

文章编号:1674-8190(2015)04-452-08

倾转旋翼机转动机构运动学仿真分析

吉国明,郑配云,邓茅菁,许军强
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:转动机构在倾转旋翼机过渡飞行阶段起着重要作用。为了研究倾转旋翼机转动机构在发动机短舱与旋翼向前倾转 90° 过程中的运动特征,寻找较为适用的转动模式,以倾转旋翼机转动机构为研究对象,简化机构模型,采用MATLAB软件计算两种转动方案机构的运动学特征,采用LMS软件仿真两种方案机构的转动过程。通过对比分析两种方案的运动学特征图,发现MATLAB和LMS软件得出的两种方案的角速度、速度、角加速度和加速度曲线是一致的,两种方案各有其优势。

关键词:旋翼;发动机短舱;转动机构;运动学;仿真

中图分类号: V224⁺.2

文献标识码: A

DOI:10.16615/j.cnki.1674-8190.2015.04.009

Kinematic Simulation and Analysis of Tilt-rotor Rotating Mechanism

Ji Guoming, Zheng Peiyun, Deng Maojing, Xu Junqiang

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

Abstract: Rotating mechanism plays an important role in the transition flight phase of tilt-rotor. In order to study motion feature of tilt-rotor rotation mechanism during nacelle and the rotor turning 90° forward, and to find more suitable rotation modes, the rotating mechanism of tilt-rotor is set for the research object through a simplified mechanism model. The kinematic characteristics of two rotating patterns are calculated with MATLAB software. The rotation process of the rotating mechanism is simulated in two rotating patterns with LMS software. Through comparing and analyzing the kinematic characteristic graphs of the two rotating patterns, it is found that curves of angular speed, speed, angular acceleration, and acceleration plotted by MATLAB software and LMS software are identical, and both of the two rotating patterns have their own advantages.

Key words: rotor; nacelle; rotating mechanism; kinematics; simulation

0 引言

倾转旋翼机既能垂直起降又能作高速巡航飞行,是兼顾了直升机和固定翼飞机优势的一种新兴飞行器,各个国家纷纷对其开展了研究^[1-3],尤其是美国,经过几十年的研究,取得了丰富的成果^[4-6]。美国贝尔直升机公司先后研制了XV-3倾转旋翼原理验证机^[7],XV-15倾转旋翼方案验证机,并与波音公司合作研制了实用型V-22“鱼鹰”^[8-9]。为了满足具有大容积装载能力的需求,美国贝尔直升

机公司还设计了一种新型四旋翼倾转旋翼运输机V-44^[10]。在民用方面,美国贝尔直升机公司与意大利阿古斯塔公司联合研制了一种轻型通用民用型倾转旋翼机BA609^[11]。欧洲也研制了倾转旋翼机“欧倾”^[12],不同于美国研制的仅旋翼与发动机短舱在过渡段转动,该机部分机翼可同旋翼与发动机短舱一起转动^[13]。

我国也对倾转旋翼机积极开展了研究^[14-16],且在对其气动流场的计算及试验、过渡段的操纵及控制、建模仿真及配平、气弹稳定性等方面均取得了较大进展。倾转旋翼机的旋翼可以由直升机状态向前倾转 90° 进入固定翼飞机状态,倾转之中的状态即为过渡段。夏青元等^[17]提出了倾转旋翼机过渡段匀角速度倾转模式,岳海龙^[18]提出了倾转

收稿日期:2015-07-22; 修回日期:2015-09-25

通信作者:郑配云,1093657237@qq.com

旋翼机过渡段匀角速度倾转和正弦角速度倾转模式,并进行了仿真。但二者对倾转模式的研究均不是在转动机构基础上展开的。

转动机构是倾转旋翼机的一特有机构,其位于发动机短舱与机翼端部之间,通过转动机构的运转,发动机短舱可以实现向前、向后倾转,在倾转旋翼机过渡段飞行中起到重要作用。

本文针对发动机短舱向前倾转 90° 这一过程,研究倾转旋翼机转动机构在概念设计阶段机构运动的可行性,及转动机构在两种转动方案下的运动学特征,并分析两种转动方案的特点。

1 转动机构的简化

概念设计阶段的转动机构由机翼端部、发动机短舱、推杆和滑块组成,发动机短舱上有一主转轴和一辅助轴。输入运动是发动机转动,经过减速器调节;输出运动是发动机短舱的转动。为了便于进行运动学分析,把此转动机构简化为三杆滑块机构。假定倾转旋翼机处于固定翼飞机状态时,发动机短舱为 0°,处于直升机状态时,发动机短舱为 90°;由于为平面机构,假定二维坐标系的原点在主转轴中心,飞机前进方向为 x 轴,垂直飞机向上为 y 轴。假定飞机初始状态为直升机状态, A 点为主转轴,表示发动机短舱的转动; B 点为辅助轴,用于连接推杆和发动机短舱; BCD 为推杆; C 为滑块。整个机构绕主转轴 (A) 转动,发动机短舱处于 90° 时的简化机构的结构如图 1 所示,此时辅助轴位于主转轴的斜上方。

