

倾转旋翼飞行器配平及仿真分析

万华芳¹, 王彪¹, 程尚¹, 曹云峰²

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 高新研究院, 江苏 南京 210016)

摘要:倾转旋翼飞行器是一种特殊的飞行器,在操纵方式上既有直升机的旋翼操纵,又有定翼机的舵面操纵,在过渡段何时完全退出旋翼周期变距操纵是一个很有研究意义的问题。在进行仿真特性分析之前,首先需要对倾转旋翼飞行器过渡段进行数学建模,利用统一的数学模型对倾转旋翼飞行器过渡段进行描述。考虑倾转旋翼飞行器 XV-15 的复杂空气动力学,加入旋翼尾流对机翼、垂尾以及平尾的气动干扰,建立了该飞行器的数学模型。利用 Matlab 仿真软件搭建了 XV-15 的 simulink 仿真模型,分别对直升机模式、定翼机模式以及过渡模式进行了配平,并对配平结果进行了分析,分析了不同飞行模式下的操纵特性规律,并给出了何时完全退出旋翼周期变距操纵量的建议。

关键词:倾转旋翼飞行器;数学模型;配平;操纵特性分析

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1673-629X(2010)11-0018-04

Simulation Analysis and Trim of Tilt Rotor Aircraft

WAN Hua-fang¹, WANG Biao¹, CHENG Shang¹, CAO Yun-feng²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. High and New Technology Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As the tilt rotor aircraft is a hybrid aircraft, it uses both helicopter and airplane control strategies to control the aircraft. So it is a significant problem to make sure that when to fade out the helicopter control strategies. It is necessary to describe the conversion mode via unified mathematical model before the simulation analysis. Based on the complex aerodynamic of XV-15 tilt rotor aircraft, the mathematical model of the tilt rotor was established with the consideration of the influence of the rotor wake on the airframe aerodynamics. And then make use of Matlab software, the simulation model of XV-15 was built and trim on helicopter mode, conversion mode and airplane mode respectively were finished. Based on the comparison of the trim result, the law of operating characteristics was given, and the suggestion of the time to fade out the cyclic pitch control was given.

Key words: tilt rotor aircraft; mathematical model; trim; operating characteristics analysis

0 引言

倾转旋翼机是一种混合飞行器,既可以像直升机悬停、垂直起降,又可以像常规定翼机快速前飞。倾转旋翼机在每一个翼尖安装了一个短舱,短舱可以在 $0 \sim 90^\circ$ (V-22) 或 $0 \sim 95^\circ$ (XV-15) 范围内倾转,实现从直升机模式到定翼机模式的过渡^[1]。

由于倾转旋翼飞行器复杂的动力学,建立统一的数学模型对于设计控制律很有必要,但是难度也比普通的飞行器要大。在倾转旋翼飞行器的建模中,需要

考虑旋翼尾流对机体其他各部件的干扰,大大增加了建模的难度。文献[2]给出了比较详细全面的数学模型,但是对于现阶段利用 MATLAB 仿真还有点难度,需要在模型基础上进行改动,以适应仿真的要求。文献[3]忽略了旋翼尾流对平尾以及垂尾的气动干扰。

文中首先建立了倾转旋翼飞行器的模型,主要考虑了旋翼尾流对机翼、平尾以及垂尾的气动干扰,然后利用 MATLAB 的 trim 指令对飞行器进行了不同飞行模式下的配平,并针对得到的配平结果进行了操纵特性的分析。

1 飞行器模型

1.1 旋翼模型

在旋翼模型中主要用到四个坐标系:机体轴系、短

收稿日期:2010-03-24;修回日期:2010-06-19

基金项目:江苏省研究生创新基金(Cx07B-113Z)

