

倾转旋翼机模型缝合鲁棒控制律设计

郭剑东 宋彦国 夏品奇

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:从研究倾转旋翼机的飞行动力学模型入手,通过引入模型缝合的思想,利用非线性的方法实现由有限固定线性模型拟合任意工作点处的模型响应,提高了倾转旋翼机飞行动力学计算的实时性,并得到多模型控制的模型集;其次基于规范互质分解理论、 H_∞ 回路成形设计技术对多输入多输出系统进行通道解耦控制研究,针对不同飞行工况的工作点分别设计 H_∞ 回路成形控制器。最后,采用加权求和的控制策略实现控制律的平滑切换,通过仿真验证了设计的多模型控制系统具有良好的控制能力。

关键词:模型缝合;多模型控制;回路成形;鲁棒性

中图分类号: V212.5

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0393-06

Design for Model Fusion and Robust Controller of Tilt Rotor Aircraft

Guo Jiandong, Song Yanguo, Xia Pingqi

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The dynamical mathematical flight model of unmanned tilt rotor aircraft is established. The model fusion concept is adopted and the all equinoctial points responses are obtained by using the nonlinear method based on the limited trim points linear model. Therefore, the resolution of the tilt rotor flight dynamics and a multi-model sets are obtained. Furthermore, the study of the rate decouple of MIMO system based on the normalized coprime factorization and H -infinity loop shaping approach, the H -infinity controller is designed for different flight modes, respectively. Finally, the control law is soft-switted by using the weighted sums of the controlled quantity. The simulation results demonstrate that the presented control system is effective by the robust controller.

Key words: model fusion; multiple model control; loop shaping; robustness

倾转旋翼机结合了直升机和固定翼螺旋桨飞机的飞行特点^[1-2],具有3种飞行模式:直升机模式,过渡模式与飞机模式。在直升机模式可以实现垂直起降、空中悬停;在过渡模式通过短舱倾转,控制旋翼的拉力矢量偏转提供前向的推力。由于倾转旋翼机飞行模式多,飞行动力学建模复杂,无法精确获得不同飞行模式的线性模型,因此对于飞行控制律的研究特别是具有工程实践意义的飞行控制律设计研究很少。文献[3]利用神经网络结合模型逆对无人倾转旋翼机进行轨迹跟踪控制,通过仿真

得出神经网络控制器切入工作后具有良好的指令与轨迹跟踪能力;文献[4]通过对小型无人倾转旋翼飞行器进行地面、系绳与飞行试飞试验,采用姿态控制增稳系统实现全包线飞行试验。

本文以某倾转旋翼机作为研究对象,如图1所示该飞行器进行直升机模式悬停飞行试验。首先建立了全包线非线性飞行动力学仿真模型,并提取了不同飞行模式配平工作点处的线性模型,利用模型缝合的思想,得到了倾转旋翼机实时飞行力学模型;其次采用基于互质分解的 H_∞ 回路成形设计方

法,以对直升机飞行模式进行控制律设计;最后按照多模型控制律切换策略,以全状态模型缝合飞行动力学模型为基础进行控制律切换,仿真结果表明 H_∞ 回路成形控制律具有良好的鲁棒性能和鲁棒稳定性。



图1 倾转旋翼飞行器

1 倾转旋翼机模型集确定

1.1 倾转旋翼机非线性动力学建模

倾转旋翼机纵横向运动耦合强,飞行状态多,特别是倾转模式飞行存在强烈的操纵、气动耦合与动不稳定性。其飞行动力学以及各部件气动力计算均存在非线性方程求解问题,特别是旋翼气动力的计算,需要考虑旋翼的桨尖平面动力学方程以及旋翼拉力系数与旋翼诱导速度之间的寻优迭代计算。

旋翼的桨尖平面动力学方程为^[5]

$$\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{a}} + \mathbf{K}\mathbf{a} = \mathbf{f} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{a} = [a_0 \ a_1 \ b_1]^T$ 分别为旋翼锥度角、纵向一阶挥舞系数、横向一阶挥舞系数, \mathbf{D} 为阻尼矩阵, \mathbf{K} 为刚度矩阵, \mathbf{f} 为外力。