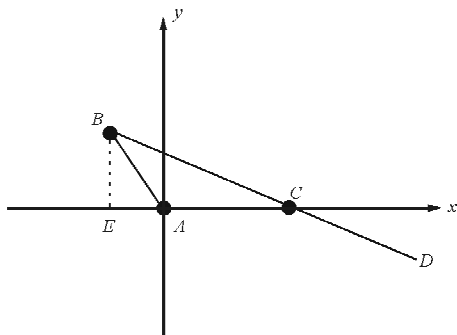


图 1 初始时刻转动机构简化结构图

Fig. 1 Simplified structure diagram of rotating mechanism at the start time

各转轴尤其是主转轴转动角度变化规律的设计原则^[19]为:①转动角速度尽可能连续光滑过渡,

角加速度应尽可能小;②转动角速度的变化应是缓变的,有益于飞行控制系统实现对其的控制。

设定各参数: AB 为 L_1 , AC 为 L_2 , BC 任意时刻为 L_3 , BC 初始时刻为 L_{3a} , L_1 、 L_2 、 L_{3a} 分别为 316.227 8、440.000 0、617.737 7 mm。 EA 初始长为 100.000 0 mm, BE 初始长为 300.000 0 mm, $\angle BAC$ 、 $\angle ABC$ 和 $\angle BCA$ 的初始角度分别为 108.434 9°、42.510 5°、29.054 6°。机构运动过程中 A 、 C 两点固定, AB 、 BD 长度保持不变, BA 绕 A 点转动, BC 长度改变, BD 始终穿过 C 点。初始时刻发动机短舱角度为 90°, 设定转动机构转动时间为 10 s, 在转动结束时刻, 发动机短舱角度为 0°, $\angle BAC$ 为 18.434 9°, $\angle ABC$ 为 126.027 5°, $\angle BCA$ 为 35.5376°, $L_3(L_{3b})$ 为 172.046 3 mm。

2 机构运动仿真方案

两种机构转动方案分别为转动机构主转轴以正弦速度转动和转动机构主转轴以正弦速度和匀速联合转动。

2.1 方案一:转动机构主转轴以正弦速度转动

设转动机构主转轴 A 在 10 s 内以正弦速度从 90° 转动到 0°, 设转动时间为 t , $\angle BAC$ 随时间变化为 $\angle BAC_1 = \frac{63.4349\pi}{180} - \frac{\pi}{4} \sin\left(\frac{\pi}{10}t - \frac{\pi}{2}\right)$ rad, $\angle BAC$ 随时间变化率为 $\frac{d\angle BAC_1}{dt} = -\frac{\pi^2}{40} \cos\left(\frac{\pi}{10}t - \frac{\pi}{2}\right)$ rad/s, BC 长度 L_{31} 为

$$L_{31} = \sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\angle BAC_1)} \quad (1)$$

BC 长度随时间变化率为

$$\frac{dL_{31}}{dt} = \frac{-\pi^2 L_1 L_2 \sin(\angle BAC_1) \cos\left(\frac{\pi}{10}t - \frac{\pi}{2}\right)}{40L_{31}} \quad (2)$$

辅助轴 B 转动角度 $\angle ABC$ 为

$$\angle ABC_1 = \arccos\left(\frac{L_1^2 + L_{31}^2 - L_2^2}{2L_1L_{31}}\right) \quad (3)$$

辅助轴 B 转动角速度为

$$\begin{aligned} \frac{d\angle ABC_1}{dt} &= -\frac{\pi^2 \cos\left(\frac{\pi}{10}t - \frac{\pi}{2}\right) [L_2^2 - L_1L_2 \cos(\angle BAC_1)]}{40L_{31}^2} \end{aligned} \quad (4)$$

滑块 C 转动角度 $\angle BCA$ 为

$$\angle BCA_1 = \arccos\left(\frac{L_2^2 + L_{31}^2 - L_1^2}{2L_2L_{31}}\right) \quad (5)$$

滑块 C 转动角速度为

$$\frac{d\angle BCA_1}{dt} = -\frac{\pi^2 \cos\left(\frac{\pi}{10}t - \frac{\pi}{2}\right) [L_1^2 - L_1L_2 \cos(\angle BAC_1)]}{40L_{31}^2} \quad (6)$$