作者简介:万华芳(1986-),女,江苏盐城人,硕士研究生,研究领域为飞行控制与仿真;王彪,硕士研究生导师,研究领域为计算机视觉、飞行控制与仿真。

舱轴系、桨轴系以及桨毂风轴系。

由于倾转旋翼飞行器的左右旋翼分别位于机翼两侧,且旋转方向相反,因而在旋翼模型中,左旋翼的桨毂中心坐标与右旋翼不同,侧向力方向相反,滚转力矩和偏航力矩方向相反。

下面给出右旋翼的部分模型^[4,5]。

首先求出桨轴系三个方向上的线速度:

$$\begin{bmatrix} u_h \\ v_h \\ w_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\beta_M & 0 & \cos\beta_M \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos\beta_M & 0 & \sin\beta_M \end{bmatrix} \cdot \left(\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_m & -y_m \\ -z_m & 0 & x_m \\ y_m & -x_m & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (1)$$

其中, β_M 为短舱倾转角, 90° 时为直升机模式; (x_m, y_m, z_m) 为桨毂中心在机体轴系中的坐标。

根据求解出的桨轴系中的线速度,可以求出旋翼侧滑角、前进比以及入流比:

$$\beta_w = \arcsin\left(\frac{v_h}{\sqrt{u_h^2 + v_h^2}}\right) \quad (2)$$

$$\mu = \frac{\sqrt{u_h^2 + v_h^2}}{\Omega R} \quad (3)$$

$$\lambda = \frac{w_h}{\Omega R} - \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (4)$$

旋翼拉力系数的求解可以使用牛顿迭代法,然后可以求得旋翼拉力。旋翼侧向力系数、后向力系数、滚转力矩系数、偏航力矩系数以及反扭矩系数可以采用文献[6]中的公式。

在桨毂风轴系中求得旋翼力和力矩后,通过转换矩阵转换到桨轴系,最后转换到机体轴系。

1.2 机翼模型

机翼气动力和力矩由两部分组成:滑流区和自由流区。机翼滑流区面积随着前飞速度和短舱倾角的增大而减小,在悬停时滑流区面积最大,短舱倾角为 60° 或者更小时,滑流区面积近似为 0。一般采用下列简化公式计算机翼滑流区面积^[7-11]:

$$S_{WSS} = S_{SSmax} [\sin(a\beta_M) + \cos(b\beta_M)] \frac{u_{max} - u}{u_{max}} \quad (5)$$

其中, $S_{SSmax} = 2\eta_{ss}Rc$ 。参数 a, b 可以通过以下约束方程组求得:

$$\begin{aligned} \sin\left(a\frac{\pi}{2}\right) + \cos\left(b\frac{\pi}{2}\right) &= 1 \\ \sin\left(a\frac{\pi}{3}\right) + \cos\left(b\frac{\pi}{3}\right) &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

计算得出: $a = 1.386, b = 3.114$ 。

在求得滑流区面积后,可以得到自由流区面积。

然后分别求得机翼滑流区的气动力和力矩以及机翼自由流区的气动力和力矩,最后,可以得到机翼的气动力和力矩,并将其转换到机体轴系。

1.3 机身模型

在机身的气动力和力矩计算中,由于旋翼位于机翼两侧,因而忽略旋翼尾流的影响。因此可以求出机身气动中心的速度^[3]:

$$\begin{bmatrix} u_f \\ v_f \\ w_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_f & -y_f \\ -z_f & 0 & x_f \\ y_f & -x_f & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中, (x_f, y_f, z_f) 是机身气动中心在机体轴系中的坐标。

然后可以利用求解出的速度得到机身动压:

$$q_f = \frac{1}{2}\rho(u_f^2 + v_f^2 + w_f^2) \quad (8)$$

再在当地风轴系中计算出机身升力、阻力、侧向力、滚转力矩、俯仰力矩以及偏航力矩,最后转换到机体轴系。

$$L_f = C_L q_f A_f \quad (9)$$

$$D_f = C_D q_f A_f \quad (10)$$

$$S_f = C_S q_f A_f \quad (11)$$

$$M_{xf} = C_{M_x} q_f l_f A_f \quad (12)$$

$$M_{yf} = C_{M_y} q_f l_f A_f \quad (13)$$

$$M_{zf} = C_{M_z} q_f l_f A_f \quad (14)$$

其中, l_f 为机身特征长度, A_f 为机身特征面积。

1.4 平尾模型

平尾处于旋翼尾流影响下,因此,平尾气动中心的速度包括自身速度及诱导速度^[2]。

$$\begin{bmatrix} u_{HT} \\ v_{HT} \\ w_{HT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_{HT} & -y_{HT} \\ -z_{HT} & 0 & x_{HT} \\ y_{HT} & -x_{HT} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{iHT} \\ v_{iHT} \\ w_{iHT} \end{bmatrix} \quad (15)$$

