

倾转旋翼飞行器定翼机模态模型预测控制

毋萌,王彪,唐超颖,刘春生

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 211106)

摘要:以 XV-15 为原型,建立倾转旋翼飞行器纵垂通道三自由度非线性全量模型并线性化。针对其定翼机模态下的纵垂向控制问题,采用级联控制方案,设计基于状态空间模型预测算法的控制器,不同短舱角采用同一组参数,实现无切换控制。仿真结果表明,所设计的飞行控制系统性能好、鲁棒性强,能够满足应用要求。

关键词:倾转旋翼飞行器;定翼机模态;模型预测控制;高度控制;速度控制

中图分类号:V423.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)02-0217-05

Flight Control of Tilt-rotor Aircraft in Fixed-wing Mode Based on Model Predictive Control

WU Meng, WANG Biao, TANG Chaoying, LIU Chunsheng

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: With XV-15 being a prototype, a three-degree freedom nonlinear model was established and linearized. To solve the problem of longitudinal and vertical control of the tilt-rotor in fixed-wing aircraft mode, a controller based on state-space model predictive control strategy was designed by using cascaded control scheme. The same group of parameters was adopted for different nacelle angles to realize non-switching control. The simulation results show that the designed flight control system conducts excellent performance, has strong robustness, and is able to meet application requirements.

Keywords: tilt-rotor aircraft; fixed-wing aircraft mode; model predictive control; height control; speed control

0 引言

倾转旋翼飞行器既有直升机的垂直起降功能,又有定翼机的高速巡航飞行能力,融合了两种飞行器的优点,在军民领域的用途非常广泛^[1]。倾转旋翼机在扩大飞行包线的同时,也带来了许多新的技术问题。倾转旋翼飞行器在起降时工作在直升机模态,在高速巡航时工作在定翼机模态,两种模态通过发动机短舱倾转实现。在短舱倾转过程中,飞行控制被控对象的结构、参数以及所处环境都有很大的不确定性。如今国内外关于倾转旋翼机飞行控制问题的理论研究算法有 PID^[2]、滑模变结构控制^[3]、粒子群优化^[4]、反馈线性化^[5]、自适应控制^[6]等,仍有问题存在或者待解决,如一些算法的鲁棒性与抗干扰能力不强,在切换控制时容易出现抖振现象,有的对理想化环境较为依赖等。本文以横列式双倾转旋翼飞行器 XV-15 为原型,开展定翼机模态纵垂向的模型特性分析与控制研究。

1 建模与对象特性分析

倾转旋翼飞行器动力学系统的全量方程虽然准确,但是线性化的飞行运动方程更适合于以成熟的线性系统控制理论来进行飞行控制系统的设计,因此需要将本课题组建立的六自由度非线性模型^[7]简化为三自由度模型,并

进行线性化近似处理,得到常系数线性微分方程形式的数学模型^[8]为:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \end{cases} \quad (1)$$

其中:

$$A = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial X}{\partial u} & \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial X}{\partial w} & \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial X}{\partial q} & -w_0 & -g \cdot \cos\theta_0 & 0 \\ \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial Z}{\partial u} & \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial Z}{\partial w} & \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial Z}{\partial q} & +u_0 & -g \cdot \sin\theta_0 & 0 \\ \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M_y}{\partial u} & \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M_y}{\partial w} & \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M_y}{\partial q} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \sin\theta_0 & -\cos\theta_0 & 0 & u_0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial X}{\partial \delta_e} & \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial X}{\partial \delta_e} \\ \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} & \frac{1}{m} \cdot \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \\ \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M_y}{\partial \delta_e} & \frac{1}{I_y} \cdot \frac{\partial M_y}{\partial \delta_e} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}。$$

式中状态量 X 、控制量 U 、测量输出 Y 依次为:

$$X = [u \ w \ q \ \theta \ h]^T, U = [\delta_e \ \delta_e]^T, Y = [u \ w \ q \ \theta \ h]^T。$$

其中: h 为地面坐标系下飞行高度; u 、 w 为机体轴的纵垂

速度分量; θ 为机体俯仰角; q 为俯仰角速率。特别注意以上各变量含义是相对于平衡点的偏差量。 X, Z, M_y 为机体轴系的前向力、垂向力、俯仰力矩; I_y 为转动惯量; g 为重力加速度; u_0, w_0, θ_0 为配平值。