旋翼的前进比 μ 与流入比 λ ,拉力系数 C_T 分别为

$$\mu = \frac{\sqrt{u_H^2 + v_H^2}}{\Omega R} \quad (2)$$

$$\lambda = \frac{w_H}{\Omega} - \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (3)$$

$$C_T = \frac{n_b}{2\pi R} ac \left\{ \frac{\lambda(1-\epsilon^2)}{2} + \vartheta_0 \left[\frac{1}{3} + \frac{\mu^2(1-\epsilon)}{2} \right] + \vartheta_i \left[\frac{1}{4} + \frac{\mu^2(1-\epsilon^2)}{4} \right] - \frac{\mu(1-\epsilon^2)}{2} (B_{1c} - K_1 b_1) - a_0 \left[\frac{1}{3} + \frac{\mu^2(1-\epsilon)}{2} \right] K_1 + \frac{a_1 \mu \epsilon (1-\epsilon)}{2} - \frac{\dot{a}_0}{\Omega} \left(\frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) + \frac{\dot{b}_1 \mu (1-\epsilon)^2}{4} + \right.$$

$$\left. \frac{\mu(1-\epsilon)^2}{4} \left(\frac{p_H}{\Omega} \cos \beta_w + \frac{q_H}{\Omega} \sin \beta_w \right) \right\} - \frac{n_b M_\beta}{g} \ddot{a}_0 \quad (4)$$

式中: Ω 为旋翼的转速, R 为旋翼半径, n_b 为桨叶片数, a 为升力线斜率, c 为桨叶旋长, ϵ 为水平铰偏置量, θ_0 为总距, ϑ_i 为纵向周期变距, K_1 为挥舞耦合系数, M_β 为桨叶质量矩, g 为重力加速度,通过牛顿迭代法解以上非线性方程可以得到旋翼的拉力与诱导速度。

同时还需要考虑在不同的飞行模式旋翼与机翼之间气动力相互干扰,以及旋翼对机身、平尾与垂尾的干扰因素,因此对倾转旋翼机非线性飞行动力学方程组的求解计算量大,无法满足实时性需求。

机翼位于旋翼的正下方,机翼与旋翼之间的气动耦合特性表现为:旋翼的下洗流对机翼的干扰作用,以及机翼对旋翼诱导速度的阻塞效应。建模时将旋翼尾流对机翼的干扰作用划分为自由区(不受旋翼尾流作用)和尾流区(受旋翼尾流作用)。直升机飞行模式悬停状态时,机翼受到旋翼尾流的干扰面积最大,在机翼上产生较大的载荷,随着前飞速度的增加旋翼下洗尾流向机翼后缘倾斜,干扰面积减小,载荷也逐渐减小。本文以右机翼作为对象进行建模分析,右机翼的干扰流场如图2所示。

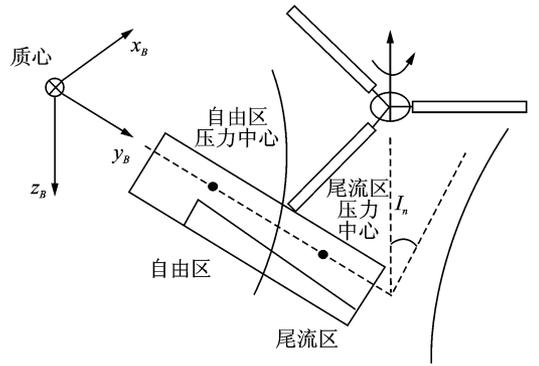


图2 旋翼对机翼的尾流干扰

本文计算尾流区的面积采用文献[6]的公式

$$S_{WI} = S_{\max} [\sin(aI_n) + \cos(bI_n)] \frac{u_{\max} - u}{u_{\max}} \quad (5)$$

式中: S_{\max} 为直升机飞行模式时最大的尾流区面积, u_{\max} 为最大前进比, u 为当前飞行前进比, I_n 为短舱倾角, a, b 为约束系数,其满足条件为

