

倾转旋翼机舵面故障后动态倾转过渡优化



陈金鹤,陈立霞,黄水林

中国直升机设计研究所 直升机动力学全国重点实验室, 天津 300300

摘要:倾转旋翼机操纵面故障后的安全高效应急操纵是避免飞行事故的重要环节。本文计算分析了倾转旋翼机遭遇不同作动器故障后倾转过渡的飞行轨迹和操纵优化。首先将倾转旋翼机不同舵面故障后的安全过渡倾转问题转换为最优控制问题,然后采用混合多重打靶法将最优控制问题离散为非线性规划问题,并进行数值求解。以XV-15为研究对象,面向基于最优控制模型的倾转过渡过程进行验证,随后注入舵面损伤、卡滞故障,计算并分析故障后的最优安全倾转过程和操纵策略。结果表明,当升降舵出现舵效损失时,飞行员需要增大纵向杆量输出,可完成动态倾转过渡,但随着损失增大,倾转过渡的操纵复杂度会提升;升降舵出现卡滞后,调节飞行速度,改变了倾转过渡路径,可完成正向倾转过渡。

关键词:故障; 倾转旋翼机; 最优控制; 倾转过渡

中图分类号:V212

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.09.003

倾转旋翼机具有三种飞行模式:直升机模式下低速性能良好,固定翼模式下飞行速度可超过550km/h,过渡模式可实现平滑地在直升机模式和飞机模式间的转换;且其具有飞行噪声低、飞行包线宽的优势。但倾转旋翼机由于构造复杂,也存在一定的技术问题,尤其是在倾转过渡变体、变速过程中的稳定性和操纵性变化显著,同时在飞行过程中可能遇到各种可预见与不可预见故障,则会导致飞行员应急操纵不当,很可能造成飞行事故,因此研究倾转旋翼机舵面故障后的应急操纵和飞行轨迹,对制定应急操纵程序和提升飞行安全具有重要意义。

操纵面故障(失效、卡滞、松浮)是引起飞行事故的主要原因之一。故障的出现将改变倾转旋翼机的飞行动力学特性,缩小飞行包线。针对倾转旋翼机舵面失效后的飞行轨迹和操纵,国内外集中于容错控制的理论研究^[1-5],当飞行器在飞行过程中发生故障或者意外损伤时,重构飞行控制,通过实时调整控制器参数或改变控制器结构,维持正常的飞行。倾转旋翼机的操纵冗余是其可重构的基础,故障的多样性^[6-7]导致容错控制存在局限性,且飞行控制律的重构同样面临最终的飞行轨迹和操纵受指令的影响,难以兼容飞机状态、飞行环境等一系列限制条件下的择优性。

为确保故障后的飞行安全,重新规划安全飞行轨迹和提供相应的操纵参考,采用数值优化方式则是一种降低飞行试验成本和风险的重要手段。基于数值优化方法的常规直升机故障研究^[8-9],将发动机失效和尾桨卡滞/失效后的安全着陆问题转换为轨迹优化问题,采用数值优化算法进行求解。倾转旋翼机故障后的研究同样集中于发动机失效后的低速回避区、最优化轨迹和操纵^[10-14],其中Carlson^[10-12]面向倾转旋翼机发动机失效后的飞行轨迹和操纵优化问题进行了研究,主要采用纵向操纵、旋翼拉力、短舱倾角等变量,建立纵向二维刚体动力学模型,并结合安全着陆适航要求,对倾转旋翼机低速回避区进行了研究。严旭飞^[13]引入XV-15混合操纵模型,建立倾转旋翼机增广纵向二维飞行动力学模型,着重研究了短距起飞单发失效着陆的最优化轨迹。

面向倾转旋翼机舵面失效、卡滞、松浮等故障状态后的飞行轨迹和操纵优化的研究相对较少。本文考虑倾转过渡过程中的重心、惯量变化,以倾转旋翼机纵向飞行动力学模型为基础,通过对倾转过渡过程进行解析,构建倾转旋翼机动态倾转过渡和故障状态的最优控制模型;采用混合多重打靶法进行离散化处理形成非线性规划问题,并基于序列二次规划算法进行求解。最后,以XV-15倾转旋翼机为研

收稿日期: 2023-05-17; 退修日期: 2023-07-19; 录用日期: 2023-08-11

引用格式: Chen Jinhe, Chen Lixia, Huang Shuilin. Optimal dynamic transition of tiltrotor aircraft after elevator faults[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(09): 24-30. 陈金鹤, 陈立霞, 黄水林. 倾转旋翼机舵面故障后动态倾转过渡优化[J]. 航空科学技术, 2023, 34(09): 24-30.

