

某型无人倾转旋翼机过渡轨迹设计技术研究

左卓,叶子青,肖斯奇,黄一敏

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 210016)

摘要:过渡模式是倾转旋翼机全过程自主飞行的关键阶段,亦是最容易发生安全事故的阶段。过渡轨迹是飞行器过渡模式控制律和制导律设计的基础,以某型无人倾转旋翼机为研究对象,分析其气动特性,并根据过渡阶段的升力来源,将整个过渡阶段进行细化;再根据各个阶段的约束条件确定其倾转过渡走廊;依据飞行器的飞行过程以及走廊确定飞行器的过渡轨迹,并通过仿真验证其合理性。

关键词:无人倾转旋翼机;过渡模式;过渡走廊;过渡轨迹

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)01-0167-05

Research on Conversion Trajectory Design of Tilt-rotor UAV

ZUO Zhuo, YE Ziqing, XIAO Siqi, HUANG Yimin

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The conversion mode is the key stage of the autonomous flight of the unmanned tilt-rotor. It is, however, the most dangerous stage during the entire flight. The conversion trajectory is the basis of the design of the control law and guidance law of the unmanned tilt-rotor aircraft. The paper therefore takes an unmanned tilt-rotor as the research object. The aerodynamic characteristics of the target drone are analyzed and the entire transition phase is segmented according to the source of lift. Then the constraints in the flight process are determined according to the flight characteristics of each phase, so as to determine the conversion corridor of the target drone. The flight characteristics of the aircraft and the conversion corridor are applied to determine the conversion trajectory. The simulation result verifies the rationality of the trajectory design.

Keywords: tilt-rotor UAV; conversion mode; conversion corridor; conversion trajectory

0 引言

固定翼飞机具有高速巡航的能力,但是对于起降跑道要求较高。直升机具有垂直起降和空中悬停的能力,但是飞行速度低、航程短。倾转旋翼机则兼有固定翼飞机和直升机的优点,是一种能够垂直起降、空中悬停并且快速飞行的飞行器^[1]。由于飞机操纵方式众多、各通道相互耦合、旋翼与机体气动干扰复杂等众多原因,导致了过渡模式的控制难度大、飞行品质低等问题^[2]。合理的过渡轨迹是控制律设计的前提,是飞机实现安全过渡的重要保证。

针对这一问题,国内外学者进行了深入研究并提出了多种解决方案。韩丽敏使用 MATLAB 的配平方法对过渡段进行了离散状态点的配平,从而拟合出了短舱角和前飞速度的转换通道^[3]。曹芸芸根据机翼失速限制和发动机可用功率限制计算了倾转角度-速度包线的上下边界,从而建立了倾转走廊^[4]。赖水清等假设过渡段发动机功率不变,并接入定高控制,对飞机进行静力平衡特性分析,根据发动机短舱倾角特性导出以额定功率飞行的拉力和攻角特性,由此得出过渡段不同发动机短舱转角和不同飞行高度下的速度特性,从而得出转换飞行的安全范围^[5]。陆宜根据非线性模型分析飞机特性,利用牛顿迭代方法对模型进行配平,再根据迎角和总距的约束求出倾转包线,

根据线性化模型分析倾转旋翼机 3 个飞行模态的稳定性和操纵性,最后提出倾转轨迹^[6]。本文以某型号倾转旋翼机为研究对象,从飞行器气动力学变化规律角度出发,通过飞行过程以及过渡走廊规划得到标称轨迹剖面,最后通过非线性仿真验证轨迹设计的合理性。

1 问题描述

本文研究对象的飞行效果如图 1 所示。该型号采用横列式气动构型,飞行器操纵舵面包括左右旋翼总距角、纵向周期变距、升降舵、襟副翼、襟翼、方向舵以及短舱倾角和油门开度。该型号起飞质量为 360 kg,属于低速小型无人机。

