

无人倾转旋翼飞行器冗余操纵控制策略设计

夏青元^{1,2}, 徐锦法¹, 张 梁¹, 金开保¹

(1.南京航空航天大学 直升机旋翼动力学重点实验室, 210016 南京; 2.南京理工大学 计算机科学与工程学院, 210094 南京)

摘要: 根据所建立的无人倾转旋翼飞行器飞行动力学模型配平和小扰动线性化处理结果分析了不同飞行模式下的操纵效率,应用多目标非线性控制方法的目标优化函数性能指标得到了操纵效率矩阵系数,设计了一套实用的舵面驱动分配策略,实现了飞行器全模式飞行,解决了飞行控制随飞行模式变化所要求的操纵冗余问题.采用所提出的操纵分配策略可使飞行控制器统一设计,无需按不同飞行模式设计控制器,有效降低了飞行控制器的设计难度.给出了一个全模式飞行仿真样例,运用线性PID控制器实现了稳定飞行控制.利用倾转旋翼飞行器飞行动力学模型仿真验证了操纵分配策略的有效性.

关键词: 倾转旋翼飞行器; 控制分配; 多目标优化; 操纵策略; 飞行控制; 仿真验证; 操纵导数

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2014)01-0121-08

Redundant manipulation control strategy for unmanned tilt-rotor aircraft

XIA Qingyuan^{1,2}, XU Jinfa¹, ZHANG Liang¹, JIN Kaibao¹

(1.National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 210016 Nanjing, China;
2.School of Computer Science and Engineering, Nanjing University of Science & Technology, 210094 Nanjing, China)

Abstract: A manipulation assignment strategy of full-mode flight based on unmanned tilt-rotor aircraft flight dynamics model trim and small perturbation linearization processing results was presented, and its manipulation efficiency was analyzed for different flight mode. The control efficiency matrix coefficients were solved with an objective optimization function specification of multi-object nonlinear control method. A difficult problem that was the manipulate redundancy as the flight mode changes in the process of flight control was overcome. A unified flight controller was designed with the help of manipulation allocation strategy, without having to design a controller for different flight mode. The design difficulty of the flight controller is effectively reduced. A full-mode of flight simulation is given out, in which a stable flight control is achieved with a linear PID controller. Simulation results demonstrate the credibility of the tilt-rotor aircraft flight dynamics model and the effectiveness of the manipulation assignment strategy.

Keywords: tilt-rotor aircraft; control allocation; multi-object optimization; manipulation strategy; flight control; simulation and demonstration; control derivative.

倾转旋翼飞行器是一种同时具备普通直升机的垂直起降与空中悬停优势,又兼备普通固定翼飞机高速巡航能力的新型旋翼飞行器,该飞行器利用在机翼端部可以倾转的旋翼来实现直升机和飞机两种飞行模式及其过渡转换^[1-3].倾转旋翼飞

行器独特的结构和动力装置设计使其具备了独特的飞行性能,但也带来了不利因素,机械结构复杂、气动环境不稳定、操纵冗余等.美国军方于上世纪中期开始投入了大量人力和财力研制倾转旋翼飞行器,由最初的 XV-3 逐渐发展到 XV-15,成熟于 V-22“鱼鹰”^[4-5],此过程中曾经出现严重事故.本世纪初期国内开始重视对倾转旋翼飞行器关键技术的研究.一些高校和研究所已对倾转旋翼飞行器的气动特性、性能和数学建模等的研究取得了一些进展^[6-7],但仍缺少足够的试验飞

收稿日期: 2012-12-10.

基金项目: 国防预研资助项目(B2520110008).

作者简介: 夏青元(1980—),男,博士研究生;

徐锦法(1963—),男,教授,博士生导师.

通信作者: 徐锦法, xjfae@nuaa.edu.cn.

行数据,核心的倾转过程研究还没能取得实质性的突破,可参考的文献也少.

倾转旋翼飞行器特殊的构型使其气动特性和稳定性会随着短舱倾角和飞行速度的变化发生明显的改变,变化过程不仅是时变的,而且是高阶强耦合和非线性,同时存在操纵冗余等问题,这给倾转旋翼飞行器的飞行控制系统设计带来了极大的挑战^[8].国外已经在大量的倾转旋翼飞行器试验数据^[5,9-10]基础上解决了过渡操纵冗余问题,设计了实用的飞行控制系统,但这些内容属于倾转旋翼飞行器的核心技术机密,至今仍没有文献报道.

为了突破和掌握倾转旋翼飞行器的核心技术,自行设计了无人倾转旋翼飞行器试飞样机,通过对试飞样机的飞行动力学建模和操纵效率分析,力图弄清楚不同飞行模式下操纵输入的分配策略,为试飞样机的操纵分配策略实现提供理论依据,为飞行控制系统工程实现、试飞试验及后续工程应用奠定理论基础.

1 无人倾转旋翼飞行器的冗余操纵问题

1.1 无人倾转旋翼飞行器

自行设计的无人倾转旋翼飞行器试飞样机如图 1 所示,由旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾、发动机、倾转机构、传动机构、起落架装置和航电设备等组成.两边机翼均安装副翼,机翼两端外侧设计

有可倾转的旋翼短舱系统,尾部设计有平尾、垂尾以及升降舵和方向舵,采用四点式起落架,发动机位于机身内,其动力通过减速器分别传动到两副旋翼系统,以保证两副旋翼转速一致,倾转机构为蜗轮蜗杆机构.主要参数见表 1.