$\frac{d^2\angle BAC_1}{dt^2}$ 、 $\frac{d^2\angle ABC_1}{dt^2}$ 、 $\frac{d^2\angle BCA_1}{dt^2}$ 、 $\frac{d^2L_{31}}{dt^2}$ 的具体表达式, 是利用 MATLAB 的符号运算功能, 将 $\frac{d\angle BAC_1}{dt}$ 、 $\frac{d\angle ABC_1}{dt}$ 、 $\frac{d\angle BCA_1}{dt}$ 、 $\frac{dL_{31}}{dt}$ 的表达式对时间求一阶导数所得, 四个表达式均十分复杂, 本文不予列出。

2.2 方案二: 转动机构主转轴以正弦速度和匀速联合转动

转动机构主转轴以正弦速度和匀速联合转动方案为: 第一阶段主转轴 A 在前 2 s 内按正弦速度转动, 以实现角速度从 0 开始, 设转动时间为 t_1 ; 第二阶段主转轴在第 3~8 s 内按匀速转动, 以方便控制, 设转动时间为 t_2 ; 第三阶段主转轴在后 2 s 内按正弦速度转动, 以实现角速度以 0 结束, 设转动时间为 t_3 。

三个阶段主转轴 A 转动角度 $\angle BAC$ 为

$$\angle BAC_{21} = 95.0269 \cdot \frac{\pi}{180} - 13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4}t_1 - \frac{\pi}{2}\right) \quad (7)$$

$$\frac{dL_{321}}{dt_1} = \frac{-13.4080\pi^2 L_1 L_2 \sin(\angle BAC_{21}) \cos\left(\frac{\pi}{4}t_1 - \frac{\pi}{2}\right)}{720L_{321}} \quad (19)$$

$$\frac{dL_{322}}{dt_2} = \frac{-13.4080\pi^2 L_1 L_2 \sin(\angle BAC_{22})}{720L_{322}} \quad (20)$$

$$\frac{dL_{323}}{dt_3} = \frac{13.4080\pi^2 L_1 L_2 \sin(\angle BAC_{23}) \cos\left[\frac{\pi}{4}(t_3 - 10) - \frac{\pi}{2}\right]}{720L_{323}} \quad (21)$$

三个阶段辅助轴 B 转动角度 $\angle ABC$ 为

$$\angle BAC_{22} = 95.0269 \cdot \frac{\pi}{180} - 13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (t_2 - 2) \quad (8)$$

$$\angle BAC_{23} = 31.8429 \cdot \frac{\pi}{180} + 13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \sin\left[\frac{\pi}{4}(t_3 - 10) - \frac{\pi}{2}\right] \quad (9)$$

主转轴 A 转动角速度为

$$\frac{d\angle BAC_{21}}{dt_1} = -13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \cos\left(\frac{\pi}{4}t_1 - \frac{\pi}{2}\right) \quad (10)$$

$$\frac{d\angle BAC_{22}}{dt_2} = -13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\pi}{4} \quad (11)$$

$$\frac{d\angle BAC_{23}}{dt_3} = 13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \cos\left[\frac{\pi}{4}(t_3 - 10) - \frac{\pi}{2}\right] \quad (12)$$

主转轴 A 转动角加速度为

$$\frac{d^2\angle BAC_{21}}{dt_1^2} = 13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\pi^2}{16} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4}t_1 - \frac{\pi}{2}\right) \quad (13)$$

$$\frac{d^2\angle BAC_{22}}{dt_2^2} = 0 \quad (14)$$

$$\frac{d^2\angle BAC_{23}}{dt_3^2} = -13.4080 \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\pi^2}{16} \cdot \sin\left[\frac{\pi}{4}(t_3 - 10) - \frac{\pi}{2}\right] \quad (15)$$

三个阶段 BC 长度为

$$L_{321} = \sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\angle BAC_{21})} \quad (16)$$

$$L_{322} = \sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\angle BAC_{22})} \quad (17)$$

$$L_{323} = \sqrt{L_1^2 + L_2^2 - 2L_1L_2 \cos(\angle BAC_{23})} \quad (18)$$

BC 长度随时间变化率为

$$\angle ABC_{21} = \arccos\left(\frac{L_1^2 + L_{321}^2 - L_2^2}{2L_1L_{321}}\right) \quad (22)$$

$$\angle ABC_{22} = \arccos\left(\frac{L_1^2 + L_{322}^2 - L_2^2}{2L_1 L_{322}}\right) \quad (23) \quad \text{转动角速度为 } \frac{d\angle ABC}{dt}, \text{ 经化简得}$$

$$\angle ABC_{23} = \arccos\left(\frac{L_1^2 + L_{323}^2 - L_2^2}{2L_1 L_{323}}\right) \quad (24)$$

$$\frac{d\angle ABC_{21}}{dt_1} = \frac{13.4080\pi^2 \cos\left(\frac{\pi}{4}t_1 - \frac{\pi}{2}\right) [L_2^2 - L_1 L_2 \cos(\angle BAC_{21})]}{720L_{321}^2} \quad (25)$$

$$\frac{d\angle ABC_{22}}{dt_2} = \frac{13.4080\pi^2 [L_2^2 - L_1 L_2 \cos(\angle BAC_{22})]}{720L_{322}^2} \quad (26)$$

$$\frac{d\angle ABC_{23}}{dt_3} = \frac{13.4080\pi^2 \cos\left[\frac{\pi}{4}(t_3 - 10) - \frac{\pi}{2}\right] [L_2^2 - L_1 L_2 \cos(\angle BAC_{23})]}{720L_{323}^2} \quad (27)$$