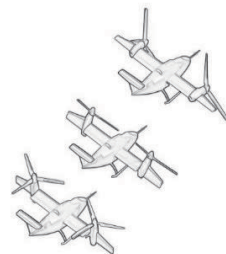


图 1 倾转旋翼机飞行效果图

1.1 过渡过程

过渡阶段可在定高平飞或者爬升/下滑状态下进行,平飞过渡模式不需要考虑高度轨迹的变化规律,从而降低了过渡模式飞行控制的研发难度和技术风险。故本文将重点研究平飞模态下的过渡轨迹设计,整个过渡模式的飞行过程如图2所示。

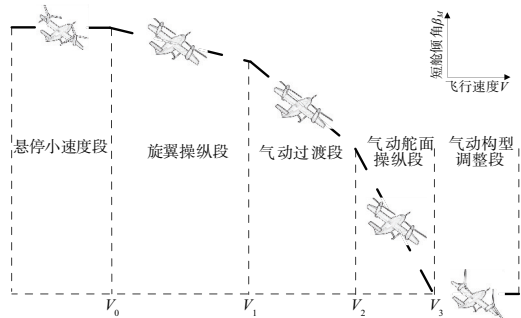


图2 倾转旋翼机过渡飞行段纵向轨迹剖面示意图

1) 悬停小速度段

加速过渡阶段首先切入悬停小速度模态,借助纵向变距使得飞行器加速至目标速度,从而以安全的速度切入下一阶段。减速过渡模式则是上述过程的逆过程。

2) 旋翼操纵段

旋翼操纵段短舱倾角相对较大,旋翼拉力作为飞行器的主要升力来源,短舱倾转将产生较大的加速度,加速/减速效果明显。

3) 气动过渡段

气动过渡段不仅要完成升力来源的过渡,还需要完成操纵舵面之间的切换,故气动过渡阶段是旋翼变距和气动舵面的综合控制方式。

4) 气动舵面操纵段

气动舵面操纵段飞行器飞行速度相对较高,气动舵面的舵效相对较强。故该阶段以飞行器的气动舵面和旋翼总距角操纵为主。

5) 气动构型调整段

固定翼模式旋翼主要表现为螺旋桨拉力特性,为提高旋翼的桨叶工作效率,需降低旋翼转速。此外还需调整襟翼偏度并调节飞行速度。故该阶段需要完成旋翼转速的调整以及襟翼的收放操作。

1.2 轨迹设计

无人倾转旋翼机标称轨迹设计是控制策略设计的基础,其目的是合理规划过渡段的轨迹剖面,从而保证飞行器在沿着标称轨迹飞行时不会出现约束超限。本文采用飞行速度-短舱倾角曲线作为标称的轨迹剖面,对象无人机过渡阶段的轨迹剖面如图3实线所示。根据剖面形状可将倾转轨迹进行线性拟合,采用分段设计的方法将其近似为数学函数能够直接描述的线性剖面(虚线),因此在每个阶段内的轨迹可表示为如式(1)所示的数学表达式。

$$\begin{cases} V_c = k_i(\beta_M - \beta_{M_i}) + V_i \\ k_i = (V_i - V_{i-1})/(\beta_{M_i} - \beta_{M(i-1)}) \end{cases} \quad (1)$$

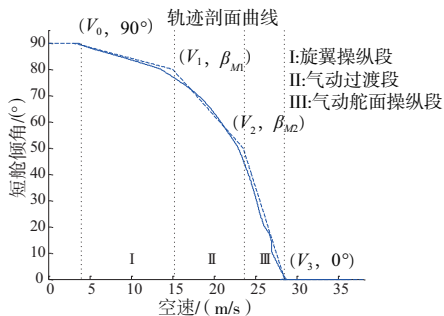


图3 标称速度-短舱倾角轨迹剖面

根据图3可知,若要描述出准确完整的速度过渡轨迹线,需确定的轨迹参数如表1所示。

表1 速度轨迹剖面特征参数

参数	物理意义
$V_0/(m/s)$	悬停小速度段和旋翼操纵段交点速度
(V_1, β_{M1})	旋翼操纵段和气动过渡段交点
(V_2, β_{M2})	气动过渡段和气动舵面操纵段交点
$V_3/(m/s)$	气动舵面操纵段和固定翼模式段交点速度
K_1	旋翼操纵段速度曲线斜率
K_2	气动过渡段速度曲线斜率
K_3	气动舵面操纵段速度曲线斜率