根据参考文献[9], 选定 $\beta_M \geq 50^\circ$ 、速度 $> 62 \text{ m/s}$ 为定翼机模态, 仅用总距 δ_e 与升降舵 δ_c 操纵。以下为短舱角 $\beta_M = 50^\circ, \beta_M = 90^\circ$ 前飞状态的 A, B 阵:

$$A = \begin{bmatrix} -0.436 & 0.14 & 9.833 & -9.69 \\ -0.13 & -1.26 & 62.02 & 1.478 \\ 0.001 & -0.043 & -0.29 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.15 & -0.99 & 0 & 62 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 1.299 & -0.114 \\ -0.57 & -0.265 \\ 0.023 & -0.030 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.51 & 0.128 & -2.165 & -9.807 \\ -0.172 & -1.535 & 101.35 & -0.214 \\ 0.002 & -0.137 & -0.36 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0218 & -0.99 & 0 & 100 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 1.372 & 0.195 \\ 0.016 & -1.889 \\ -0.011 & -0.226 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}。$$

A 是系统状态矩阵, B 是操纵导数矩阵, 其变化反映了短舱倾转时, 倾转旋翼机操纵性的快时变性。倾转旋翼机的定翼机模态与普通定翼机不同, 飞机部件相互间存在气动干扰, 气动特性复杂, 动力学模型不仅随着前飞速度变化, 也会随着短舱角倾转不断变化^[10]。气动布局发生变化, 惯性积、力臂与坐标系间的转换矩阵改变, 旋翼拉力、对质心的力矩大小方向随之改变, 升降舵操纵引起的俯仰力矩变大, 总距通道的响应与俯仰通道的耦合程度变化, 导致俯仰、沉浮运动间的耦合气动特性大范围变化, 使得倾转旋翼机定翼机模态的飞行控制复杂, 富有挑战性。

2 控制方案设计

本文选择研究基于线性状态空间模型的模型预测控制(MPC)算法进行倾转旋翼定翼机模态的纵垂向飞行控制。MPC 能充分利用模型状态量信息, 自然处理执行器与状态量约束, 易于在多变量系统上实现, 可以控制具有复杂动态行为的系统, 有利于受控系统的物理实现。

定翼机模态时, 速度通道即前飞速度的改变由前向力改变, 前向力主要由总距操控改变旋翼拉力, 因此总距能够直接影响速度, 速度运动体现为短周期运动; 垂向通道即高度的改变通过俯仰运动来实现, 是典型的内外环结构, 俯仰运动为内环, 垂向运动为外环, 由升降舵控制俯仰运动间接控制高度。因此垂向运动体现为长周期运

动, 振荡周期长, 衰减较慢^[11]。本文采用级联结构, 控制结构如图1所示, 外环是高度控制, 给定输入为参考高度, 输出是期望俯仰角 θ_r 。内环完成前飞速度与俯仰姿态控制, 输入是期望前飞速度和外环提供的期望俯仰角, 输出为总距与升降舵的增量值, 再加上配平值即为倾转旋翼机的操纵量。与单控制器控制策略相比较, 使用级联结构可以通过降低每个控制器的复杂性来简化整体控制难度, 易于处理作为控制量输入的状态变量所受到的约束条件^[12]。

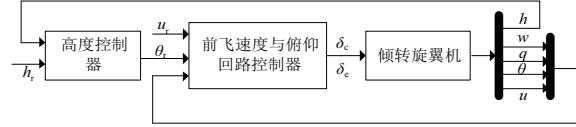


图1 定翼机模态级联 MPC 控制结构示意图

首先, 将被控对象式(1)按采样周期 T_c 进行离散化后的状态空间模型为:

$$\begin{cases} x_o(k+1) = A_o x_o(k) + B_o u(k) \\ y_o(k) = C_o x_o(k) \end{cases} \quad (2)$$

从式(2)中抽取出内、外环被控对象状态空间模型, 然后分别推导预测模型, 进而完成内、外环控制器设计^[13]。外环预测模型中状态量、控制量、被控量依次为:

$$x_a = [h]^T, u_a = [\theta_r]^T, y_a = [h]^T$$

内环预测模型中, 状态量、控制量、被控量为:

$$x_p = [w \ q \ \theta \ u]^T, u_p = [\delta_e \ \delta_c]^T, y_p = [\theta \ u]^T$$