三个阶段滑块 C 转动角度 $\angle BCA$ 为

$$\angle BCA_{21} = \arccos\left(\frac{L_2^2 + L_{321}^2 - L_1^2}{2L_2 L_{321}}\right) \quad (28)$$

$$\angle BCA_{22} = \arccos\left(\frac{L_2^2 + L_{322}^2 - L_1^2}{2L_2 L_{322}}\right) \quad (29)$$

$$\angle BCA_{23} = \arccos\left(\frac{L_2^2 + L_{323}^2 - L_1^2}{2L_2 L_{323}}\right) \quad (30)$$

滑块 C 转动角速度为

$$\frac{d\angle BCA_{21}}{dt_1} = \frac{13.4080\pi^2 \cos\left(\frac{\pi}{4}t_1 - \frac{\pi}{2}\right) [L_1^2 - L_1 L_2 \cos(\angle BAC_{21})]}{720L_{321}^2} \quad (31)$$

$$\frac{d\angle BCA_{22}}{dt_2} = \frac{13.4080\pi^2 [L_1^2 - L_1 L_2 \cos(\angle BAC_{22})]}{720L_{322}^2} \quad (32)$$

$$\frac{d\angle BCA_{23}}{dt_3} = \frac{13.4080\pi^2 \cos\left[\frac{\pi}{4}(t_3 - 10) - \frac{\pi}{2}\right] [L_1^2 - L_1 L_2 \cos(\angle BAC_{23})]}{720L_{323}^2} \quad (33)$$

此处省略了 $\frac{d^2\angle ABC_{21}}{dt_1^2}$ 、 $\frac{d^2\angle ABC_{22}}{dt_2^2}$ 、

$\frac{d^2\angle ABC_{23}}{dt_3^2}$ 、 $\frac{d^2\angle BCA_{21}}{dt_1^2}$ 、 $\frac{d^2\angle BCA_{22}}{dt_2^2}$ 、 $\frac{d^2\angle BCA_{23}}{dt_3^2}$ 、

$\frac{d^2 L_{321}}{dt_1^2}$ 、 $\frac{d^2 L_{322}}{dt_2^2}$ 、 $\frac{d^2 L_{323}}{dt_3^2}$ 的具体表达式。

3 机构运动仿真及结果分析

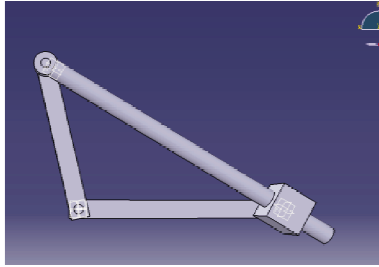
3.1 MATLAB 仿真

MATLAB 仿真即在 10 s 时间内,设置多个计算时刻,把各参数值带入各角速度、速度、角加速度、加速度的表达式,计算各时刻其结果;再用 MATLAB 的二维绘图功能把各个时刻的角速度、速度、角加速度、加速度曲线绘制出来,形成它们随时间变化的曲线。

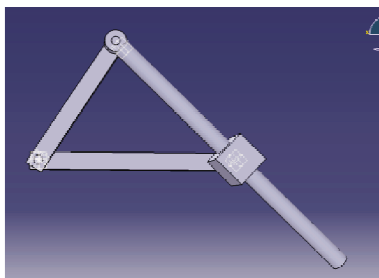
3.2 LMS 仿真

采用 LMS 软件仿真两种方案情况下机构转动,根据不同方案设置不同的驱动模式。方案一设置根据主转轴旋转副角度驱动,由于是正弦角速度驱动,函数类型为三角函数,其表达式为 $63.435\text{deg} + (-45\text{deg} * \text{SIN}((3\text{turn_mn} * \text{Time}) - 90\text{deg}))$ 。方案二的三个阶段均设置根据主转轴旋转副角度驱动,阶段一是正弦驱动,函数类型为三角函数,其表达式为 $95.027\text{deg} + (-13.408\text{deg} * \text{SIN}((7.5\text{turn_mn} * \text{Time}) - 90\text{deg}))$;阶段二是匀速驱动,函数类型设置为多项式,其表达式为 $116.087\text{deg} + \text{Time} * (-1.755\text{turn_mn}) + \text{Time}^2 * (0\text{rad_s2}) + \text{Time}^3 * 0\text{rad_s3}$;阶段三是正弦驱动,函数类型为三角函数,其表达式为 $31.843\text{deg} + (13.408\text{deg} * \text{SIN}((7.5\text{turn_mn} * \text{Time}) - 90\text{deg}))$ 。