2 特性分析

2.1 固定翼模式气动分析

图4为对象无人机的升阻比随迎角的变化曲线。升阻比曲线呈现先增大后减小的趋势,对象无人机在最大升阻比迎角后,反操纵特性明显。考虑到对象无人机采用的活塞式发动机推力响应迟缓,在反操纵区进行高度控制的能力较弱。为了保证飞行安全,飞行迎角应选在最大升阻比迎角之前,故对象无人机飞行时的迎角范围应该选在 $0^\circ \sim 5^\circ$ 。

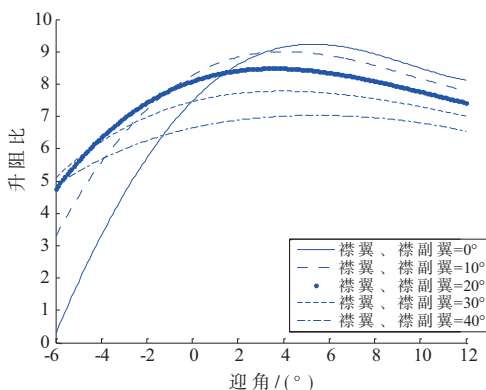


图4 对象无人机升阻比随迎角变化曲线

2.2 过渡模式特性分析

1) 外翼端对机体气动的影响分析

对象无人机过渡段整机俯仰力矩系数随短舱倾角变化曲线如图5所示。外翼端的转动对俯仰力矩会产生较

大的影响,当飞行迎角 $<6^\circ$ 时,短舱倾角 $0^\circ\sim 20^\circ$ 之间俯仰力矩系数发生较大的变化,由于此时的飞行速度相对较高,外翼端的转动将会产生相当大的俯仰力矩干扰,故需要通过升降舵给予一定的前馈补偿。

2) 过渡模式气动力变化

过渡阶段旋翼拉力和机体气动力的合力与重力平衡,在机体系 Oy_b 轴,机体气动力和旋翼拉力与飞机升力的占比变化曲线如图6所示。随着短舱倾角的减小,旋翼拉力对于飞行器的升力贡献逐渐减小,机体气动力的贡献逐渐增大。短舱倾角 $60^\circ\sim 70^\circ$ 之间曲线存在交点,并且配平俯仰角越小,交点处所对应的短舱角越大。故在短舱倾角位于交点右侧时,旋翼拉力矢量对于稳定飞行至关重要,反之机体气动力作用效果更为明显。当短舱为 0° 时,旋翼拉力对于升力无贡献。