由于内外环的设计方法、过程相同, 下面以内环为例。参考经典预测模型建立方法^[14], 定义状态增量与控制增量:

$$\begin{aligned} \Delta x_p(k) &= x_p(k) - x_p(k-1) \\ \Delta u_p(k) &= u_p(k) - u_p(k-1) \end{aligned} \quad (3)$$

式中 $\Delta x_p(k)$ 表示在 k 时刻状态的改变。

再定义增广状态向量:

$$x_{arg}(k) = [\Delta x_p^T(k) \ y_p^T(k)]^T \quad (4)$$

建立以 $x_{arg}(k)$ 为状态量、 $\Delta u_p(k)$ 为控制增量的增广模型:

$$\begin{cases} x_{arg}(k+1) = A x_{arg}(k) + B \Delta u_p(k) \\ y_{arg}(k) = y_p(k) = C x_{arg}(k) \end{cases} \quad (5)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} A_p & O_{m \times q} \\ C_p A_p & I_{q \times q} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} B_p \\ C_p B_p \end{bmatrix}, C = [O_{q \times m} \ I_{q \times q}]。$$

由式(5)可建立如下经典形式预测模型:

$$Y = E x_{arg}(k) + T_1 \Delta U_p \quad (6)$$

式中:

$$E = \begin{bmatrix} CA \\ CA^2 \\ CA^3 \\ \vdots \\ CA^P \end{bmatrix}, T_1 = \begin{bmatrix} CB & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ CAB & CB & 0 & \cdots & 0 \\ CA^2B & CAB & CB & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ CA^{P-1}B & CA^{P-2}B & CA^{P-3}B & \cdots & CA^{P-M}B \end{bmatrix},$$

$$\Delta U_p = [\Delta u_p(k) \ \Delta u_p(k+1) \ \cdots \ \Delta u_p(k+M-1)]^T,$$

$$\mathbf{X}_{\text{arg}} = [\mathbf{x}_{\text{arg}}(k+1|k) \quad \mathbf{x}_{\text{arg}}(k+2|k) \quad \cdots \quad \mathbf{x}_{\text{arg}}(k+P|k)]^T.$$

其中: $\mathbf{X}_{\text{arg}}$ 为 P 维预测状态向量; $\Delta \mathbf{U}_p$ 为 M 维预测控制向量; P 和 M 为预测控制的重要参数,即预测时域长度和控制时域长度。其中 M 表示未来控制量改变的数目,可通过增大 M 来提高控制能力^[12],在选择 P 时,需要在稳定性和动态快速性之间权衡。

MPC 控制器增益通过最小化目标函数求极值计算得到^[13]。所用性能指标为:

$$\mathbf{J}(k) = [\mathbf{R}_r(k) - \mathbf{Y}(k)]^T \mathbf{Q} [\mathbf{R}_r(k) - \mathbf{Y}(k)] + \Delta \mathbf{U}^T(k) \mathbf{R} \Delta \mathbf{U}(k) \quad (7)$$

$\mathbf{J}$ 中第一项的目标是减小跟踪的误差,第二项是对控制向量的约束; $\mathbf{J}$ 极小的物理意义是,当系统偏离平衡状态时,用尽可能小的控制能量,获得尽可能好的控制效果和终端精度。上式中的 $\mathbf{Y}$ 、 $\mathbf{R}_r$ 分别为预测时域内的预测输出和期望值向量。 $\mathbf{Q}$ 、 $\mathbf{R}$ 为误差与控制加权矩阵, $\mathbf{Q} = \text{diag}(q_i)$, $\mathbf{R} = \text{diag}(r_i)$,在一定范围内,调节 $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 元素的比例可以改变系统稳定性和动态性能,各自的数值没有任何意义。

将式(6)代入到预测控制性能指标式(7)中,通过求极值运算获得最优控制量:

$$\Delta \mathbf{U}_p(k) = (\mathbf{T}_1^T \mathbf{Q} \mathbf{T}_1 + \mathbf{R})^{-1} \mathbf{T}_1^T \mathbf{Q} [\mathbf{S}_k \mathbf{R}_r(k) - \mathbf{E} \mathbf{x}_{\text{arg}}(k)] \quad (8)$$