其中, (x_{HT}, y_{HT}, z_{HT}) 是平尾气动中心在机体轴系中的坐标, $u_{iHT}, v_{iHT}, w_{iHT}$ 分别为旋翼尾流对平尾的干扰分量。

平尾的动压为:

$$q_{HT} = \frac{1}{2}\rho(u_{HT}^2 + v_{HT}^2 + w_{HT}^2) \quad (16)$$

然后在当地风轴系中计算求得平尾气动力和力矩后,最后转换到机体轴系。

$$L_{HT} = C_{L_{HT}} q_{HT} A_{HT} \quad (17)$$

$$D_{HT} = C_{D_{HT}} q_{HT} A_{HT} \quad (18)$$

$$S_{HT} = C_{S_{HT}} q_{HT} A_{HT} \quad (19)$$

$$M_{xHT} = C_{M_{xHT}} q_{HT} c_{HT} A_{HT} \quad (20)$$

$$M_{yHT} = C_{M_{yHT}} q_{HT} c_{HT} A_{HT} \quad (21)$$

$$M_{HT} = C_{M_{HT}} q_{HT} c_{HT} A_{HT} \quad (22)$$

其中, c_{HT} 为平尾弦长, A_{HT} 为平尾面积。

1.5 垂尾模型

垂尾模型与平尾模型分析方法类似, 需要考虑旋翼尾流对垂尾的气动干扰。垂尾有左右两个垂尾, 它们气动中心在机体轴系中的坐标不同, 需要对它们分别建立模型, 但思路相同, 这里仅说明右垂尾的模型建立方法。

右垂尾的速度表达式为^[2]:

$$\begin{bmatrix} u_{VT} \\ v_{VT} \\ w_{VT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_{VT} & -y_{VT} \\ -z_{VT} & 0 & x_{VT} \\ y_{VT} & -x_{VT} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{iVT} \\ v_{iVT} \\ w_{iVT} \end{bmatrix} \quad (23)$$

其中, (x_{VT}, y_{VT}, z_{VT}) 是右垂尾气动中心在机体轴系中的坐标, $u_{iVT}, v_{iVT}, w_{iVT}$ 分别为旋翼尾流对右垂尾的干扰分量。

右垂尾的动压为:

$$q_{VT} = \frac{1}{2} \rho (u_{VT}^2 + v_{VT}^2 + w_{VT}^2) \quad (24)$$

在当地风轴系中计算求得左右垂尾的气动力和力矩后, 最后转换到机体轴系。

$$L_{VT} = C_{L_{VT}} q_{VT} A_{VT} \quad (25)$$

$$D_{VT} = C_{D_{VT}} q_{VT} A_{VT} \quad (26)$$

$$S_{VT} = C_{S_{VT}} q_{VT} A_{VT} \quad (27)$$

$$M_{xVT} = C_{M_{xVT}} q_{VT} c_{VT} A_{VT} \quad (28)$$

$$M_{yVT} = C_{M_{yVT}} q_{VT} c_{VT} A_{VT} \quad (29)$$

$$M_{zVT} = C_{M_{zVT}} q_{VT} c_{VT} A_{VT} \quad (30)$$

其中, c_{VT} 为垂尾弦长, A_{VT} 为垂尾面积。

2 飞行器配平

当倾转旋翼飞行器在某一飞行状态下作定常飞行时, 飞行器所受力和力矩达到平衡。配平操纵就是根据平衡条件, 确定飞行器的操纵输入和飞行姿态。

配平方法有很多种, 都是基于优化算法, 比如牛顿迭代法、梯度下降法等。文中借助 MATLAB/Simulink 工具箱中的 trim 指令对飞行器进行配平^[12]。

在利用这种方法进行配平前, 需要先在 MATLAB 中建立 Simulink 模型。文中采用 S 函数对各部件进行建模, 将各部件在机体轴上的力和力矩求和, 作为运动模块的输入, 经过运动学模块的计算后得到下一步的状态量, 将其反馈到模型模块, 再计算出力和力矩。