图 1 无人倾转旋翼飞行器实物图

飞行器根据旋翼状态分为直升机飞行模式、飞机飞行模式及过渡飞行模式.不同飞行模式时操纵输入不同.当飞行器处于直升机模式时,与横列式双旋翼直升机操纵类似,操纵变量以旋翼总距同向联动 δ_c 、纵向周期变距同向联动 δ_e 、旋翼总距反向差动 δ_{cc} 、纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 为主;处于飞机模式时,控制操纵变量以总距 δ_c 、副翼操纵 δ_{ail} 、升降舵 δ_{ele} 、方向舵 δ_{rud} 为主;处于倾转过渡模式时,控制操纵变量则需要两种模式间的操纵变量进行转换,也就是说,在整个飞行过程中控制操纵变量存在冗余,本文针对此倾转过程中的操纵冗余难题进行分析,寻求易于工程实现的控制方法.

表 1 无人倾转旋翼飞行器主要参数

参数名称	重量/kg	直升机模式转速/ ($r \cdot \min^{-1}$)	桨叶数量	旋翼半径/m	机翼翼型	机翼展长/m	飞机宽度/m
值	30	2 000	3	0.70	NACA64A125	0.72	2.06
参数名称	发动机功率/kW	飞机模式转速/ ($r \cdot \min^{-1}$)	桨盘负载/ ($N \cdot m^{-2}$)	机翼弦长/m	机翼载荷/ ($N \cdot m^{-2}$)	飞机长度/m	飞机高度/m
值	8.2	2 000	129.9	0.40	694.4	2.15	0.90

1.2 冗余操纵控制分配优化问题

倾转旋翼飞行器倾转过程涉及到飞行器姿态的控制,通过操纵舵面改变使作用在飞行器上的力矩发生变化,致使飞行器的姿态发生变化.操纵输入 $U = [\delta_c \delta_e \delta_{cc} \delta_{ec} \delta_{ail} \delta_{ele} \delta_{rud} \beta_M]^T$ 为相应操纵面的控制变量.各操纵面作用均不相同,操纵变化频率也不一定相同,不同飞行条件下操纵效率也不尽相同,相互之间还存在制约和冲突.这些关系可用多目标最优化的混合约束优化问题来描述^[11]:

$$\min_u [f_1(u) f_2(u) \cdots f_m(u)]^T, \quad m > 1$$

$$\text{s.t. } d_{des} = G(u), \quad (1)$$

$$u_{min} \leq u \leq u_{max}.$$

式中: $f_i(u)$ 为目标函数; d_{des} 为期望力矩; $G(u)$ 为广义操纵面偏转角度与力矩的非线性映射关系; $u_{min} \leq u \leq u_{max}$ 表示为操纵面偏转角度的全局上、下限的约束.想求得使全部目标函数极小的最优解是比较困难的,可采用折中办法,通过决策对于每个目标之间的“作用能力”信息,获得一个使各目标函数尽可能小的最优解.不同的飞行状况,对目标函数有不同的要求.倾转旋翼飞行器常见的优化目标有:所有操纵相对基准位置最小的偏转角度、飞行器最小阻力(功率消耗)、最大升力等.

$d_{des} = G(u)$ 约束定义了控制变量的解空间.在倾转过渡过程中,短舱角是不断地增大(或减

小),操纵面偏转角度与产生的力矩是一个非线性映射关系。本文中为了便于工程实现,控制分配采用了简化方法,用线性关系映射近似非线性关系,如下所示:

$$d_{\text{des}} = \mathbf{K} \mathbf{u}. \quad (2)$$

式中: \mathbf{K} 为控制效率矩阵。通过 \mathbf{K} 矩阵实现操纵量的分配,在不同的飞行状况下,对于操纵效率高的操作面,分配其较高的权限,以“鼓励”更多地使用它们,而对于那些操纵效率低的操作面,则分配较低的权限,限制它们的使用。然而,操纵面的位置行程和速率受条件约束,以不等式 $\mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\max}$ 表示, \mathbf{u}_{\min} 和 \mathbf{u}_{\max} 为操作面的最小和最大偏转角,即:

$$\begin{cases} \mathbf{u}_{\min} = [u_{1\min} \ u_{2\min} \ \cdots \ u_{m\min}]^T, \\ \mathbf{u}_{\max} = [u_{1\max} \ u_{2\max} \ \cdots \ u_{m\max}]^T. \end{cases}$$

对于优化问题的求解方法较多,如广义逆法^[12]、直接分配法、线性规划、二次规划^[13]、动态分配法、多目标非线性规划法等,此类方法存在计算量大,在工程应用中一般难以实现。在下节中,本文根据倾转旋翼建模分析方法,在不同的飞行状况下,利用“小扰动”假设把飞行器的全量方程线性化,使之线性化为常系数线性微分方程组便于分析,此方法在一定条件下具有良好的精确性。依据“小扰动”线性化方法获得的操纵导数,评估各操纵面的“作用能力”,实现对式(1)的优化问题求解。

