on stall attack angle

在不同姿态角下, 无人机动力部件的总功率在过渡过程中随飞行速度的变化曲线如图 7 所示。在功率限制条件下, 根据需用功率和最大可用功率相等, 可得到基于功率的垂直起降固定翼无人机动力增升系统偏角—速度包线。从图 7 可以看出: 在同一姿态角下随着速度的增加, 需用功率是先变小后变大, 这与增升涵道的入流特性密切相关; 大姿态角下过渡功率要比小迎角功率大, 大迎角过渡在低速时便会触发功率限制, 因为姿态角越大, 过渡过程中的阻力越大, 所需的功率就越大。

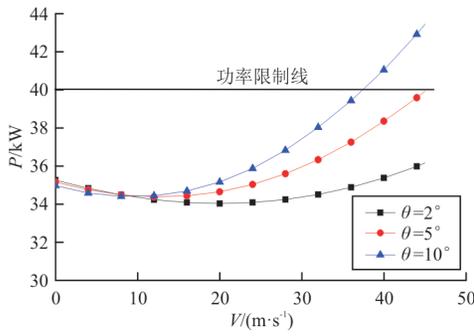


图 7 不同姿态角的过渡功率

Fig. 7 Transition power of different attitude angles

基于功率计算的过渡走廊右边界如图 8 所示,与图 5 不同的是在高速段,涵道合力偏角可以保持垂直,直到触发功率限制,诱导增升系统才开始偏转。

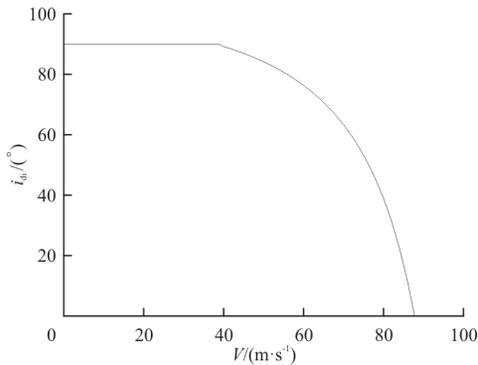


图 8 基于功率的过渡走廊右边界

Fig. 8 Right margin of transition corridor based on power

将基于失速迎角计算的飞行包线与基于功率限制计算的飞行包线相结合,便可得出垂直起降固定翼无人机过渡飞行走廊,如图 9 所示,可以看出:低速段的过渡走廊左边界是基于失速迎角的动力增升系统偏角一速度包线,高速段的右边界是基于功率的动力增升系统偏角一速度包线,在两个包线之间的过渡走廊中无人机可以完成过渡飞行。

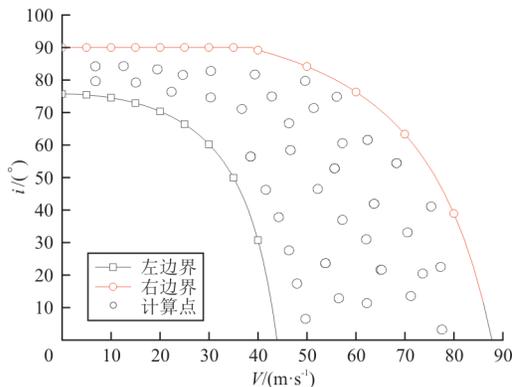


图 9 垂直起降固定翼无人机过渡飞行走廊

Fig. 9 Transition flight corridor of VLOT fix-wing UAV

2.2 操纵参数影响分析

垂直起降固定翼无人机的过渡飞行过程是连接垂直起降过程和固定翼平飞过程的中间过程,是垂直起降固定翼无人机的一个重要飞行模式。在过渡飞行过程中,动力增升系统不断偏转,气动构型随之变化,气动力也随之变化,其过渡飞行也是一种危险的飞行模式。垂直起降固定翼无人机的动力增升系统偏角一速度包线越大,其过渡飞行过程越容易实现。在飞行包线内,无人机的飞行姿态以及动力偏转的快慢对过渡过程有一定影响,文中将从飞行姿态和增升涵道偏转速度两方面进行分析。

在过渡过程中,保证纵向平衡的前提下,不同的俯仰角过渡会有不同的过渡状态特性,如图 10 所示,可以看出:以大姿态角过渡飞行时,在较低的飞行速度下就能达到升阻平衡;而小姿态角过渡飞行时,需要较高的飞行速度才能达到升阻平衡,进一步完成飞行过渡。