3 飞行器特性分析

文中在 MATLAB 仿真环境中建立了 XV-15 倾转旋翼飞行器的模型, 利用 trim 指令对其实现配平,

并对配平后飞行器特性进行分析。

限于篇幅, 文中仅给出了直升机模式(见图 1)和定翼机模式(见图 2)的配平结果, 以及过渡模式短舱倾角为 45°(见图 3)和 60°(见图 4)采用不同配平策略而进行的比较。

分析所给的配平结果图可以得出以下的结论:

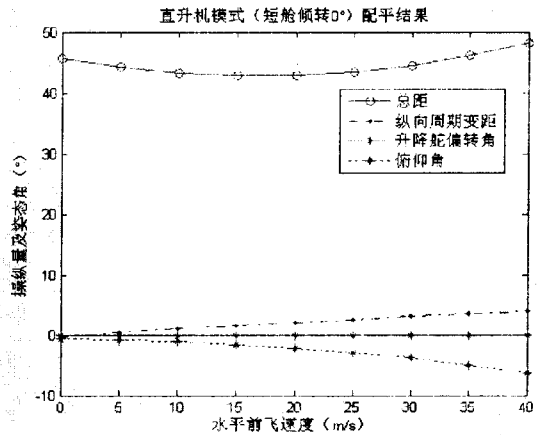


图 1 直升机模式配平结果图

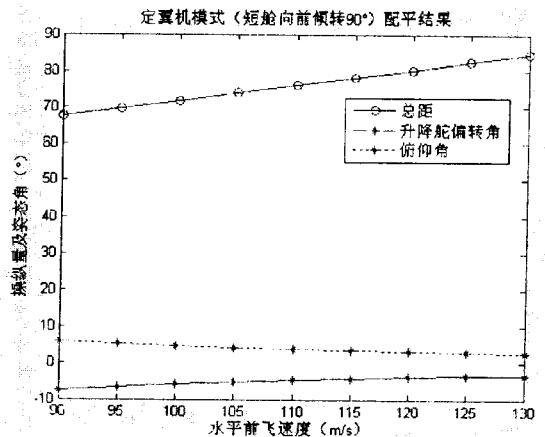


图 2 定翼机模式(短舱倾转 90°)配平结果图

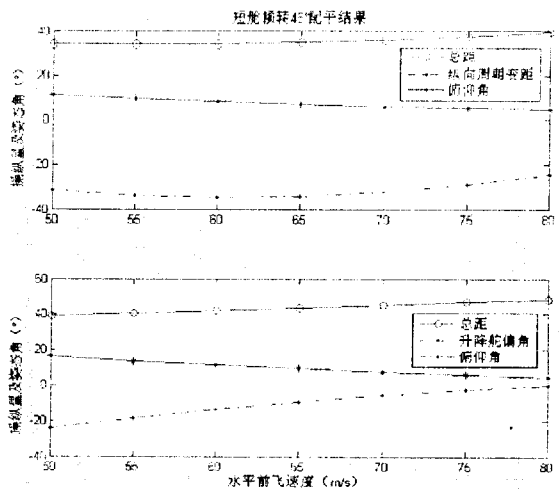


图 3 短舱倾转 45° 不同配平策略比较

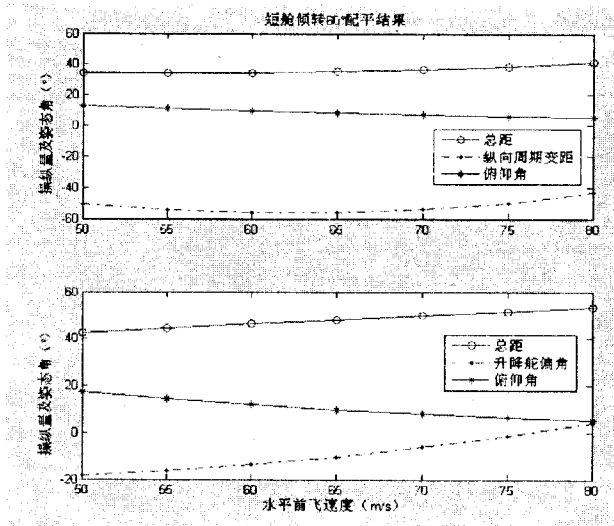


图 4 短舱倾转 60° 不同配平策略比较

1) 在直升机模式,随着飞行速度的增加,旋翼尾流对机翼的干扰减小,机翼提供的升力增大,因而需要的总距逐渐减小;随着速度的进一步增加,飞机受到的阻力也增加,因而所需的总距需要逐渐提高来保持飞机的平衡。在飞行速度增加的过程中,需要不断推纵向变距杆。

从配平结果中可以看出,升降舵的配平输入量很小,几乎为零,从而可以说明在直升机低速前飞时,飞行器的气动舵面操纵作用很小。

从俯仰姿态角输出曲线可以看出,随着飞行速度的增加,飞机的俯仰姿态角负向增大。

2) 在过渡模式,需要结合使用直升机操纵量和舵面操纵量。但是随着短舱向前倾转的角度的增大以及飞行速度的提高,使用直升机操纵量的有效性大大降低,应该采用舵面操纵。从所给的配平结果来看,在短舱倾转为 45° 时,在速度较低时两者使用效果相差不大,但是随着速度的提高,舵面操纵性大大提高。而在短舱倾角为 60° 时,采用纵向变距控制输入的有效性远小于采用舵面控制输入的有效性,从而可以说明此时舵面操纵变得更加有效,因而建议在短舱倾角为 60° 或者更高角度时,退出旋翼周期变距操纵,完全采用舵面操纵,可大大提高操纵有效性。

过渡模式时的俯仰姿态角仍然随着速度的增加而负向增大。

3) 在定翼机模式,旋翼周期变距操纵量完全退出,短舱倾转到与机翼平行的位置,总距产生的旋翼力作为飞行器的拉力。随着飞行速度的增加,机体产生的阻力增大,需要不断提高总距来克服机体受到的阻力。此时,升降舵偏角也需要不断增大来平衡俯仰力矩。

定翼机模式的俯仰姿态角变化规律与直升机模式

以及过渡模式类似,随着飞行速度的增加,俯仰姿态角不断负向增大。

4 结束语

倾转旋翼飞行器动力学特性比较复杂,文中主要考虑了旋翼尾流对其他机体部件的干扰建立了动力学模型,并利用 MATLAB 软件对飞行器进行了直升机模式、过渡模式以及定翼机模式三个模式下的配平,通过研究配平结果给出了倾转旋翼飞行器在不同飞行模式下操纵策略的分析,并且通过不同配平策略的比较分析,给出了在过渡段何时完全退出旋翼周期变距操纵量的建议。但由于篇幅原因,文中只给出了部分曲线来比较说明。