2 操纵分配策略

2.1 操纵导数与操纵效率

利用 Matlab/Simulink 工具对倾转旋翼飞行器的旋翼、机翼、机身、平尾和垂尾等分别进行气动建模,依据自行设计的倾转旋翼飞行器样机所建立的非线性模型。

用一般函数描述为

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \mathbf{U}, t). \quad (3)$$

式中: $\mathbf{X} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ 是系统状态变量; $[u \ v \ w]^T$ 为速度分量; $[p \ q \ r]^T$ 为角速度; $[\phi \ \theta \ \psi]^T$ 是机体姿态欧拉角; \mathbf{U} 是系统控制变量,即操纵面。

$$\mathbf{U} = [\delta_c \ \delta_e \ \delta_{cc} \ \delta_{ec} \ \delta_{ail} \ \delta_{ele} \ \delta_{rud} \ \beta_M]^T.$$

将式(3)在平衡点处进行泰勒级数展开,保留线性部分,忽略高阶部分,则有

$$\Delta \dot{\mathbf{X}} = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{X}} \Big|_{\mathbf{X}_{\text{trim}}} \Delta \mathbf{X} + \frac{\partial f}{\partial \mathbf{U}} \Big|_{\mathbf{U}_{\text{trim}}} \Delta \mathbf{U}. \quad (4)$$

式中 $\Delta \mathbf{X}$ 、 $\Delta \mathbf{U}$ 分别是系统状态变量和控制变量的增量,也就是:

$$\Delta \mathbf{X} = \mathbf{X} - \mathbf{X}_{\text{trim}} = [\Delta u \ \Delta v \ \Delta w \ \Delta p \ \Delta q \ \Delta r \ \Delta \phi \ \Delta \theta \ \Delta \psi]^T,$$

$$\Delta \mathbf{U} = \mathbf{U} - \mathbf{U}_{\text{trim}} = [\Delta \delta_c \ \Delta \delta_e \ \Delta \delta_{cc} \ \Delta \delta_{ec} \ \Delta \delta_{ail} \ \Delta \delta_{ele} \ \Delta \delta_{rud} \ \Delta \beta_M]^T.$$

式(4)写成矩阵形式的倾转旋翼飞行器小扰动线性化状态方程为

$$\Delta \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{X} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{U}.$$

其中: \mathbf{A} 是系统状态矩阵,由力和力矩对状态变量的偏导数组成; \mathbf{B} 是控制矩阵,由力和力矩对控制变量的偏导数组成,也称为操纵导数矩阵,是单位操纵量产生的空气动力变化,反映操纵输入对飞行器的操纵效率。 \mathbf{B} 矩阵为

$\mathbf{B} =$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial F_x}{\partial \delta_c} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_e} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial F_x}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial F_x}{\partial \beta} \\ \frac{\partial F_y}{\partial \delta_c} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_e} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial F_y}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial F_y}{\partial \beta} \\ \frac{\partial F_z}{\partial \delta_c} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_e} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial F_z}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial F_z}{\partial \beta} \\ \frac{\partial M_x}{\partial \delta_c} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_e} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial M_x}{\partial \beta} \\ \frac{\partial M_y}{\partial \delta_c} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_e} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial M_y}{\partial \beta} \\ \frac{\partial M_z}{\partial \delta_c} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_e} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{cc}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ec}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ail}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ele}} & \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{rud}} & \frac{\partial M_z}{\partial \beta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

2.2 过渡模式短舱倾角控制

直升机飞行模式下最大前飞速度受纵向变距行程和旋翼气动分离限制。通过计算和综合分析得直升机模式最大前飞速度为 $V_{\text{max}}^{\text{H}} = 21.5 \text{ m/s}$ 。飞机飞行模式下最小飞行速度受机翼的最大升力系数限制。由 $G = 0.5k\rho V_{\text{min}}^2 c_{y,\text{max}} s$ 计算得到飞机模式下最小飞行速度 $V_{\text{min}}^{\text{P}} = 26.9 \text{ m/s}$,其中 $k = 0.9$ 为气动干扰系数。速度 $V_{\text{max}}^{\text{H}}$ 和 $V_{\text{min}}^{\text{P}}$ 比较接近,有利于飞行器在直升机飞行模式和飞机飞行模式间的安全切换,实现过渡飞行。过渡切换过程利用短舱倾角从 $\beta_M = 0^\circ$ 逐渐向 90° 变化(或从 $\beta_M = 90^\circ$ 开始逐渐向 0° 变化)。设计中短舱倾角变化过程尽量连续光滑,短舱倾角转动角加速度足够小。鉴于此要求,短舱倾角 β_M 采用匀速倾转,即

$$\beta_M = \omega_\beta t.$$

式中 ω_β 为短舱倾转速率。

飞行器过渡切换是一种变速、变构型过程,必须合理控制旋翼和机翼间的气动力分配。若前飞速度过低容易导致机翼失速,反之,前飞速度过高,由于旋翼前行桨叶压缩性与后行桨叶失速的

限制、旋翼可用功限制等不利因素,致使飞行器在倾转过程中短舱倾角 β_M 只能在一定前飞速度 u 范围内进行,即“过渡走廊”^[14].综合考虑,飞行器在直升机模式下前飞速度 $u = 15 \text{ m/s}$ 开始进入过渡模式,增加短舱倾角同时需控制前飞速度,当前飞速度 $u = 35 \text{ m/s}$ 时完成过渡模式进入飞机模式,反之亦然.倾转过程中前飞速度 u_β 变化规律函数为

$$u_\beta = 15 + 20\beta_M / (\pi/2). \quad (5)$$

2.3 过渡模式操纵分配

倾转旋翼飞行器在直升机模式和飞机模式时的操纵与常规直升机和飞机的操纵类似.在过渡模式时,操纵较为复杂,同时并存二种飞行模式的操纵,而且还会随着前飞速度及短舱倾角的变化而变化,操纵效率也随之发生变化,变化过程是非线性的^[14-16].