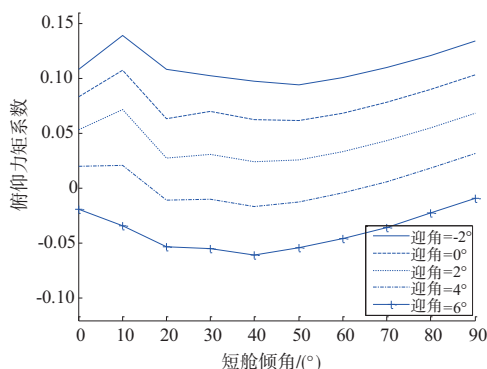


图5 俯仰力矩系数曲线

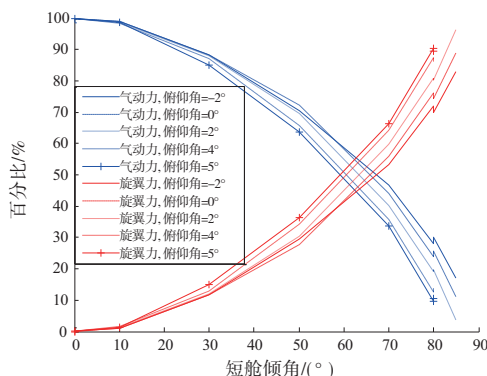


图6 旋翼拉力和气动力占比变化曲线

3 倾转过渡走廊规划

3.1 约束指标的确定

过渡模式要求旋翼和机翼气动力的合理配合,来克服飞行过程中的重力和阻力,然而飞行速度过低会导致飞行器机翼失速,飞行速度过高则会受到旋翼可用功率等因素的限制。此外为保证飞行过程中具有一定的控制裕度,需要考虑操纵量的约束。

1) 迎角约束

过渡模式的飞行速度随着短舱倾角的减小而增加,机体气动力也逐渐成为主要的升力来源。由于迎角对机体气动力具有直接影响,所以需要对接角进行约束。根据前文可知

当短舱倾角 $<70^\circ$ 时,机体气动升力逐渐承担相当大的升力来源,故短舱倾角 $\leq 70^\circ$ 时保持迎角约束,如式(2)所示。

$$0^\circ < \alpha < 5^\circ \quad (2)$$

2) 舵面操纵约束

无人倾转旋翼机的飞行速度受飞行器舵面操纵量的约束。表2为对象无人机各操纵舵面的操纵权限。

表2 对象无人机各舵面的操纵权限

操纵通道	操纵权限/(°)
总距角	[0, 35]
纵向周期变距	[-10, 10]
襟副翼	[-45, 45]
升降舵	[-25, 25]

3.2 过渡走廊计算方法

当短舱 $>70^\circ$ 时,飞行器受旋翼气动力影响较大,故飞行过程受旋翼操纵量约束影响较大。当短舱 $<70^\circ$ 时,飞行器受机体气动力影响较大,故非旋翼操纵段以迎角约束为主。此外过渡过程中还要对旋翼需用功率进行检查。过渡走廊的解算方法如图7所示,根据约束条件不同,可粗略将走廊分为旋翼操纵段和非旋翼操纵段,其中旋翼操纵段是指短舱 $>70^\circ$ 时的状态点集合。

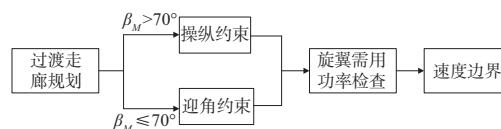
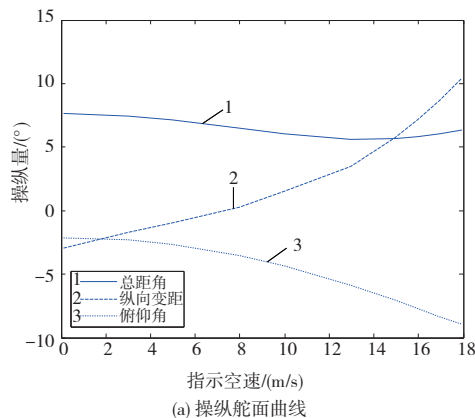


图7 过渡走廊解算方法示意图

3.3 旋翼操纵段

1) 直升机模式下的最大飞行速度

直升机模式各个飞行速度的配平点曲线如图8所示。随着飞行速度的增加,旋翼总距角先减小而后逐渐增加,纵向变距随着飞行速度的增加而逐渐增大。当飞行速度为 17.93 m/s 左右时,纵向变距大约在 10° 左右,已达到操纵上限。直升机模式旋翼需用功率随着速度的增加先减小后增大,悬停状态旋翼需用功率最大。从旋翼需用功率曲线可以发现,飞行器前飞阶段发动机功率始终能够满足飞行的需求。