预测控制是一种以优化确定控制策略的算法^[14],基于滚动优化,只取 $\Delta \mathbf{U}_p$ 的第一组值施加于被控对象:

$$\Delta \mathbf{u}_p(k) = [1 \quad 0 \quad \cdots \quad 0] \Delta \mathbf{U}_p(k) \quad (9)$$

3 仿真结果与分析

本文对短舱转角 $\beta_M = 50^\circ$ 倾转到 $\beta_M = 90^\circ$ 之间的定翼机模态进行纵垂向控制。为使控制器不需切换即可应用于整个模态,系统鲁棒性更佳,选择中间值 $\beta_M = 60^\circ$ 时设计。

3.1 短舱角 $\beta_M = 60^\circ$ 的控制

在短舱角 $\beta_M = 60^\circ$ 、空速 66 m/s 时进行配平与线性化,建立预测模型,设计内、外环的控制器。在短舱角 $\beta_M = 60^\circ$ 时进行仿真验证,综合考虑前飞速度、高度响应的稳定性与动态性能,选择外环控制器预测时域长度 $P = 250$,控制时域 $M = 1$,加权矩阵权重值 $q_i = 5, q_d = 1, r_i = 1$;内环控制器参数预测时域长度 $P = 220$,控制时域长度 $M = 3, q_i = 0.1, r_i = 5$ 。期望速度增加 5 m/s,期望高度做两次不同加速度的变换。仿真结果如图 2 所示。

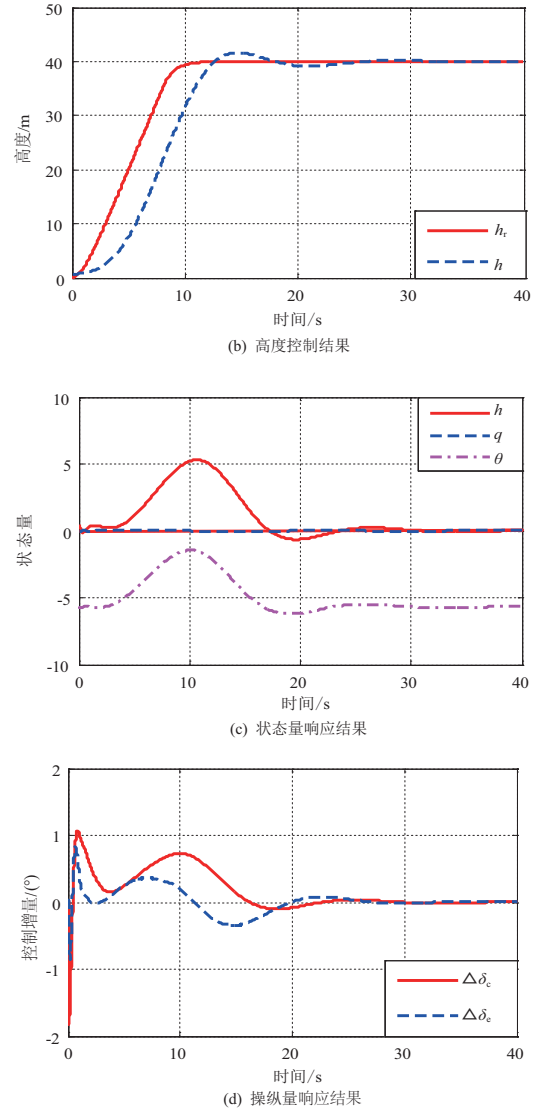
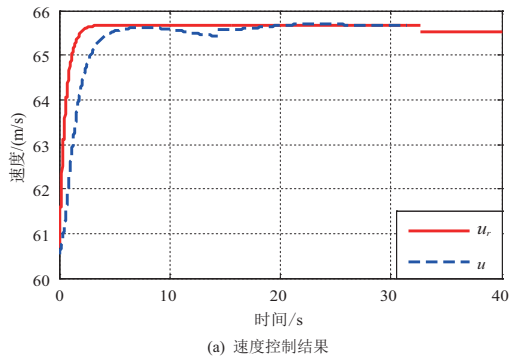