无论常规直升机还是固定翼飞机飞行控制操纵输入均可定义为 4 个控制通道,即:总距(油门)通道 u_{col} 、横向通道 u_{lat} 、纵向通道 u_{lon} 和航向通道 u_{rud} .若用 $\mathbf{u}_c = [u_{col} \ u_{lat} \ u_{lon} \ u_{rud}]^T$ 统一所有模式的控制输入通道,则有助于控制系统的设计和实现,能实现 3 种飞行模式的操纵统一.过渡模式飞行时可视为直升机模式操纵和飞机模式操纵的混合,即

$$\begin{aligned} \Delta\delta_{hi} &= K_{hi} \Delta\mathbf{u}_{ci}, \\ \Delta\delta_{pi} &= K_{pi} \Delta\mathbf{u}_{ci}. \end{aligned}$$

其中: $\Delta\delta_{hi} = [\Delta\delta_c \ \Delta\delta_{cc} \ \Delta\delta_e \ \Delta\delta_{ec}]^T$ 为直升机模式控制的操纵量增量; $\Delta\delta_{pi} = [\Delta\delta_c \ \Delta\delta_{ail} \ \Delta\delta_{ele} \ \Delta\delta_{rud}]^T$ 为飞机模式的控制操纵量增量; $\Delta\mathbf{u}_c = [\Delta u_{col} \ \Delta u_{lat} \ \Delta u_{lon} \ \Delta u_{rud}]^T$ 为通道控制器输出增量. K_{hi} 和 K_{pi} 分别为直升机模式和飞机模式操纵权限系数.依据式(2),则

$$\begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_e \\ \delta_{cc} \\ \delta_{ec} \\ \delta_{ail} \\ \delta_{ele} \\ \delta_{rud} \\ \beta_M \end{bmatrix} = \mathbf{K} \begin{bmatrix} u_{col} \\ u_{lat} \\ u_{lon} \\ u_{rud} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{hlon} & 0 \\ 0 & K_{hlat} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{hrud} \\ 0 & K_{plat} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{plon} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_{prud} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{col} \\ u_{lat} \\ u_{lon} \\ u_{rud} \end{bmatrix}.$$

为了获得 \mathbf{K} 矩阵系数,分析不同飞行模式下操纵输入对姿态响应的操纵效率随前飞速度变化曲线.俯仰力矩、滚转力矩和偏航力矩与操纵输入间的操纵导数变化过程如图 2~图 5 所示(图中

网格区域为“过渡模式”区,下同).

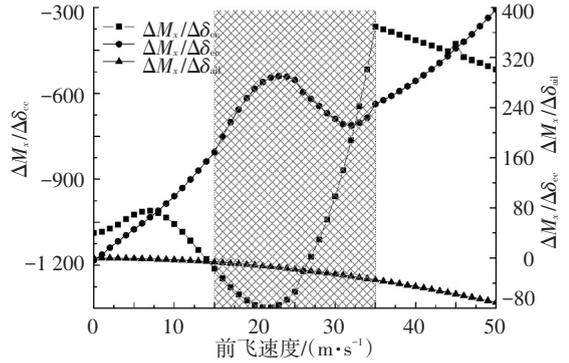


图 2 操纵导数 $\frac{\partial M_x}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ec}}, \frac{\partial M_x}{\partial \delta_{ail}}$ 变化曲线

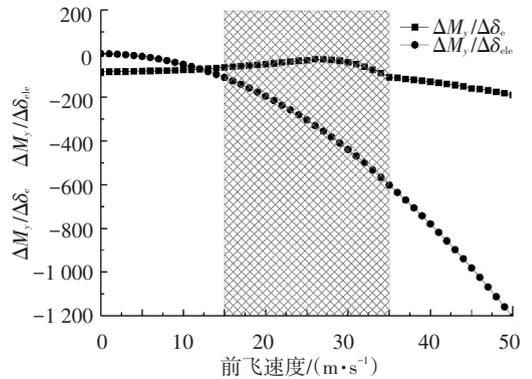


图 3 操纵导数 $\frac{\partial M_y}{\partial \delta_e}, \frac{\partial M_y}{\partial \delta_{ele}}$ 变化曲线

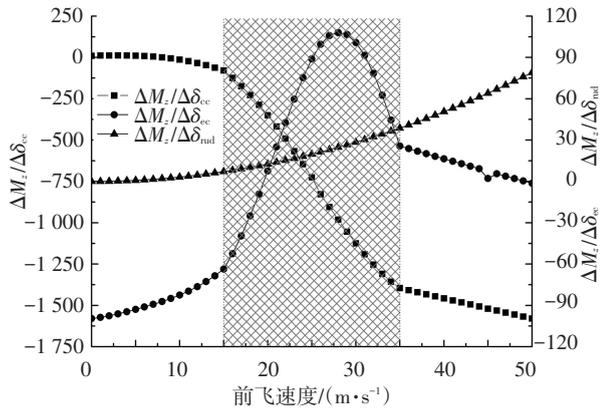


图 4 操纵导数 $\frac{\partial M_z}{\partial \delta_{cc}}, \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{ec}}, \frac{\partial M_z}{\partial \delta_{rud}}$ 变化曲线