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 [R]. Washington, D. C., National Aeronautics and Space Administration Office of Policy and Plans, 2000.
- [2] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of the Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft [R]. Washington, D. C.: Bell Helicopter company, 1973.
- [3] 沙虹伟. 无人倾转旋翼机飞行力学建模与姿态控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007: 7-24.
- [4] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器的操纵策略和配平方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(1): 6-10.
- [5] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 24-42.
- [6] Talbot P D, Tinling B E, Decker W A. A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation [R]. Washington, D. C.: National Aeronautics and Space Administration, 1982.
- [7] 周文雅, 李立涛, 杨涂. 倾转旋翼航空器建模方法研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(3): 5-9.
- [8] 张义涛, 李明, 李达. 倾转旋翼飞行器飞行仿真建模[J]. 直升机技术, 2008(2): 11-16.
- [9] 宋彦国, 王焕瑾, 沙虹伟, 等. 倾转旋翼飞行器飞行力学模型研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 192-196.
- [10] 杨喜立, 朱纪洪. 倾转旋翼飞机建模与仿真[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 584-587.
- [11] Carlson E B, Zhao Yiyuan, Chen R T N. Optimal Tiltrotor Runway Operations In One Engine Inoperative [R]. Washington, D. C.: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1999.
- [12] 杨文忠, 崔文革, 安锦文. 飞行器线性模型提取方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(5): 4-7.