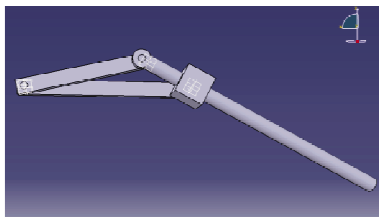
Time)-180deg))。转动机构随着转动各杆位置的变化如图 2 所示。



(a) 转动前



(b) 转动中



(c) 转动后

图 2 LMS 中转动机构简化三维图

Fig. 2 Simplified 3D model of rotating mechanism in LMS

3.3 MATLAB 仿真结果

采用 MATLAB 计算,绘制发动机短舱转动角度($\angle BAC$)、主转轴角速度($\frac{d\angle BAC}{dt}$)、辅助轴角速度($\frac{d\angle ABC}{dt}$)、滑块转动角速度($\frac{d\angle BCA}{dt}$)、推杆通过滑块速度($\frac{dL_3}{dt}$)、主转轴角加速度($\frac{d^2\angle BAC}{dt^2}$)、辅助轴角加速度($\frac{d^2\angle ABC}{dt^2}$)、滑块转动角加速度($\frac{d^2\angle BCA}{dt^2}$)、及推杆通过滑块加速度($\frac{d^2L_3}{dt^2}$) 随时间的变化图,如图 3~图 11 所示。