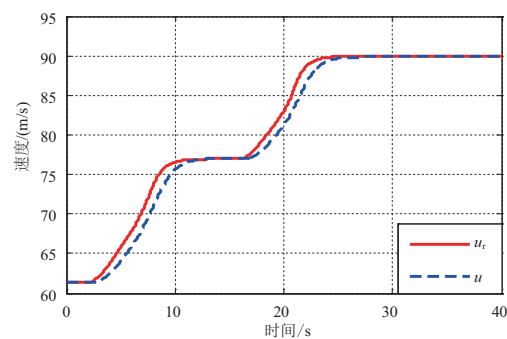
图 2 $\beta_M = 60^\circ$ 纵垂向控制结果

高度运动的调节时间长,有振荡但振荡次数少、幅度小。定翼机模态纵垂向间的运动存在着耦合,所以引起了前飞速度响应的轻微振荡。俯仰力矩的变化引起俯仰角度变化,进而使高度改变,同时纵垂向的分力随之改变,引起耦合运动。 $\Delta \theta$ 在 $-1^\circ \sim 5^\circ$ 间变化,操纵控制增量在 $-2^\circ \sim 1^\circ$ 内变化,各增量变化平稳。完成了在定翼机模态 $\beta_M = 60^\circ$ 时对纵垂向的控制。

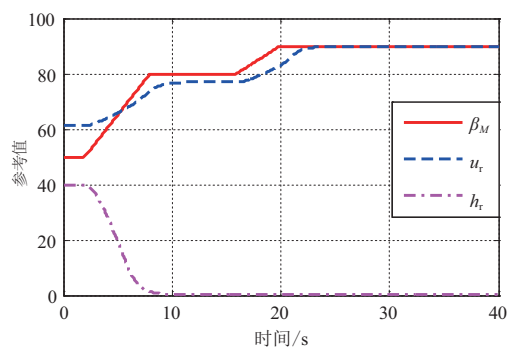
3.2 定翼机模态控制

将短舱角 $\beta_M = 60^\circ$ 时设计的控制器应用到整个定翼机模态。前向加速飞行同时期望高度变化,直至短舱角 β_M 倾转到 90° ,速度保持在 90 m/s。

控制操纵量同配平值很好地重叠,高度因其自身特性在控制结果中有振荡,速度与高度没有稳态误差,响应过程具有良好的平稳性,实现控制系统快准稳的要求。仿真结果表明,设计的定翼机模态预测控制器能够在大范围的飞行条件下表现出色的性能。仿真结果如图 3 所示。