究对象,开展倾转过渡过程的仿真验证,并进行故障注入后的飞行轨迹和操纵优化研究。

1 倾转旋翼机基础模型

针对XV-15倾转旋翼机的正向倾转过渡过程中,出现执行机构的松浮和卡滞等故障状态后的最优安全飞行策略进行研究。根据倾转旋翼机的纵向对称特性,以及不考虑横向运动,可认为倾转过渡过程中倾转旋翼机的飞行及操纵都应当在纵向平面内^[14]。倾转旋翼机飞行动力学模型中旋翼气动力的计算采用叶素理论、均匀入流模型、准定常一阶挥舞运动;考虑旋翼尾迹对机翼的干扰,将机翼划分为滑流区和自由流区,自由流区的机翼气动模型和常规飞机机翼类似,滑流区的机翼气动力模型需要考虑旋翼尾流在机翼处的干扰速度和滑流区的面积;不考虑旋翼尾迹、机体对尾翼的气动干扰。各部件的气动力和力矩系数均来自XV-15的吹风数据^[15,16]。

$$\begin{aligned} \theta_0 &= \frac{\partial \theta_0}{\partial \delta_{\text{col}}} \delta_{\text{col}} + \theta_{0L} + \theta_{0G} \\ \theta_s &= \delta_{\text{lon}} \theta_{\text{smax}} \sin i_N + \delta_{B1} (1 - \sin i_N) \\ \theta_e &= \theta_{\text{emax}} \delta_{\text{lon}} \\ i_N &= \delta_{\text{IN}} \end{aligned} \quad (1)$$

式中, θ_0 为左、右旋翼桨根总距, θ_s 为纵向周期变距, θ_e 为升降舵偏转角, δ_{col} 为总距杆量, δ_{lon} 为纵向杆, δ_{IN} 为短舱倾转角, $\partial \theta_0 / \partial \delta_{\text{col}}$ 为总距系数, θ_{0G} 为总距管理器补偿量, 旋翼总距补偿角 θ_{0L} 与 δ_N 相关, θ_{smax} 为最大纵向周期变距, δ_{B1} 为补偿量, θ_{emax} 为升降舵最大偏转量^[14]。

采用操纵量的一阶导数作为控制变量,避免数值优化计算过程中出现“bang-bang”现象。倾转旋翼机飞行动力学方程如下

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}, t) \quad (2)$$

式中, $\mathbf{y} = [u, w, q, \theta, x, h, \delta_{\text{col}}, \delta_{\text{lon}}, \delta_{\text{IN}}]$ 为状态变量, 其中, u 为纵向速度, w 为垂向速度, q 为机体俯仰角速率, θ 为机体俯仰角, x 为纵向位移, h 为飞行高度, $\dot{\delta}_{\text{col}}$ 为总距杆操纵速率, $\dot{\delta}_{\text{lon}}$ 为纵向杆操纵速率, $\dot{\delta}_{\text{IN}}$ 为短舱倾转角速率。 $\mathbf{u} = [\dot{\delta}_{\text{col}}, \dot{\delta}_{\text{lon}}, \dot{\delta}_{\text{IN}}]$ 为控制变量; t 为时间; 倾转旋翼机的重心随着发动机短舱的倾转在飞行器纵向平面内移动, 发动机短舱的重心位置不在旋翼轴上, 采用以下方程进行计算