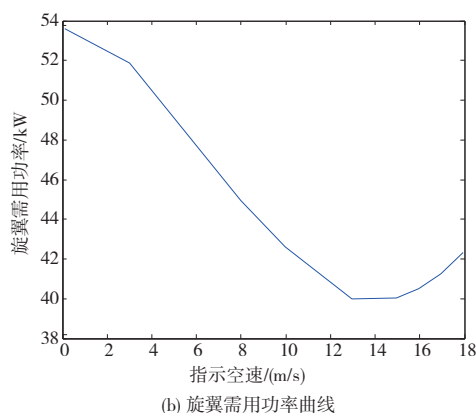


图8 直升机模式配平曲线

综合上述分析,可以确定直升机模式下的最大前飞速度为 17.93 m/s。

2)悬停状态下的最小短舱倾角

飞行器悬停状态下旋翼拉力主要用来克服飞行器的重力,此时旋翼的桨盘平面垂直于重力方向。由于旋翼纵向周期变距具有一定的调节桨盘平面能力,故即便是在悬停状态,短舱仍可向前倾转一定角度。飞行器的桨盘前倾角和短舱之间的关系如式(3)所示。

$$(\pi/2 - \beta_M)_{\max} = (a_1)_{\max} + x_M/y_M \quad (3)$$

其中 x_M 和 y_M 分别表示旋翼桨毂中心相对质心的纵向、垂向距离。根据变距和挥舞的等效特性可得式(4)。

$$(a_1)_{\max} = (-B_1)_{\max} \quad (4)$$

根据式(3)和式(4)可以确定短舱倾角为 80°。

3.4 非旋翼操纵段

根据约束条件,选择在 0°和 5°飞行迎角状态下进行配平,得到相关配平状态信息如表 3 所示。

表3 倾转过渡走廊部分配平状态汇总表

短舱倾角/(°)	襟翼/(°)	迎角/(°)	速度/(m/s)
0	30	0	30.5
		5	26.4
30	30	0	26.8
		5	23.7
50	30	0	25.0
		5	20.8
70	30	0	5.0
		20.4	15.5

3.5 过渡走廊计算结果

根据约束条件绘制得到的过渡走廊如图 9 所示。短舱 > 80°时,走廊较宽,且旋翼轴倾斜引起的加速度最大;当短舱 < 50°时,旋翼轴倾斜引起的加速度最小。参照图 3 的标称轨迹剖面,结合过渡走廊可以确定过渡段轨迹的部分特征参数如表 4 所示。

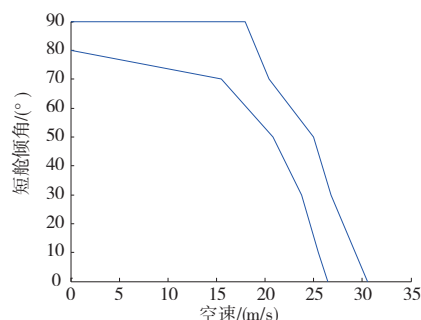


图9 对象无人倾转旋翼机倾转过渡走廊曲线

表4 部分轨迹参数取值表

参数	取值/(°)
β_{M1}	80
β_{M2}	50

4 标称轨迹剖面设计

4.1 端点飞行状态设计

1)短舱倾角为 0°状态

为了提高过渡阶段的安全性,需要缩短过渡时间,一般有两种方式:加快短舱倾转角速度或者减小固定翼模式速度。增大短舱倾转角速度会加大控制系统设计的难度,而且倾转角速度受倾转舵机最大角速度的限制,往往存在上限,从工程应用角度而言难度极大。故减小固定翼模式的速度就显得尤为必要。

无人机的稳态飞行需要升力来平衡,对象无人机的升力系数主要由迎角和舵面输出决定,若要减小飞行速度,可考虑调整飞行状态量或者使用增升装置。使用襟翼可有效地提高对象无人机的升力和阻力,从而降低固定翼模式飞行速度。考虑到对象无人机的迎角工作范围相对较小,减速能力有限,故本文选择使用襟翼来降低无人机的飞行速度。