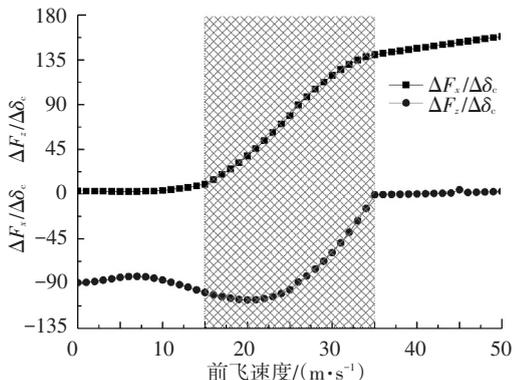


图 5 操纵导数 $\frac{\partial F_x}{\partial \delta_c}, \frac{\partial F_z}{\partial \delta_c}$ 变化曲线

1) 横向通道. 图 2 显示了总距反向差动 δ_{cc} 、纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 和副翼操纵 δ_{ail} 对飞行器横滚力矩的操纵效率情况, 看得出随着前飞速度的增加纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 和副翼操纵 δ_{ail} 的操纵效率也随之增强. 总距反向差动 δ_{cc} 和纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 在短舱倾转过程中操纵效率存在明显的非单调性, 图 4 显示了 δ_{cc} 和 δ_{ec} 对飞行器偏航角操纵效率与短舱倾角 β_M 变化有关, 且存在较强的操纵耦合. 随着短舱倾角 β_M 的增大, 总距反向差动 δ_{cc} 操纵效率在滚转通道逐渐降低, 而在偏航通道中逐渐增强. 故飞行器进入倾转过渡模式后, 对于横滚操纵通道, 应迅速衰减总距反向差动 δ_{cc} 的操纵权限, 同时提高具有低耦合的副翼操纵 δ_{ail} 权限, 而且在过渡过程前半程完成切换. 由图 2 容易看出, $\Delta\delta_{cc}$ 操纵效率明显优于 $\Delta\delta_{ail}$, 为了在切换过程中使控制器输出无明显突变, 在直升机模式下 δ_{cc} 操纵增加弱化因子. 综合考虑后横滚通道权限系数设计为

$$K_{hlat} = \begin{cases} 1/500, & u < 15; \\ \left(1 - \frac{u-15}{10}\right)/500, & 15 \leq u \leq 25; \\ 0, & u > 25. \end{cases} \quad (6)$$

$$K_{plat} = \begin{cases} 0, & u < 15; \\ \frac{u-15}{10}, & 15 \leq u \leq 25; \\ 1, & u > 25. \end{cases} \quad (7)$$

2) 纵向通道. 图 3 显示了纵向周期变距 δ_e 和升降舵 δ_{ele} 对飞行器纵向俯仰操纵特性随前飞速度的变化情况. 随着飞行器速度的提高, 升降舵 δ_{ele} 操纵效率明显越来越好, 而且变化比较平滑, 短舱倾角变化对其无明显影响; 相反纵向周期变距 δ_e 随速度的提高, 操纵效率越来越差, 而且在过渡过程中单调性也发生明显变化. 纵向周期变距 δ_e 和升降舵 δ_{ele} 操纵与其他通道无明显耦合. 为了能够平稳控制纵向通道, 在直升机模式中提前引入升降舵 δ_{ele} 控制以增强纵向操纵效率, 在过渡模式中衰减纵向周期变距 δ_e 的操纵权限, 故俯仰通道权限系数设计为

$$K_{hlon} = \begin{cases} 1, & u < 15; \\ 1 - \frac{u-15}{20}, & 15 \leq u \leq 35; \\ 0, & u > 35. \end{cases} \quad (8)$$

$$K_{plon} = \begin{cases} u/15, & u < 15; \\ 1, & u \geq 15. \end{cases} \quad (9)$$

3) 偏航通道. 图 4 显示了总距反向差动 δ_{cc} 、纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 和方向舵 δ_{rud} 对飞行器

偏航的操纵效率情况. 纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 随着前飞速度提高, 控制效率逐渐降低, 当飞行器开始过渡时 δ_{ec} 效率急剧减弱, 而且在 $u = 20 \text{ m/s}$ 附近时操纵效率极性发生转变; 相反, 方向舵 δ_{rud} 操纵效应随速度的提高越来越好, 而且不受短舱倾角 β_M 变化的影响; 同时随着短舱倾角 β_M 的增加, 总距反向差动 δ_{cc} 对飞行器航向操纵效率影响越来越明显. 与图 2 对比, 航向操纵与横滚操纵存在严重的耦合, 在通道分配时应尽量降低两者的耦合性. 由上分析可知, 纵向周期变距反向差动 δ_{ec} 在进入倾转后操纵权限开始衰减, 直至 $u = 20 \text{ m/s}$ 时完成, 同样, 方向舵 δ_{rud} 操纵权限从零开始, 直至 $u = 20 \text{ m/s}$ 切换完成. 故偏航通道权限系数设计为

$$K_{hrud} = \begin{cases} 1/10, & u < 15; \\ \left(1 - \frac{u-15}{5}\right)/10, & 15 \leq u \leq 20; \\ 0, & u > 20. \end{cases} \quad (10)$$

$$K_{prud} = \begin{cases} -u/15, & u < 15; \\ -1, & u \geq 15. \end{cases} \quad (11)$$

4) 总距通道. 图 5 显示了总距联动 δ_c 对飞行器前飞速度 u 和垂向速度 w 的操纵效率, 其操纵具有明显的变构型特性, 随着短舱倾角 β_M 变化总距操纵不仅影响前飞速度, 还影响垂向速度. 本文采用在速度外回路实施对总距的控制.