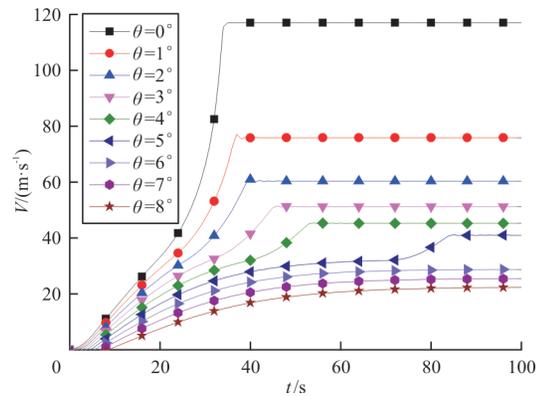


图 10 不同姿态的过渡速度

Fig. 10 Transition speed at different attitudes

在不同的涵道偏转角速率下,垂直起降固定翼无人机有不同的配平飞行能力。在动力系统允许的范围内,涵道偏转速度可以在 1~14 (°)/s 之间变化,如图 11~图 12 所示,当涵道偏转速率超过 14 (°)/s 时,就会超出升力风扇的配平能力,不能完成过渡飞行。仿真计算结果是在无人机稳定平衡状态下计算得出,在过渡时间为目标情况下,俯仰姿态角越小越好,动力增升系统偏转越快;以动力系统力学特性为目标,优化可得在 3°俯仰姿态角下,5 (°)/s 的涵道偏转角速度和 1.5 (°)/s 的增升

翼面偏转角速度能够稳定地完成过渡。

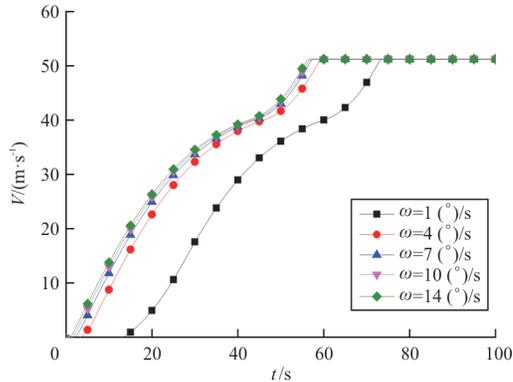


图 11 不同涵道偏转速率的速度变化

Fig. 11 Speed change at different duct offset speed

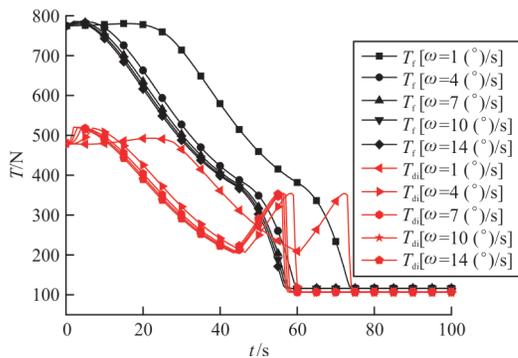


图 12 不同涵道偏转速率的动力变化

Fig. 12 Power change at different duct offset speed

2.3 扩大过渡走廊的方法

在飞行器设计过程中,垂直起降固定翼无人机的气动参数对飞行包线的影响是直接的,本文从气动参数方面对垂直起降固定翼无人机进行飞行包线分析,为垂直起降固定翼无人机过渡走廊设计提供方法。基于失速迎角的动力增升系统偏角一速度包线是由失速迎角下最大升力系数计算而得到的,而机翼的失速迎角主要受机翼面积、机翼升力系数、机翼安装角等气动参数的影响,因此基于失速迎角的动力增升系统偏角一速度包线将受到这些参数的影响,下面将分析这些参数对基于失速迎角的动力增升系统偏角一速度包线的影响。

机翼面积 S 增加 10%、20%、30% 后基于失速迎角的动力增升系统偏角一速度包线变化图如图 13 所示,失速迎角对应最大升力系数 C_{Lmax} 增加 10%、20%、30% 后基于失速迎角的动力增升系统

偏角一速度包线变化图如图 14 所示,可以看出:改变机翼面积参数和最大失速升力系数可以改变基于失速迎角的动力增升系统偏角一速度包线的位置,以速度为标准,计算可得三种比例下过渡走廊分别扩大 2.33%、4.66%、6.97%。增加机翼面积和增大最大失速升力系数都可以使飞行包线向悬停段移动,达到了扩大垂直起降固定翼无人机飞行走廊的目的。