经过总体单位综合评定,对象无人倾转旋翼机固定翼模式下的最小飞行速度为 88 km/h。考虑到一定安全裕度,对象无人机的飞行速度应 ≥ 100 km/h。对象无人机襟副翼和襟翼都具有增升效果,表 5 为在迎角范围 0°~5°内使用不同襟翼和襟副翼偏度下的配平速度统计表。

表5 不同襟翼机构的飞行速度范围统计表

增升装置	速度范围/(m/s)
襟翼	28.3~43.3
襟副翼	28.3~43.3
襟翼+襟副翼	25.5~43.3

由表 5 可以看出,单独使用襟翼或者襟副翼增升能力并不足,减速效果有限。当单独使用襟翼或者襟副翼时,

其襟翼角度需要偏转至最大,且飞行迎角为 5° 时才能达到最小的飞行速度。而采用襟翼+襟副翼的组合偏转方案能够覆盖对象无人机允许的最小飞行速度范围,故选用襟翼和襟副翼作为调速的增升操纵机构。不同襟翼和襟副翼偏度下的飞行速度和迎角的关系曲线如图10所示。

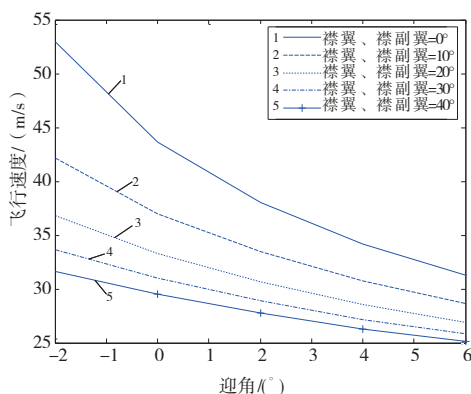


图10 固定翼模式飞行迎角-速度曲线

对象无人机最大升阻比迎角相对较小,且襟翼的使用会导致最大升阻比迎角前移,故使用襟翼时仍然考虑选择 2° 迎角飞行。由图10可知,当襟翼偏度为 40° 时,飞行速度 27.5 m/s ,相较于最小飞行速度安全裕度不足。为了保证在巡航段具备足够的滚转控制能力,故选用襟翼偏度 30° 较为合适,速度为 28.5 m/s 。

2) 短舱倾角为 90° 状态

当处于直升机飞行模式或者短舱前倾小角度时,为减少旋翼和机翼之间的气动干扰,不得不通过襟翼偏转的方式以减小机翼处在旋翼滑流区的面积,故襟翼保持固定翼模式的偏转角度 30° 。由于加速过渡模式始于悬停小速度飞行状态,减速过渡模式又止于此,故飞行速度选为悬停小速度前飞时的飞行速度 5 m/s 。

4.2 气动舵面操纵段

气动舵面操纵段的轨迹可近似处理为如式(1)所示的线性关系。上一节的分析已经确定短舱倾角为 0° 状态下的飞行速度,故本小节仅需要确定短舱倾角 50° 情况下的飞行速度,即可确定气动舵面操纵段轨迹参数。过渡走廊是过渡飞行的安全边界,对象无人机仅能在边界区域内飞行。为保证无人机具有较大的安全裕度,速度轨迹需要尽可能地设计在走廊中间,故根据走廊短舱 50° 时的飞行速度边界和式(5)确定此时的飞行速度 V_2 大约为 23 m/s ,轨迹参数 $K_3 = -0.11$ 。

$$V_{\beta_M} = (V_{\beta_{M\min}} + V_{\beta_{M\max}}) / 2 \quad (5)$$

4.3 轨迹设计结果

根据4.2章节的设计方法,可分别确定其余飞行阶段的轨迹参数。综合上述设计结果,可获得符合要求的轨迹剖面如式(6)所示。

$$\begin{cases} V_c = -1.05(\beta_M - 80) + 15.5 & 80^\circ \leq \beta_M \leq 90^\circ \\ V_c = -0.25(\beta_M - 50) + 23.0 & 50^\circ \leq \beta_M < 80^\circ \\ V_c = -0.11\beta_M + 28.5 & 0^\circ \leq \beta_M < 50^\circ \end{cases} \quad (6)$$