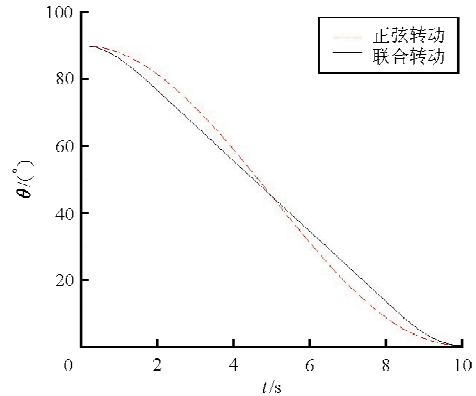


图 3 发动机短舱转动角度图

Fig. 3 Angle of main shaft

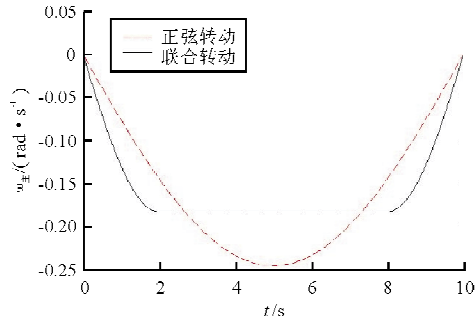


图 4 主转轴角速度图

Fig. 4 Angular speed of main shaft

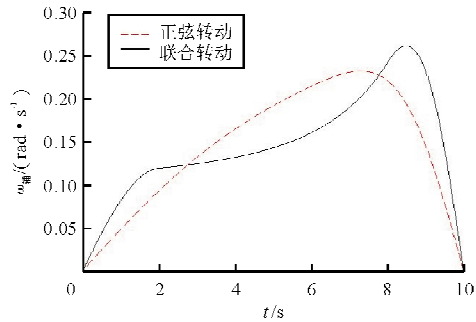


图 5 辅助轴角速度图

Fig. 5 Angular speed of auxiliary shaft

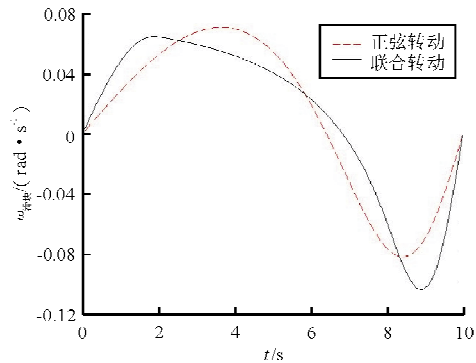


图 6 滑块转动角速度图

Fig. 6 Angular speed of slider rotation

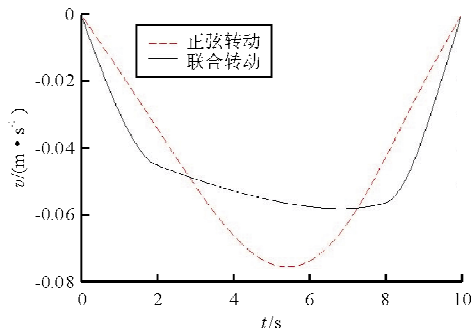


图 7 推杆通过滑块速度图

Fig. 7 Speed of push rod through slider

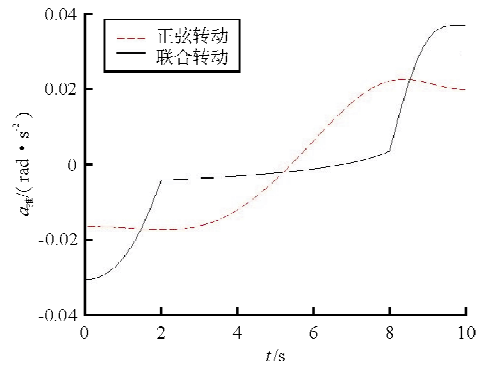


图 11 推杆通过滑块加速度图

Fig. 11 Acceleration of push rod through slider

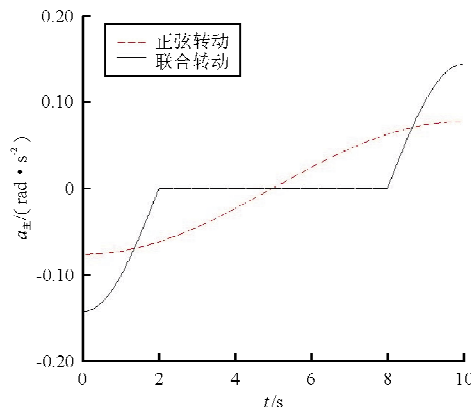


图 8 主转轴角加速度图

Fig. 8 Angular acceleration of main shaft

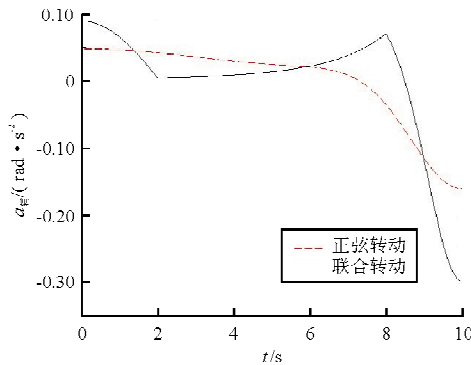


图 9 辅助轴角加速度图

Fig. 9 Angular acceleration of auxiliary shaft

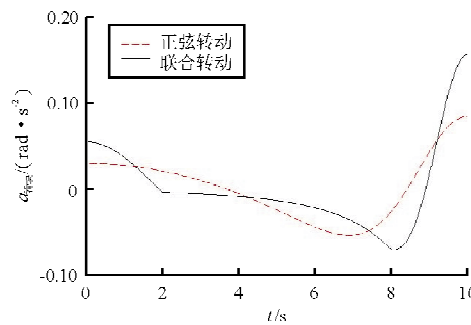


图 10 滑块转动角加速度图

Fig. 10 Angular acceleration of slider rotation

3.4 LMS 仿真结果

采用 LMS 软件仿真机构转动过程, 绘制发动机短舱转动角度 ($\angle BAC$)、主转轴角速度 ($\frac{d\angle BAC}{dt}$)、辅助轴角速度 ($\frac{d\angle ABC}{dt}$)、滑块转动角速度 ($\frac{d\angle BCA}{dt}$)、推杆通过滑块速度 ($\frac{dL_3}{dt}$)、主转轴角加速度 ($\frac{d^2\angle BAC}{dt^2}$)、辅助轴角加速度 ($\frac{d^2\angle ABC}{dt^2}$)、滑块转动角加速度 ($\frac{d^2\angle BCA}{dt^2}$)、及推杆通过滑块加速度 ($\frac{d^2L_3}{dt^2}$) 随时间的变化图, 如图 12~图 20 所示。