利用以上操纵分配策略, 飞行器的冗余操纵舵面直接由四通道控制器输出, 完成全模式的飞行控制, 四通道控制输出中的 u_{lat} 、 u_{lon} 和 u_{rud} 对其主控通道操纵导数效率仅与前飞速度 u 有关, 随 u 增加单调增强, 与短舱倾角 β_M 无明显关联, 如图 6 所示, 在 3 种飞行模式中具有相同操纵特性, 飞行器内回路姿态控制特性与常规固定翼飞机控制特性类似, 因此通过操纵分配策略设计后可用同一控制器实现不同飞行模式的飞行控制, 简化了控制器设计难度.

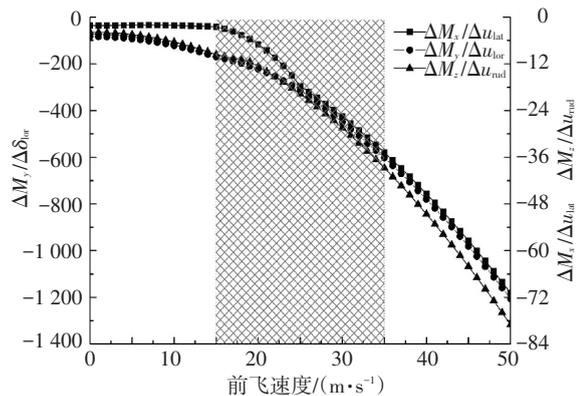


图 6 操纵导数 $\frac{\partial M_x}{\partial u_{lat}}$ 、 $\frac{\partial M_y}{\partial u_{lon}}$ 、 $\frac{\partial M_z}{\partial u_{rud}}$ 变化曲线

3 仿真验证

利用经典 PID 控制方法设计四通道控制器后,将通道控制器输出按前述操纵分配策略分配给冗余操纵舵面,用于驱动飞行器运动,以验证全模式操纵分配策略的合理性。

仿真用的非线性对象模型、PID 控制器模型、操纵分配策略模型及全模式飞行控制指令如图 7 所示。PID 控制器模型设计为姿态内回路和轨迹外回路控制器,操纵分配策略模型按式(6)~(11)规律设计,全模式飞行控制指令模型含直升机模式的起飞、悬停、低速前飞、直升机模式向飞

机模型的过渡、飞机模式的快速巡航、飞机模式返回直升机模式、减速回场等。具体指令为:以直升机模式起飞,用 30 s 加速到 1 m/s 后悬停 10 s,然后 10 s 顺时针转 90°使机头朝东,再以 1 m/s² 的加速度加速 15 s,飞行速度达 15 m/s 后转入平飞状态,10 s 后开始进入倾转模式,短舱以 $\omega_\beta = 3^\circ/s$ 向前倾转,30 s 后完成倾转进入飞机模式,保持 35 m/s 平飞 10 s 后加速到 45 m/s 进入飞机巡航飞行,然后以前相反次序从飞机模式转到过渡模式,再到直升机模式,直至悬停回场。在前飞和倾转过渡中,保持垂向速度为零,以实现定高飞行。全模式飞行变化过程曲线如图 8~图 13 所示。