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

设右机翼的面积为 S_w ,则自由区的面积 $S_{WF} =$

$S_w - S_{w_i}$ 。关于倾转旋翼机的飞行动力学以及其他部件气动力计算参考文献[7]。

1.2 倾转旋翼机配平模型

根据飞行动力学与各部件气动力方程在 Simulink 仿真环境中,建立倾转旋翼机的非线性动力学仿真模型,包括操纵输入模块,旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾以及发动机短舱气动力计算模块,运动学方程计算模块。通过配平计算得到全包线飞行过程中配平工作点处的线性模型,确定了在过渡飞行模式前飞速度与短舱倾角之间匹配关系。图3表明在同一短舱倾角状态下对应若干前飞速度,配平时俯仰角变化范围在 $(-3^\circ, 3^\circ)$ 之间,如短舱倾角为 20° 时,飞行速度变化范围在 $21 \sim 26 \text{ m/s}$ 可以实现配平。

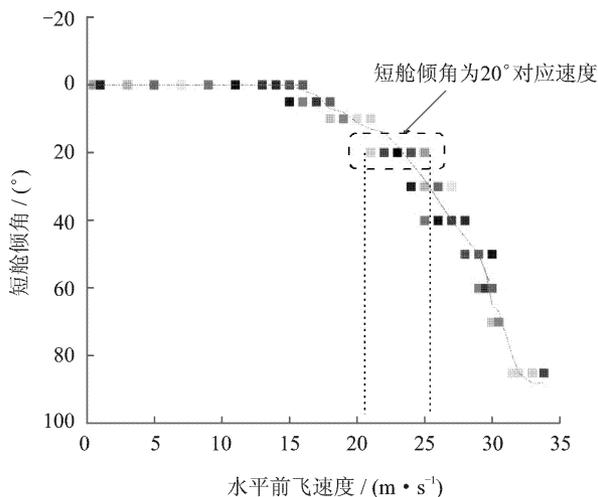


图3 全包线飞行配平状态

倾转旋翼机在配平工作点处的线性空间表达式可以表示为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{x} = [u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r]^T$;

$\mathbf{u} = [u_{\text{col}} \ u_{\text{lat}} \ u_{\text{lon}} \ u_{\text{rud}}]^T$ 。

由于倾转旋翼机操纵量多,本文根据研究对象特性,在任意飞行模式下将操纵输入分为垂向通道操纵量 u_{col} ,横向通道操纵量 u_{lat} ,纵向通道操纵量 u_{lon} 以及航向通道操纵量 u_{rud} 。并定义

$$\begin{aligned} u_i &= K_1 \delta_c + K_2 \delta_a + K_3 \delta_e + K_4 \delta_{cc} + K_5 \delta_{ec} + \\ &K_6 \delta_{\text{ail}} + K_7 \delta_{\text{ele}} + K_8 \delta_{\text{rud}} + K_9 \delta_{\text{in}} \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $i = \text{col, lat, lon, rud}$; δ_c 为总距, δ_a 为横向周期变距, δ_e 为纵向周期变距, δ_{cc} 为旋翼总距差动变距, δ_{ec} 为纵向差动, δ_{ail} 为副翼操纵, δ_{ele} 为升降舵操纵,

δ_{rud} 为方向舵操纵, δ_{in} 为短舱倾角; $K_1 \sim K_9$ 为操纵加权系数,在不同的飞行模式下通过调节该系数,从而改变不同通道的操纵功效,解决了倾转旋翼机的操纵冗余问题。

2 倾转旋翼机模型缝合

2.1 倾转旋翼机模型缝合结构

由于非线性模型计算中包含大量的迭代过程(如旋翼诱导速度的计算等),导致计算效率低,实时性不高。虽然非线性模型可以反映操纵响应,但对控制律的设计及仿真验证效果差,因此为了在线控制律设计及仿真验证,亟需解决全包线模型计算的实时性问题,为了实现模型实时性要求,由配平得到的线性模型进行模型缝合得到倾转旋翼机的全包线实时飞行动力学模型,对控制律实时仿真验证,飞行控制系统的半物理仿真具有重要意义。

模型缝合满足以下两个条件:缝合模型与非线性模型在配平点的操纵响应具有一致性;缝合模型与非线性模型在该工作点处具有一致的稳定性。模型缝合的思想如图4所示,通过合理地选择模糊论域与隶属度函数,有效地获得仿真模型。