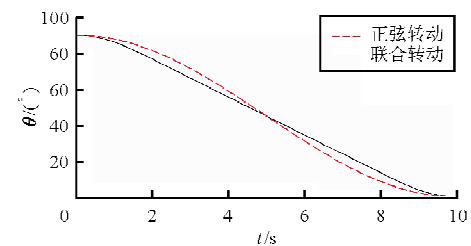


图 12 发动机短舱转动角度图

Fig. 12 Angle of main shaft

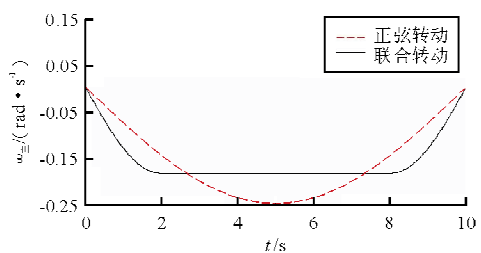


图 13 主转轴角速度图

Fig. 13 Angular speed of main shaft

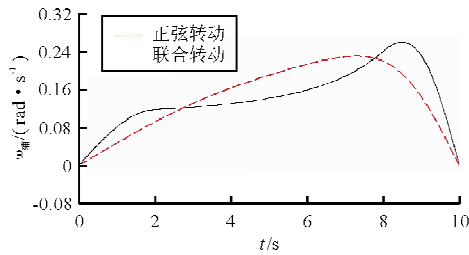


图 14 辅助轴角速度图

Fig. 14 Angular speed of auxiliary shaft

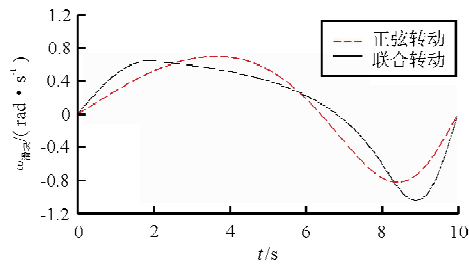


图 15 滑块转动角速度图

Fig. 15 Angular speed of slider rotation

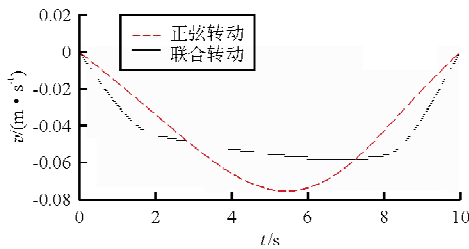


图 16 推杆通过滑块速度图

Fig. 16 Speed of push rod through slider

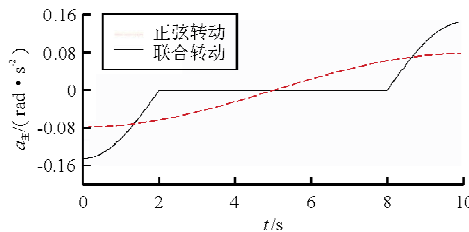


图 17 主转轴角加速度图

Fig. 17 Angular acceleration of main shaft

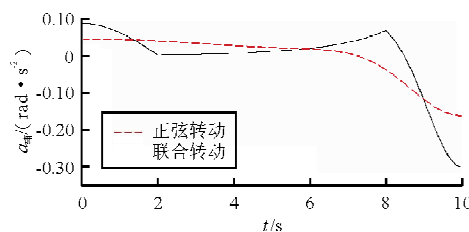


图 18 辅助轴角加速度图

Fig. 18 Angular acceleration of auxiliary shaft

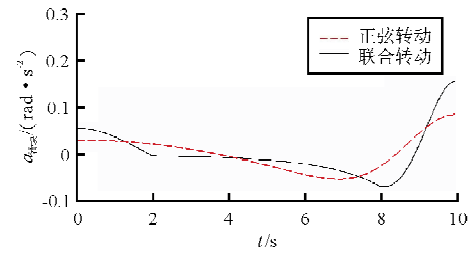


图 19 滑块转动角加速度图

Fig. 19 Angular acceleration of slider rotation

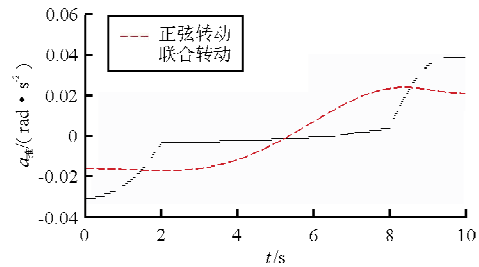


图 20 推杆通过滑块加速度图

Fig. 20 Acceleration of push rod through slider

3.5 仿真结果分析

从图 4~图 7 和图 13~图 16 可以看出,两种方案的各个角速度和速度均满足连续光滑过渡的设计原则,且两种方案的各个始末角速度和速度均为 0,符合机构运转启动、停车的实际操作情况。从图 8~图 11 和图 17~图 20 可以看出,方案一(主转轴正弦转动)各个角加速度及加速度绝对值的最大值均比方案二(主转轴联合转动)小,方案二辅助轴角加速度和滑块转动角加速度在接近停车时绝对值均偏大,但方案二角加速度和速度接近 0 的部分更多。就主转轴来看,方案二满足“角加速度应尽可能小”的设计要求的时间较多,为主转轴较优方案;综合整体来看,方案一更满足“角速度和速度缓慢变化”的设计原则,为综合整体考虑较优方案。