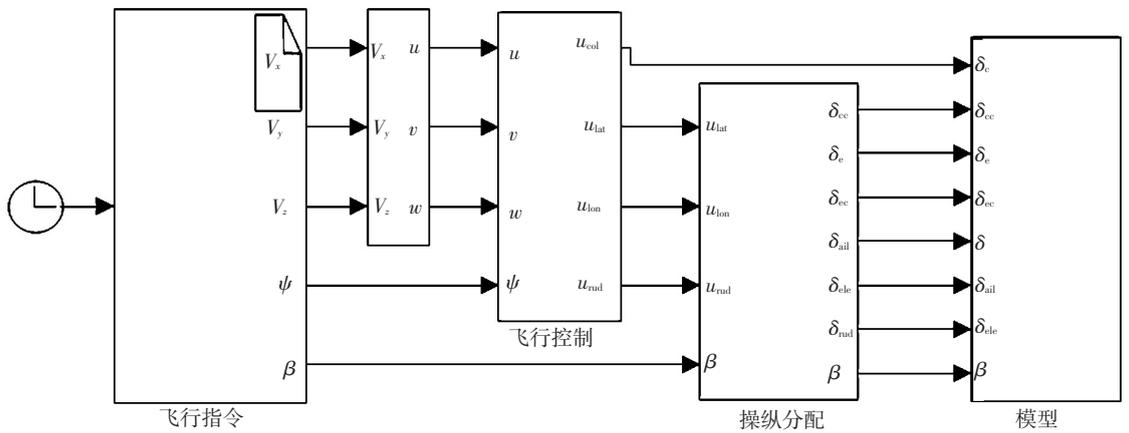


图 7 倾转旋翼飞行器全模式飞行控制结构图

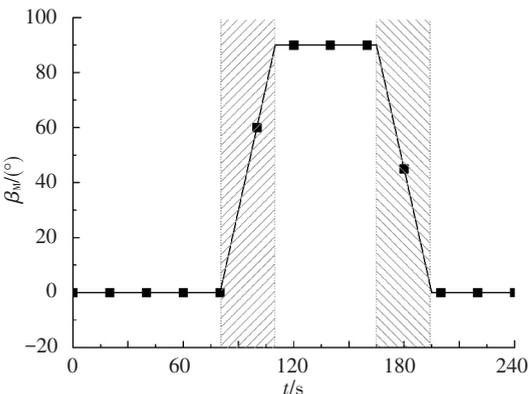


图 8 短舱倾角 β_M 变化曲线

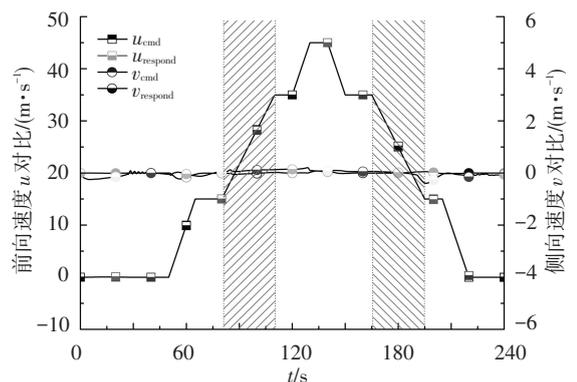


图 10 飞行器前向速度 u 、侧向速度 v 指令和反馈对比曲线

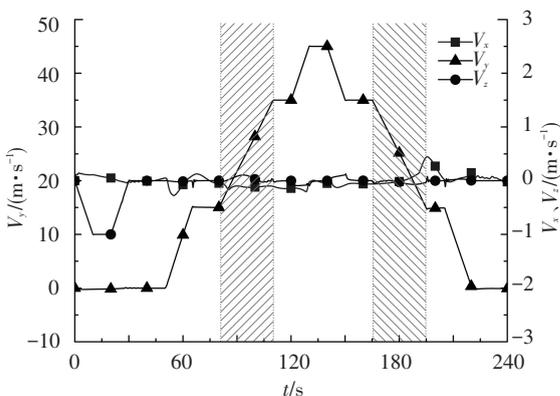


图 9 飞行器北向 V_x 、东向 V_y 、垂向 V_z 速度变化曲线

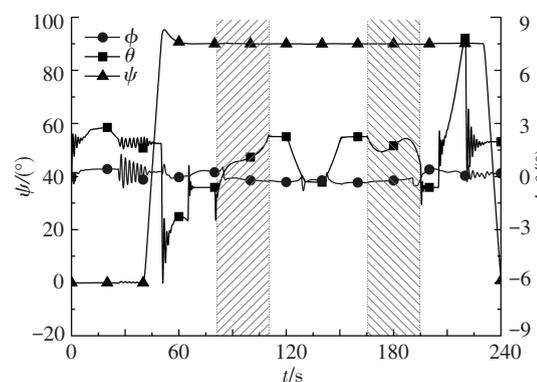


图 11 飞行器三轴姿态角变化曲线

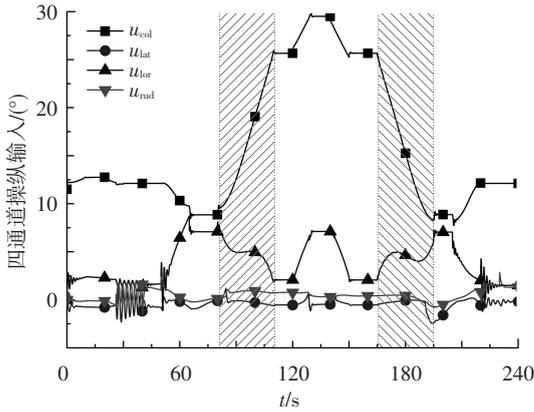
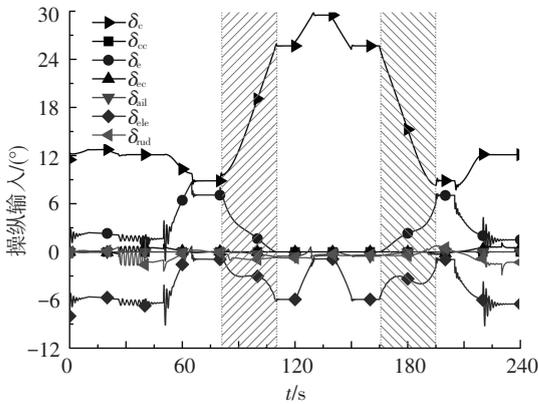
图 12 四通道控制器输出 u_{col} , u_{lat} , u_{lon} , u_{rud} 曲线