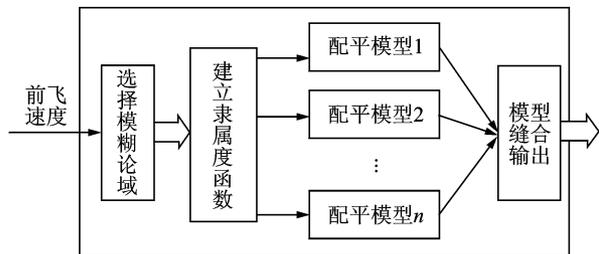


图4 模型缝合

根据实际物理系统,选择倾转旋翼机的前飞速度作为对象确定论域范围。为了提高配平线性模型与非线性模型拟合度,论域元素选择如下

$u \in [1, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 14, 16, 19, 23, 25, 27, 28, 29, 30]$

2.2 模糊子集

定义模糊子集,实际上就是要确定模糊子集隶属函数曲线的形状。由于倾转旋翼机随着前飞速度的变化模型也发生很大的改变,特别是倾转过渡模式,因此各模糊子集的隶属函数在论域上的分布应选择合理,相间隔的两模糊子集的隶属函数应尽量不相交,以减少间隔模型对当前子集模型的影响,使论域中的同一点至多不超过两个隶属函数的覆盖。为了保证隶属函数具有良好的灵敏度,选择重叠率为0.5的三角形隶属函数。其中模糊子集1的

隶属函数可以表示为

$$\mu_1(u) = \begin{cases} 1 & 0 \leq u \leq 1 \\ \frac{3-u}{3-1} & 1 < u \leq 3 \\ 0 & u > 3 \end{cases} \quad (9)$$

模糊子集2的隶属函数为

$$\mu_2(u) = \begin{cases} 0 & u < 1 \\ \frac{u-1}{3-1} & 1 \leq u < 3 \\ \frac{5-u}{5-3} & 3 \leq u < 5 \\ 0 & u \geq 5 \end{cases} \quad (10)$$

其他模糊子集的隶属函数同 $\mu_2(u)$, 从而可以得到隶属函数曲线如图5所示。

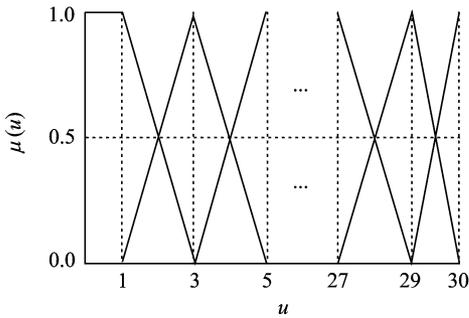


图5 隶属函数

2.3 模糊判决

本文采用面积质心法解模糊化, 这种方法充分利用了模糊集合提供的信息, 各配平工作点处的模型经过隶属函数, 因此可以得到论域内任意飞行速度的模型如下^[8]

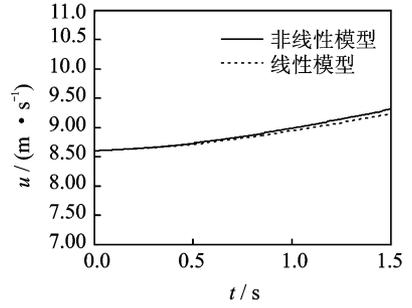
$$\mathbf{A} = \frac{\sum_{i=1}^{16} A_i \mu_i}{\sum_{i=1}^{16} \mu_i} \quad (11)$$

$$\mathbf{B} = \frac{\sum_{i=1}^{16} B_i \mu_i}{\sum_{i=1}^{16} \mu_i}$$

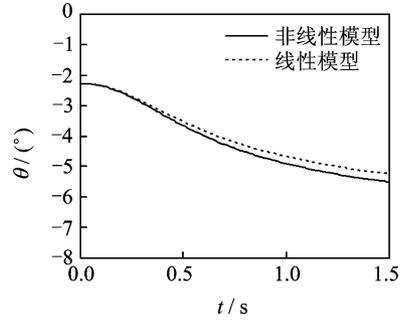
式中: \mathbf{A}, \mathbf{B} 即为通过模型缝合得到的全包线实时飞行动力学模型。