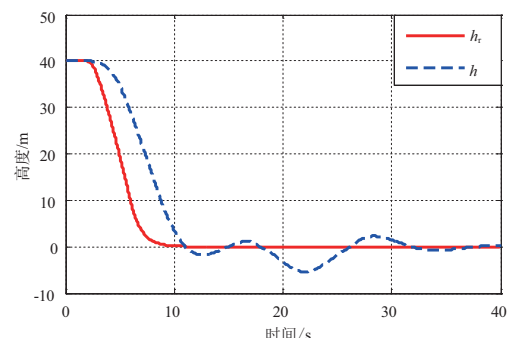


(a) 速度控制结果

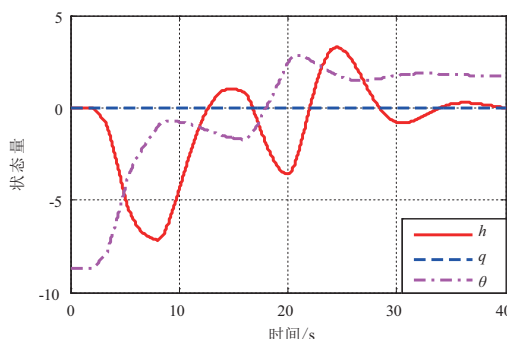


(f) 转换路径

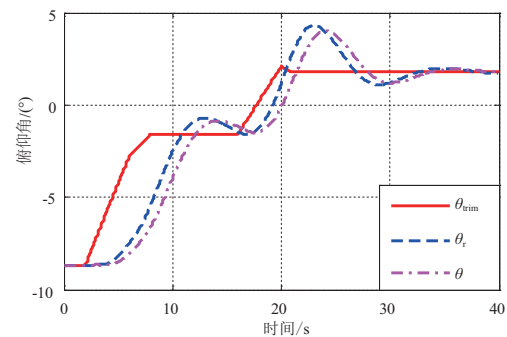
图3 定翼机模态控制结果



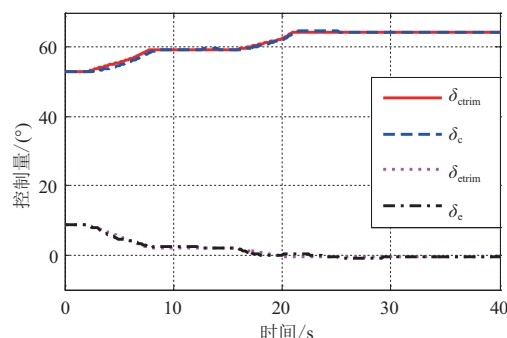
(b) 高度控制结果



(c) 状态量响应结果



(d) 俯仰角控制结果



(e) 操纵量响应结果

4 结语

本文为实现定翼机模态时对前飞速度与高度的控制,设计了级联形式控制方案;以 XV-15 数学模型为基础,将短舱角 60° 处经配平、线性化建立预测模型,得到基于状态方程的预测控制器。针对倾转旋翼机随短舱倾转的大范围飞行状态,本文设计的控制器具有强鲁棒性,可以将短舱角 60° 处的控制器应用于整个定翼机模态,实现了无切换的定翼机模态纵垂向控制,避免了切换控制抖振问题。

未来将继续开展过渡段模态的控制设计,本文对实现倾转旋翼全模态的过渡控制具有较好的理论参考意义。

参考文献:

- [1] 窦炳耀,雷武涛,王维军. 面向方案设计的倾转旋翼飞机短距起飞性能[J]. 科学技术与工程,2019,19(7):273-277.
- [2] HADYTAMA M R, SASONGKO R A. Modelling and control of tilt-rotor longitudinal dynamics in transition phase [C]//2017 5th International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology, and Biomedical Engineering (ICICI - BME), Bandung, Indonesia; IEEE,2017:39-44.
- [3] YAN S A, WANG W H. Attitude control of tilt rotor helicopter based on sliding mode variable structure control and expansion state observer [C]//2017 Eighth International Conference on Intelligent Control and Information Processing (ICICIP), Hangzhou, China; IEEE,2017:115-122.
- [4] LEE J H, MIN B M, KIM E T. Autopilot design of tilt-rotor UAV using particle swarm optimization method [C]//2007 International Conference on Control, Automation and Systems, Seoul, South Korea; IEEE,2007:1629-1633.
- [5] EMAMI S A, BANAZADEH A. Robustness investigation of a ducted-fan aerial vehicle control, using linear, adaptive, and model predictive controllers [J]. International Journal of Advanced Mechatronic Systems,2015,6(2/3):108.
- [6] LIU Z, THEILLIOL D, YANG L Y, et al. Transition control of tilt rotor unmanned aerial vehicle based on multi-model adaptive method [C]//2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Miami, FL, USA; IEEE,2017:50-566.
- [7] 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.
- [8] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003.
- [9] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight [J].

- NASA Special Publication, 2000; 4517.
- [10] SONG S Y, WANG W H, LU K, et al. Nonlinear attitude control using extended state observer for tilt-rotor aircraft [C]//The 27th Chinese Control and Decision Conference (2015 CCDC), Qingdao, China; IEEE, 2015; 852-857.
- [11] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 46-103.
- [12] 周杰, 王彪, 唐超颖. 基于状态空间模型预测算法的四旋翼

- 无人机飞行控制[J]. 信息与控制, 2018, 47(2): 149-155.
- [13] 王彪, 周杰, 孔大庆, 等. 四旋翼飞行器航迹规划和控制研究[J]. 机械制造与自动化, 2018, 47(5): 114-117.
- [14] 钱积新, 赵均, 徐祖华. 预测控制[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007: 72-73.