5 仿真实验

在标称状态下,基于标称轨迹的仿真结果如图11所示。由图11(a)可知,飞行速度能够跟踪上轨迹剖面,满足飞行器的速度安全性指标。由图11(d)可知,随着无人机舵效逐渐增强,过渡阶段的升降舵配平逐渐减小。在短舱倾角 $0^\circ \sim 20^\circ$ 内,升降舵配平量发生较大变化,这是过渡段外翼端对机体俯仰力矩的干扰所导致。由图11(e)可知,当短舱在 $80^\circ \sim 90^\circ$ 内,纵向变距变化较大,这说明在旋翼操纵段飞行器的加速是在旋翼轴和纵向周期变距的共同作用下完成的。标称状态下过渡阶段对于纵向变距配平要求较小,旋翼纵向变距具备足够的控制能力。由图11(f)可知,随着短舱角度逐渐减小,飞行速度逐渐增大,旋翼需用功率也在逐渐减小。对象无人机发动机最大功率 84.5 kW ,在考虑15%功率损失的情况下依然能够满足系统的需求。因此轨迹设计能够满足飞行约束条件,保障过渡阶段的飞行安全。

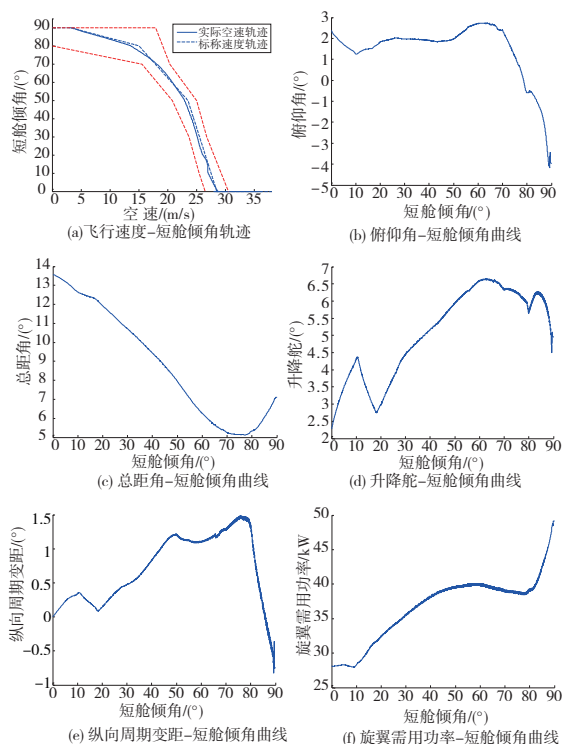


图11 基于标称轨迹剖面的过渡段飞行仿真结果

6 结语

过渡模式是准平衡状态,相比稳定飞行状态有更大不确定性,对飞控系统提出了更高要求。本文结合过渡段控制策略设计需求,进行过渡轨迹的设计研究。首先分析无人机的气动特性,然后根据气动升力的来源将过渡段分为旋翼操纵段和非旋翼操纵段,并通过不同约束条件确定过渡走廊。最后根据走廊以及飞行过程规划得到标称速度-短舱角剖面,并通过非线性仿真验证过渡阶段的轨迹设计合理性,从而保证过渡阶段飞行安全。

(下转第176页)