2.4 模型缝合数值仿真验证

为了验证缝合模型与非线性模型仍具有一致良好的操纵响应, 分析了前飞速度为 8.6 m/s 的非线性模型响应特性与缝合模型的响应如图6所示, 可以看出利用缝合技术得到模型的操纵响应与非线性模型的操纵响应仍然具有良好的跟踪特性。这说明采用模型缝合思想得到的模型可以反映非线性模型的物理特性, 为控制律的半物理仿真提供了优良的模型集。



(a) 速度响应



(b) 俯仰角响应

图6 线性模型与非线性模型响应

3 倾转旋翼机鲁棒控制律设计

3.1 回路成形设计技术

本文采用 H_∞ 回路成形设计方法进行控制律设计, 其目标是在保证系统稳定性的同时, 达到鲁棒与性能的折中。其设计思想是通过构造回路开环传递函数的频率特性以满足闭环系统的性能要求, 其摄动集是基于互质因子摄动。利用第2节模型缝合的线性模型得到倾转旋翼机的开环传递函数为 \mathbf{G} , 通过串联加权矩阵 \mathbf{W}_1 (前置) 和 \mathbf{W}_2 (后置), 使加权后的控制对象为

$$\mathbf{G}_s = \mathbf{W}_2 \mathbf{G} \mathbf{W}_1 \quad (12)$$

使成形后系统的频域特性满足期望传递函数 \mathbf{G}_d 的频率特性, 即低频高增益, 高频低增益。为了通道间的解耦, $\mathbf{W}_1, \mathbf{W}_2$ 与 \mathbf{G}_d 一般选为对角阵, 针对成形后的控制对象 \mathbf{G}_s 设计 H_∞ 控制器 \mathbf{K}_∞ , 利用 \mathbf{K}_∞ 保证 \mathbf{G}_s 的稳定性与鲁棒性并且不明显改变 \mathbf{G}_s 的频率响应特性, 为了明确对象的物理意义, 利用 \mathbf{K}_∞ 与加权矩阵构造最终的鲁棒控制器^[9]为

$$\mathbf{K} = \mathbf{W}_1 \mathbf{K}_\infty \mathbf{W}_2 \quad (13)$$

回路成形设计方法中研究的控制对象是利用规范化互质分解理论来描述的。对加权后被控制对象 \mathbf{G}_s 进行左规范互质分解, 即

$$\mathbf{G}_s = \mathbf{M}_s^{-1} \mathbf{N}_s \quad (14)$$

式中 $\mathbf{M}_s, \mathbf{N}_s \in RH_\infty$ 。则被控对象 \mathbf{G}_s 的摄动集可表示

为^[10]

$$G_{\Delta} = \{ (M + \Delta_M)^{-1} (N + \Delta_N) | [\Delta_M \ \Delta_N] \in RH_{\infty}, \| [\Delta_M \ \Delta_N] \|_{\infty} < \epsilon \} \quad (15)$$

系统的左互质因式分解摄动如图7所示。

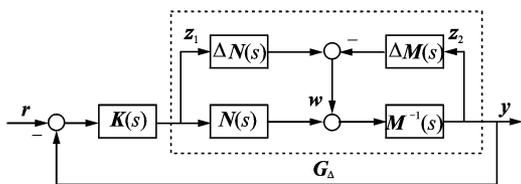


图7 左互质分解摄动系统

根据小增益定理,使 $G_{\Delta}(s)$ 鲁棒稳定的控制器 K_{∞} 需满足

$$\left\| \begin{bmatrix} I \\ K_{\infty} \end{bmatrix} (I + G_s K_{\infty})^{-1} M^{-1} \right\|_{\infty}^{-1} = \epsilon \quad (16)$$

当 $\epsilon \geq 0.25^{[11]}$,则能够保证系统具有较好的鲁棒性。

3.2 控制律设计

根据倾转旋翼机的飞行特性,在直升机飞行模式,主要实现垂向速度、滚转角、俯仰角与航向角速率的解耦控制,当进入过渡飞行模式后,短舱开始倾转导致旋翼桨盘发生倾转,此时桨盘的垂向速度逐渐演变为前向速度,因此在进行控制律设计时需要进行通道的转换。下面以任一工作点处的线性模型作为研究对象进行控制律设计。控制律设计的目标主要实现 w, ϕ, ϑ, r 四个通道的解耦与跟踪控制,控制结构如图8所示。