收稿日期: 2020-02-11

(上接第 212 页)

火时间随之增大,且头部间距为 72 mm 时,周向点火时间显著增加;随头部间距增加,流动加速系数减小,表示流动因素对火焰传播的作用减小。

表 1 周向点火时间及流动加速系数与头部间距比的关系

头部间距/mm	τ/ms	E
54(模型 A2)	26	2.95
60(模型 A1)	32	2.66
72(模型 A3)	57	1.79

3 结语

本文针对三头部燃烧室试验件,探究了燃烧室的周向点火过程以及流动与点火过程中火焰发展的关联,同时也探究了头部间距对周向点火过程的影响。得出了以下结论:

1) 燃烧室的周向点火过程具有阶段性,在初始火焰发展阶段,火焰首先顺着流线方向进行传递,待燃烧强度增大到一定值时,火焰才开始向其他区域延伸。

2) 在相同工况下,头部间距较小时,相邻旋流器之间的局部回流区相互影响增大,油气掺混效果增强。所以随头部间距由 54 mm 增加到 72 mm,燃烧室周向点火时间由 26 mm 增加到 57 mm,其中头部间距为 72 mm 时,周向点火时间显著增加。

3) 在相同工况下,随头部间距由 54 mm 增加到 72 mm,流动加速系数由 2.95 mm 减小到 1.79 mm,随头部间距增加,流动因素对火焰传播的作用减小了。

参考文献:

- [1] 李继保, 刘大响. 局部富油供油扩展燃烧室贫油点火熄火边界研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 221-224.
- [2] 江洋. 燃烧室点火过程大涡数值模拟方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [3] SHAW R J. NASA's ultra efficient engine technology (UEET) program/aeropropulsion technology leadership for the 21st century [R]. Harrogate, UK; 22nd international congress of Aeronautical Sciences, 2000.
- [4] CORDIER M, VANDEL A, RENOU B, et al. Experimental and numerical analysis of an ignition sequence in a multiple-injectors burner [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, San Antonio, Texas, USA: 2013.
- [5] BARRÉ D, ESCLAPEZ L, CORDIER M, et al. Flame propagation in aeronautical swirled multi-burners: experimental and numerical investigation [J]. Combustion and Flame, 2014, 161(9): 2387-2405.
- [6] 叶沉然, 王高峰, 马承飏, 等. 斜喷环流环形燃烧室点火实验研究[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(11): 2549-2558.

收稿日期: 2020-02-28

(上接第 216 页)

- [3] 李建林, 赵栋利, 李亚西, 等. 几种适合变速恒频风力发电机并网方式对比分析[J]. 电力建设, 2006, 27(5): 8-10, 17.
- [4] 刘其辉, 贺益康, 卞松江. 变速恒频风力发电机空载并网控制[J]. 中国电机工程学报, 2004, 24(3): 6-11.
- [5] 郭家虎, 张鲁华, 马斌, 等. 变速恒频双馈风力发电机组的空载并网技术[J]. 电机与控制应用, 2010, 37(3): 46-49.
- [6] 郑雪梅, 郭玲, 徐殿国, 等. 双馈感应发电机空载并网的高阶滑模控制策略[J]. 电力系统自动化, 2012, 36(7): 12-16.
- [7] 綦慧, 潘全成. 双馈风电模拟系统空载并网控制与试验研究[J]. 电气自动化, 2018, 40(6): 34-37, 41.
- [8] 丁贵立, 王奔. 双馈感应风力发电机组的非线性变结构空载并网控制策略[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(5): 665-670.

- [9] 梁云峰, 谷凤民, 虎恩典, 等. 双闭环模糊 PI 控制的双馈发电机矢量控制系统[J]. 机械设计与制造, 2016(6): 139-142.
- [10] 刁亮, 王丹, 郭磊, 等. 双馈发电机空载并网的神经网络积分滑模控制[J]. 太阳能学报, 2017, 38(12): 3385-3391.
- [11] 兰飞, 姚知洋, 黎静华, 等. 双馈风力发电机空载并网运行控制建模与仿真研究[J]. 电力建设, 2016, 37(9): 123-131.
- [12] 张建民. 智能控制原理及应用[M]. 北京: 北京冶金工业出版社, 2003.
- [13] WANG B. A novel algorithm on BP-neural network [C]. 2012 International Conference on Computer Science and Electronics Engineering, Hangzhou: 2012: 506-509.

收稿日期: 2020-12-29