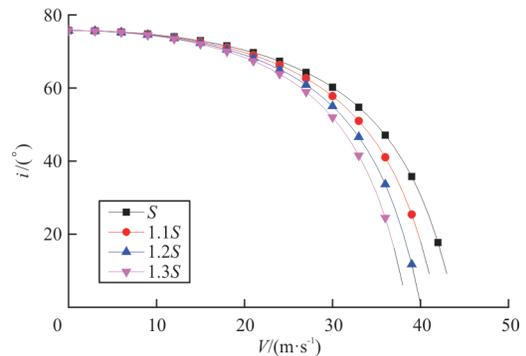


图 13 机翼面积对过渡走廊左边界影响

Fig. 13 Influence of wing area on left margin of transition corridor

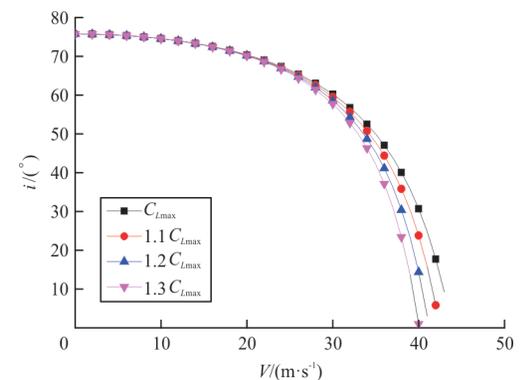


图 14 升力系数对过渡走廊左边界影响

Fig. 14 Influence of lift coefficient on left margin of transition corridor

垂直起降固定翼无人机的右飞行走廊边界是由基于功率的动力增升系统偏角一速度包线所确定,因此降低飞行状态的需用功率或者增大飞行系统的可用功率,能够改变基于功率的动力增升系统偏角一速度包线。将可用功率提高 10%、20% 之后的基于功率的动力增升系统偏角一速度包线如图 15 所示,可以看出:随着可用功率的增大,基于功率的动力增升系统偏角一速度包线向右移动,从而扩大了飞行走廊边界,以速度为标

准,计算可得两种比例下过渡走廊分别扩大21.43%、41.67%。

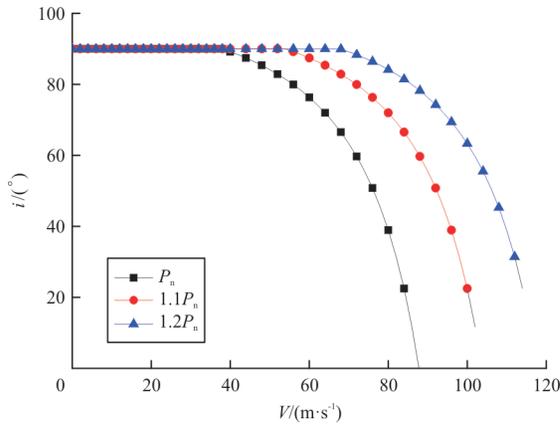


图15 可用功率对飞行包线的影响

Fig. 15 Influence of available power on flight envelope

综上所述,采用气动参数的改善来扩大飞行走廊的效果要差于同百分比下采用可用功率的改善来扩大飞行走廊,即用功率参数来扩大飞行走廊要比用气动参数来扩大飞行走廊效果更加显著。通过扩大此类垂直起降固定翼无人机过渡飞行走廊,有利提高其过渡飞行安全性。

3 结 论

(1) 文中所建立的涵道式垂直起降固定翼无人机动力增升系统偏角—速度包线能够很好地描述此类垂直起降固定翼无人机的过渡飞行走廊。

(2) 此类垂直起降固定翼无人机的过渡飞行走廊左边界是由过渡飞行时的最大升力系数确定,而右边界是由最大可用功率确定。

(3) 在过渡飞行过程中,以小姿态角过渡完成时间最短,而大姿态角过渡动力偏转较慢,完成过程时间长。

(4) 通过提高功率参数来扩大过渡走廊比提高气动参数扩大过渡走廊效果更加明显,可用功率提高10%可以使过渡走廊扩大21.43%,而机翼面积或者升力系数提高10%仅使过渡走廊扩大约2.33%。

参 考 文 献

[1] 郑志成. 升力风扇垂直起降飞机总体设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2013.
ZHENG Zhicheng. Research on conceptual design method-

logy for lift-fan VTOL aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013. (in Chinese)

[2] 李海. 涵道共轴双旋翼无人机总体设计及气动特性研究[D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,2021.

LI Hai. Research on the overall design and aerodynamic characteristics of a ducted coaxial rotor UAV [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2021. (in Chinese)

[3] WANG Zhengjie, LIU Zhijun, FAN Ningjun, et al. Flight dynamics modeling of a small ducted fan aerial vehicle based on parameter identification [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1439-1448.