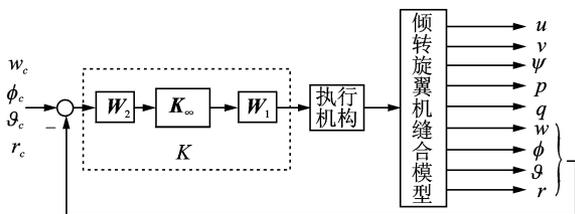


图8 鲁棒控制律结构

根据标称对象的开环奇异值特性,结合回路成形频域响应要求,选取低频段前置加权矩阵为PI环节,主要可以增加低频段的开环增益,提高响应速度。

$$W_1 = \text{diag} \left\{ \frac{3(s+4.5)}{s}, \frac{2(s+10)}{s}, \frac{0.5(s+3)}{s}, \frac{5(s+0.1)}{s} \right\} \quad (17)$$

选择系统的后置加权矩阵 $W_2 = I_{4 \times 4}$,期望对象的传

递函数为 $G_d = 9/s$ 。加权后的系统 $G_s = W_2 G W_1$,从而可以设计控制器 K_{∞} ,并得到系统最优稳定裕度 $\epsilon = 0.6336$ 。

为了校验闭环控制系统的时域性能,对系统各通道进行单位阶跃响应,输出结果如图9所示,可以看出倾转旋翼机在该工作状态下已经实现了垂向、横向、纵向和航向的解耦控制,并对参考指令具有良好的跟踪效果。

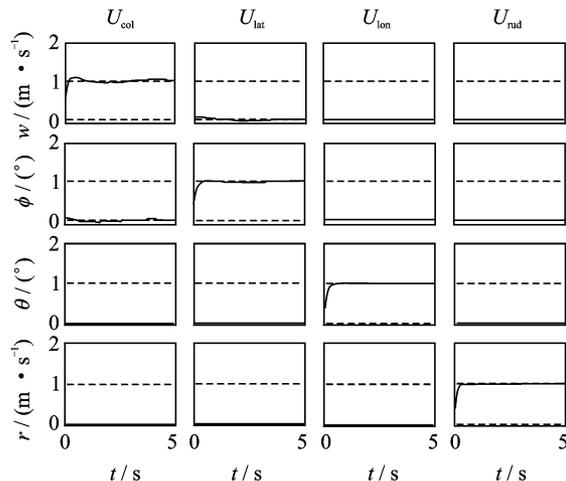


图9 四通道跟踪解耦控制

3.3 多模型控制系统设计

通过模型缝合得到的模型集可以逼近非线性模型的响应特性。根据倾转旋翼机模糊论域中不同工况状态的线性模型,设计与之匹配的鲁棒控制器,提高系统在工作点处的控制性能,然而两个工作点处控制律的切换,以及工作点之间模型控制律的平滑切换问题是必须考虑的。

本文采用基于分解-合成法则的多模型控制策略,采用将多个模型控制器的输出量进行加权求和的软切换策略,以达到控制律的平滑切换。采用的多模型控制结构如图10所示。参考输入与模型输出的误差作为控制器的输入量,根据模型的输出进行控制器加权函数的选择,从而确定每个控制器输出的权重,实现控制律的软切换,完成系统的平滑控制。

根据回路成形设计方法分别设计倾转旋翼机不同工况环境下配平工作点处的控制律,根据参考输入与缝合模型的输出误差进行控制量加权。图11为倾转旋翼机全包线飞行时机身的俯仰角与速度响应特性,被控对象根据前飞速度进行缝合,前飞速度 $0 \sim 14 \text{ m/s}$ 为直升机飞行模式,在该飞行模式俯仰角随着前飞速度的增加逐渐低头,而后进入过渡飞行模式,短舱开始倾转,前飞速度逐渐增大,此