4 结论

(1) 应用 LMS 软件实现了对倾转旋翼机转动机构的简化三维模型的运动学仿真,验证了转动机构运动的可行性。

(2) 通过分析比较两种转动方案机构的运动特征及与设计原则要求、实际机械操作的符合情况,表明两种方案各有其优势。

(3) MATLAB 软件计算与 LMS 软件仿真所

得的机构各个角速度、速度、角加速度、加速度曲线基本一致,表明 MATLAB 计算与 LMS 仿真的准确性。

参考文献

- [1] Malcolm Foster. The future evolution of the tiltrotor[R]. AIAA-2003-2652, 2003.
- [2] Mattia Mattaboni, Pierangelo Masarati, Giuseppe Quaranta, et al. Multibody simulation of integrated tiltrotor flight mechanics, aeroelasticity, and control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(5): 1391-1405.
- [3] Eric B Carlson, Yiyuan J Zhao. Optimal short takeoff of tiltrotor aircraft in one engine failure[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 280-289.
- [4] Eric L Hathaway, Dr Farhan Gandhi. Modeling refinements in simple tiltrotor aeroelastic stability analyses[R]. AIAA-2002-1604, 2002.
- [5] Eric L Hathaway, Farhan Gandhi. Tiltrotor whirl flutter alleviation using actively controlled wing flaperons [J]. AIAA Journal, 2006, 44(11): 2524-2534.
- [6] Tsze C Tai. Effect of midwing vortex generators on V-22 aircraft forward-flight aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 623-630.
- [7] 张庆, 殷永亮, 吴超. 美军倾转旋翼机的发展和事故分析[J]. 科学之友, 2011(5): 126-128.
Zhang Qing, Yin Yongliang, Wu Chao. Development and crash analysis of the American army inclines and transfers to the gyroplane[J]. Friend of Science Amateurs, 2011(5): 126-128. (in Chinese)
- [8] 蔡婧, 蔡汝鸿. V-22“鱼鹰”倾转旋翼机研制历程与关键技术[J]. 航空科学技术, 2013(3): 11-14.
Cai Jing, Cai Ruhong. Development process and key technologies of the V-22 Osprey tilt-rotor aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013(3): 11-14. (in Chinese)
- [9] 胡英俊. Osprey V-22“鱼鹰”详析[J]. 舰载武器, 2004, 1(1): 69-77.
Hu Yingjun. Detailed analysis of Osprey V-22[J]. Shipborne Weapons, 2004, 1(1): 69-77. (in Chinese)
- [10] 张晋民, 张晓哲. 二十一世纪运输机新星——倾转旋翼运输机 V-44 的研究[J]. 航空知识, 2002(6): 16-17.
Zhang JinMin, Zhang Xiaozhe. Research on V-44 tiltrotor transport aircraft—twenty-first century transport aircraft star [J]. Knowledge of Aviation, 2002(6): 16-17. (in Chinese)
- [11] 绍鸣. BA609 民用倾转旋翼机[J]. 直升机技术, 2003(4): 49-52.
Shao Ming. BA609 civil tiltrotor[J]. Helicopter Technology, 2003(4): 49-52. (in Chinese)
- [12] 张广林. 独具特色的倾转旋翼机技术[J]. 现代军事, 2002(9): 40-42.
Zhang Guanglin. The unique tiltrotor technology[J]. Con-
- mit, 2002(9): 40-42. (in Chinese)
- [13] Pietro Alli, Fabio Nannoni, Marco Cicalà. The European tiltrotor design and critical technology projects[R]. AIAA-2003-2515, 2003.
- [14] 徐敏. 倾转旋翼机的发展与关键技术综述[J]. 直升机技术, 2003(2): 40-44.
Xu Min. Summary of development and key technology of tiltrotor aircraft[J]. Helicopter Technology, 2003(2): 40-44. (in Chinese)
- [15] 蔡汝鸿. 不断发展的倾转旋翼机[J]. 直升机技术, 2005(2): 49-53.
Cai Ruhong. The continuous developmental tiltrotor aircraft [J]. Helicopter Technology, 2005(2): 49-53. (in Chinese)
- [16] 唐正飞. 旋翼飞行器及其系统发展研究[R]. 航空科学技术学科发展报告(2010-2011), 2011: 33-40.
Tang Zhengfei. Reports on special topics advances in rotorcraft technology[R]. Report on Advances in Aeronautical Science and Technology(2010-2011), 2011: 33-40. (in Chinese)
- [17] 夏青元, 徐锦法, 金开保. 倾转旋翼飞行器的建模和操纵分配策略[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2016-2028.
Xia Qingyuan, Xu Jinfa, Jin Kaibao. Tiltrotor aircraft modeling and its manipulation assignment strategy [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2016-2028. (in Chinese)
- [18] 岳海龙. 倾转旋翼机倾转时旋翼/短舱/机翼耦合结构气弹响应研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
Yue Hailong. Aeroelastic responses of coupled rotor-nacelle-wing structures for tiltrotor Aircraft in conversion flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [19] 陈永, 龚华军, 王彪. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 30-33.
Chen Yong, Gong Huajun, Wang Biao. Research on longitudinal attitude control technology of tilt rotor during transition[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(1): 30-33. (in Chinese)

作者简介:

吉国明(1970—),男,副教授。主要研究方向:飞行器结构设计。

郑配云(1989—),女,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

邓茅菁(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

许军强(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:马文静)