[4] NALDI R, GENTILI L, MARCONI L, et al. Design and experimental validation of a nonlinear control law for a ducted-fan miniature aerial vehicle [J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 747-760.

[5] WANG Xiaoliang, XIANG Changle, NAJJARAN Homayoun, et al. Robust adaptive fault-tolerant control of a tandem coaxial ducted fan aircraft with actuator saturation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(6): 1298-1310.

[6] 宗建安,朱炳杰,侯中喜,等. 固旋翼垂直起降混电飞行器推进系统设计[J/OL]. 航空学报: 1-12 [2021-11-11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20210914.1008.002.html>.

ZONG Jian'an, ZHU Bingjie, HOU Zhongxi, et al. A design method of hybrid-electric fixed-wing VTOL aircraft propulsion system [J/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica: 1-12 [2021-11-11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20210914.1008.002.html>. (in Chinese)

[7] 朱汉,董睿,江顺,等. 复合式高速直升机过渡走廊和最优过渡路线研究[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(1): 188-192.

ZHU Han, DONG Rui, JIANG Shun, et al. Research of composite high-speed helicopter transition corridor and optimal transition route [J]. Machine Building & Automation, 2021, 50(1): 188-192. (in Chinese)

[8] 段赛玉,陈铭. 复合式共轴直升机飞行动力学数学模型研究[J]. 飞机设计, 2011, 31(3): 13-17.

DUAN Saiyu, CHEN Ming. Investigation of compound coaxial helicopter trim [J]. Aircraft Design, 2011, 31(3): 13-17. (in Chinese)

[9] 吴伟伟,马存旺,张练,等. 倾转旋翼机连续倾转过渡状态数值模拟[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 55-64.

WU Weiwei, MA Cunwang, ZHANG Lian, et al. Numerical simulation of continuous tilting transition of tiltrotor aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 55-64. (in Chinese)

[10] DUGAN D C, ERHART R G, SCHROERS L G. The XV-15 tilt rotor research aircraft [R]. US: NASA, 1980.

[11] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The

- history of the XV-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight[R]. US: NASA, 2000.
- [12] MAGEE J, WERNICKE K. XV-15 tilt rotor research aircraft-program report[C]// 1979 Atlantic Aeronautical Conference. Williamsburg: AIAA, 1979: 704.
- [13] WALLACE L R, DECKERT H. Recent progress in V/STOL technology [J]. The Aeronautical Journal, 1982, 86: 294-305.
- [14] CHOI S W, KANG Y, CHANG S, et al. Development and conversion flight test of a small tiltrotor unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aircraft, 2012, 47(2): 730-732.
- [15] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度—速度包线分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2174-2180.
CAO Yunyun, CHEN Renliang. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2174-2180. (in Chinese)
- [16] 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: 南京航空航天大学, 2012.
CAO Yunyun. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [17] 万华芳. 倾转旋翼飞行器过渡段仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
WAN Huafang. Research on conversion mode of tiltrotor aircraft by simulation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [18] 陈永, 龚华军, 王彪. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 30-33.
CHEN Yong, GONG Huajun, WANG Biao. Research on longitudinal attitude control technology of tiltrotor during transition [J]. Flight Dynamics, 2011, 29(1): 30-33. (in Chinese)
- [19] 王红波, 祝小平, 周洲, 等. 垂直/短距起降飞机机翼内埋式风扇布局气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 161-167.
WANG Hongbo, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Analysis on aerodynamic characteristics of fan-in-wing configuration of V/STOL aircrafts[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 161-167. (in Chinese)
- [20] 王红波, 祝小平, 周洲, 等. 垂直起降飞机新型气动布局设计分析[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(2): 189-196.
WANG Hongbo, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. New configuration design and analysis for a vertical take-off/hoveringsolar powered aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(2): 189-196. (in Chinese)
- [21] 王春阳, 周洲, 王睿, 等. 涵道式垂直起降固定翼无人机纵向稳定性研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(4): 712-720.
WANG Chunyang, ZHOU Zhou, WANG Rui, et al. Study on longitudinal stability of ducted vertical take-off and landing fixed-wing UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(4): 712-720. (in Chinese)
- [22] 潘浙平. 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
PAN Zheping. Investigation on conversion corridor analysis method of quad tilt rotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

作者简介:

王春阳(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行力学。

周洲(1966—),女,博士,教授、博导,长江学者。主要研究方向:无人机系统总体设计。

(编辑:丛艳娟)