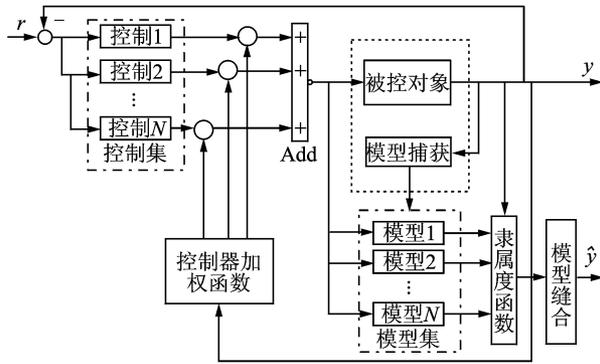


图10 多模型控制系统结构

时飞机先逐渐抬头并保持在 0.6° 左右完成倾转模式飞行,最后当短舱倾角达到 90° 后,进入飞机模式。仿真的参考姿态角与垂向速度是根据提取非线性模型的配平工作点处的线性模型得到的,根据前飞速度作为模型缝合的论域,进行模型的缝合以及控制律的平滑切换,可以看出多模型系统的输出跟踪曲线平滑,与参考输入基本一致,说明系统能快速地跟踪上指令信号。

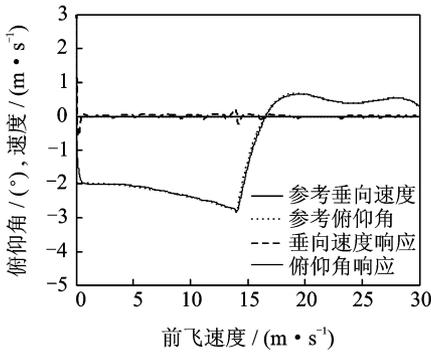


图11 全包线飞行姿态与速度响应

4 结 论

本文以倾转旋翼机作为研究对象,建立非线性飞行动力学模型,引入模型缝合思想获得多模型控制的模型集,结合回路成形鲁棒控制设计方法分别设计对应工作点处的控制律,根据控制量加权进行控制律的软切换策略,通过计算与仿真得到以下结论:

(1) 倾转旋翼机是强操纵耦合、高阶非线性系统,通过引入模型缝合的思想,采用模型缝合技术,根据已知平衡工作点的线性模型拟合非线性模型

的飞行状态与被控对象的操纵响应特性。

(2) 根据得到的缝合模型,进行垂向、横向、纵向以及航向通道的 H_∞ 回路成形控制律设计,并实现了控制律的平滑切换,全包线飞行仿真获得了良好的解耦效果和跟踪性能。

参考文献:

- [1] Rozovski D, Thaden T V. Control reversal mitigation and situational awareness improvement for tiltrotor aircraft pilots via re-design of the thrust/power control interface[R]. HFD-08-02,2008.
- [2] Wayne J, Yamauchi Gloria K, Watts Michael E. NASA heavy lift rotorcraft systems investigation [R]. NASA TP-2005-213467,2005.
- [3] Kim B, Choi K. Trajectory tracking controller design using neural networks for tiltrotor UAV[R]. AIAA 2007-6460,2007.
- [4] Kang Y, Park B, Yoo C, et al. Control law modification according to flight test of small scaled tilt rotor UAV[R]. AIAA-2008-6334, 2008.
- [5] Raptis L A, Valavanis K P. Linear and nonlinear control of small-scale unmanned helicopters [M]. New York: Springer-Verlag,2010.
- [6] Eric B C, Zhao Yiyuan, Robert T N C. Optimal tiltrotor runway operations In one engine inoperative [R]. AIAA 1999-36586, 1999.
- [7] Kristi M K. Stability and control modeling of tiltrotor aircraft [D]. Maryland: College Park, University of Maryland, 2007.
- [8] 曾光奇,胡均安,王东,等. 模糊控制理论与工程应用 [M]. 武汉:华中科技大学出版社,2006:67-70.
- [9] Zhou Kemin, Doyle J C, Glover K. Robust and optimal control[M]. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1996.
- [10] Glover K, McFarlane D C. Robust stabilization of normalized coprime factor plant descriptions with H_∞ bounded uncertainty[J]. IEEE Transactions on Automatic Control,1989;34(8):821-830.
- [11] Kaitwanidvilai S, Parnichkun M. Design of structured controller satisfying H infinite loop shaping using evolutionary optimization: application to a pneumatic robot arm [J]. Engineering Letters, 2008,16(2):193-201.