图 13 冗余的舵面操纵输入变化曲线

由图 8 看出,倾转旋翼飞行器的短舱倾角与预期指令相同,能实现直升机模式、过渡模式和飞机模式之间来回平稳切换.图 9 显示整个飞行过程中飞行器北、东、地向速度变化曲线,速度波动比较小,表明飞行器在控制器作用下能稳定飞行,而且倾转过程中垂向速度最大误差仅为 0.1 m/s ,飞行器保持在同一高度飞行.前飞速度与式(5)的前飞速度保持一致,均在“倾转走廊”速度范围内.图 10 表明飞行器前向速度和侧向速度与给定命令保持一致,跟随误差小,达到控制预期效果.图 11~图 13 为飞行器姿态角、控制器输出和操纵分配后 7 个冗余舵面操纵输入变化曲线.由直升机模式向飞机模式倾转过渡过程中,旋翼总距随倾转角增加而增加,控制器输出纵向周期变距逐渐减小,当倾转结束旋翼的纵向周期变距变为零,升降舵逐渐上偏以产生足够的抬头力矩从而保证俯仰力矩的平衡.进入飞机飞行模式后,随着前飞速度增加,因气动效率增强升降舵又开始逐渐向下偏转,此过程升降舵偏角均为连续过渡,验证了所提出的操纵分配规律是合理有效的.同时,也发现飞行器在飞行状态发生变化时会出现短暂的控制振荡现象,表明倾转旋翼飞行器的复杂性,不同飞行状态下飞行器的特性参数是时变的,难以用统一的线性 PID 控制器参数达到理想的控制效果,需要对参数进行调节以适应

飞行器状态变化,提高控制器控制性能和精度,减小超调量,具体措施可设计为模糊 PID 控制器、专家 PID 控制器、神经 PID 控制器、智能 PID 控制器等具有一定自适应能力的控制器,后续工作将做进一步完善.

4 结 论

1) 提出了采用多目标非线性规划控制方法解决倾转旋翼飞行器的冗余操纵问题,并给出了操纵面的指标函数及优化方法.

2) 针对倾转旋翼飞行器在直升机飞行模式与飞机飞行模式之间的复杂转换过程,从理论上分析了操纵导数在倾转过渡过程中变化情况,给出了操纵分配策略,解决了冗余操纵舵面与飞行器升力匹配、操纵控制时变性问题,简化了过渡飞行模式下的操纵控制实现.

3) 经典线性 PID 控制能使倾转旋翼飞行器得到稳定控制,通道控制输出通过操纵分配调节器能够有效控制其稳定飞行,全模式飞行仿真结果表明,所给出的操纵分配策略是有效的,实现了统一控制器结构下不同飞行模式的飞行控制,大大降低了飞行控制器的设计难度.

4) 本文研究成果为后续 PID 控制器参数调节、控制器工程实现及试飞试验奠定了理论基础和分析依据.

参 考 文 献

- [1] ROZOVSKI D. Control reversal mitigation and situational awareness improvement for tiltrotor aircraft pilots via redesign of the thrust/power control interface [D]. Illinois: University of Illinois at Urbana-Champaign, 2008.
- [2] JOHNSON W, YAMAUCHI G K, WATTS M E. NASA heavy lift rotorcraft systems investigation [C]//The 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology. Nanjing: [s.n.], 2005:7-9.
- [3] BARKAI S M, RAND O, PEYRAN R J, et al. Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena [J]. Mathematical and Computer Modelling, 1998, 27(12): 17-43.
- [4] HWANG S, CHOI S. Ironbird ground test for tiltrotor unmanned aerial vehicle [J]. International Journal of Aeronautical and Space Science, 2010, 11(4): 313-318.
- [5] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft from concept to flight [R]. Washington DC: NASA Ames Research Center, 2000.

- [6] 沙虹伟,陈仁良. 倾转旋翼机飞行力学特性[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 749-754.
- [7] 李春华,徐国华. 倾转旋翼机旋翼对机翼气动干扰的建模及分析[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 156-162.
- [8] NOTARSTEFANO G, HAUSER J. Modeling and dynamic exploration of a Tilt-Rotor VTOL aircraft [C]// In 8th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems (NOLCOS). Bologna:[s.n.], 2010:119-124.
- [9] PENG C C, HWANG T S, CHEN S W, et al. ZPETC Path-Tracking gain-scheduling design and real-time multi-task flight simulation for the automatic transition of tilt-rotor aircraft [C]//Robotics Automation and Mechatronics (RAM), 2010 IEEE Conference on. Piscataway: IEEE, 2010:118-123.
- [10] ABRAS J, NARDUCCI R. Analysis of CFD modeling techniques over the MV-22 tiltrotor [C]//the American Helicopter Society 66th Annual Forum Phoenix, AZ:[s.n.], 2010:67-77.
- [11] 杨恩泉,高金源,李卫琪. 多目标非线性控制分配方法研究[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 995-1001.
- [12] RANEY D L, MONTGOMERY R C, GREEN L L, et al. Flight control using distributed shape-change effector arrays [C]//Proc. 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Atlanta, GA:[s.n.], 2003: 156-167.
- [13] SIMMONS A T. Control allocation techniques using existing and novel quadratic programming algorithms [D]. Alabama: Auburn University, 2003.
- [14] CHOI S, KANG Y, CHANG S, et al. Development and conversion flight test of a small tiltrotor unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 730-732.
- [15] LIN Y J, HWANG T S, PENG C C, et al. Neural network path-tracking and real-time multi-task flight simulation for the automatic transition of tilt-rotor aircraft [C]//Proceedings of 2011 8th Asian Control Conference. Kaohsiung:[s.n.], 2011:459-464.
- [16] HATHAWAY E L. Active and passive techniques for tiltrotor aeroelastic stability augmentation [D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2005.

(编辑 张宏)