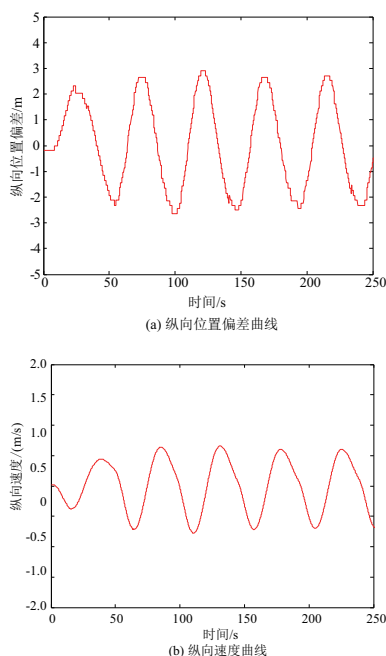


图 12 正弦风 8 m/s 位置和速度曲线

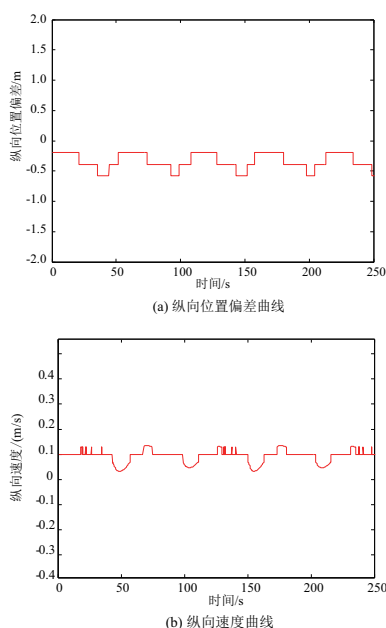


图 13 地速死区 0.03 m/s 位置和速度曲线

观察仿真结果曲线,基于地速的高精度位置控制律能够很好地完成纵向位置控制,且具有优秀的抗干扰能力。

5 结语

本文针对无人倾转旋翼机直升机模式的纵向位置控制,选取基于地速的高精度位置控制律为控制策略,从根轨迹和物理概念角度设计控制内外环参数,最终通过非线性仿真验证控制律的鲁棒性,完成了纵向位置的控制律设计。

参考文献:

- [1] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight[EB/OL].[2019-12-01] <https://history.nasa.gov/monograph17.pdf>.
- [2] 张练, 孙凯军, 叶川, 等. 新构型倾转旋翼无人机飞行力学建模[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 462-470.
- [3] 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.
- [4] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [5] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [6] Anonymous. AMCOM ADS-33E-PRF Aeronautical design standard, handling qualities requirements for military rotorcraft[S]. Huntsville, Alabama: U. S. Army Aviation and Missile Command, 2000.
- [7] 黄海. 无人直升机悬停/小速度段的飞行控制律设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [8] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
- [9] PROUTY R W. Helicopter, performance, stability and control[EB/OL].[2019-12-02]. https://www.researchgate.net/publication/229058033_Helicopter_Performance_Stability_and_Control1.
- [10] 胡辉. 基于嵌入式控制系统的无人倾转旋翼机控制与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [11] 马逸君, 战强. 一种横列双旋翼飞行器的设计与运动控制研究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(2): 156-159, 163.

收稿日期: 2019-12-06

(上接第 171 页)

参考文献:

- [1] 刘海辉, 郁嘉, 屈香菊. 基于隐模型跟踪的倾转旋翼机飞行控制[J]. 飞行力学, 2017, 35(5): 31-35, 39.
- [2] 杨军, 吴希明, 凡永华, 等. 倾转旋翼机飞行控制. [D]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
- [3] 韩丽敏. 倾转旋翼机过渡段纵向控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

- [4] 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.
- [5] 赖水清, 严峰, 徐珂. 倾转旋翼机过渡飞行阶段控制律设计研究[J]. 直升机技术, 2009(3): 52-55.
- [6] 陆宜. 某小型无人倾转旋翼机飞行控制系统设计与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.

收稿日期: 2019-12-09