$$\begin{aligned} \text{SL}_{\text{CG}} &= \text{SL}_{\text{CG}|i_N=90} + \left(\frac{W_p}{\text{GW}} \right) [(\text{WL}_{\text{sp}} - \text{WL}_p) \sin \beta_M + \\ &\quad (\text{SL}_{\text{sp}} - \text{SL}_p)(1 - \cos \beta_M)] \\ \text{WL}_{\text{CG}} &= \text{WL}_{\text{CG}|i_N=90} + \left(\frac{W_p}{\text{GW}} \right) [(\text{WL}_{\text{sp}} - \text{WL}_p)(1 - \cos \beta_M) + \\ &\quad (\text{SL}_{\text{sp}} - \text{SL}_p) \sin \beta_M] \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $\beta_M = \pi/2 - i_N$, i_N 为短舱倾角; $\text{SL}_{\text{CG}|i_N=90}$, $\text{WL}_{\text{CG}|i_N=90}$ 为倾转旋翼机直升机模式的重心纵向、垂向位置; W_p 和 GW 分别为两个发动机短舱的总质量和飞行器总质量; SL_{sp} , WL_{sp} , SL_p , WL_p 分别为发动机短舱中心和短舱支点的纵向、垂向位置。

倾转飞行过程中, 倾转旋翼飞行器的纵向转动惯量同样会随着发动机短舱的倾转而变化, 可用式(4)进行计算

$$I_{YY} = I_{YY}|_{i_N=90} - K_{I2} \beta_M \quad (4)$$

式中, $I_{YY}|_{i_N=90}$ 为直升机模式下倾转旋翼飞行器的惯性矩; K_{I2} 为常数^[16]。

2 动态倾转过渡及故障模型

倾转旋翼机在升降舵、旋翼执行机构出现故障后, 仍然存在一定的可操纵性, 如倾转旋翼纵向平面内的操纵存在冗余, 即升降舵和纵向周期变距间存在一定的替代性, 这类操纵冗余是倾转旋翼机在发生执行机构故障后, 可以安全飞行的基础。

倾转旋翼机的最优动态倾转过渡问题可转化为一种时间连续的非线性动态最优控制问题。在遭遇升降舵、旋翼执行机构等故障后, 从一类满足可操纵性和安全性的操纵策略中找到一种可以使直升机由初始状态倾转过渡到指定目标状态的操纵策略, 并使性能指标达到最优。最优控制问题一般由性能指标、动态方程、边界条件和路径约束组成。

(1) 性能指标

倾转旋翼机在动态倾转过渡过程中, 由于短舱倾转, 旋翼垂向力和机翼升力变化, 导致俯仰姿态有较大变化, 则需要飞行员采用适当的操纵来稳定姿态控制, 还需考虑整个动态倾转过渡的时间, 故性能指标如下

$$\min J = w_t t_f + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} (w_c u + w_q q + w_\theta \theta) dt \quad (5)$$

式中, J 为目标变量; t_0 为初始时刻; t_f 为末端优化时刻; w_t 为末端时间加权系数; w_c 为操纵量加权系数矩阵; w_q 为俯仰角速率加权系数; w_θ 为俯仰角加权系数。

(2) 状态方程

采用上述倾转旋翼机飞行动力学方程(2)。

(3) 边界条件

倾转旋翼机直升机模式稳定飞行状态为初始边界条件; 飞行末端边界条件设定为倾转角度以及前飞速度, 即

$$\begin{aligned} i_N(t_f) &= i_{\text{int}} \\ \mathbf{u}(t_f) &= \mathbf{0} \\ \dot{\mathbf{x}}(t_f) &= \dot{\mathbf{x}}_t \end{aligned} \quad (6)$$

式中, i_{int} 为目标短舱倾转角度; $\dot{\mathbf{x}}_t$ 为目标前飞速度。

(4) 路径约束

由于倾转旋翼机受操纵系统限制,需要对操纵速率、操纵杆量等进行限制;操纵杆量的范围不变。

$$\begin{aligned} -0.1/s &\leq \dot{\delta}_{\text{col}} \leq 0.1/s \\ -0.1/s &\leq \dot{\delta}_{\text{lon}} \leq 0.1/s \\ -6.5(^{\circ})/s &\leq \dot{\delta}_N \leq 6.5(^{\circ})/s \\ 0 &\leq \delta_{\text{col}} \leq 1 \\ 0 &\leq \delta_{\text{lon}} \leq 1 \\ 0^{\circ} &\leq \delta_N \leq 90^{\circ} \end{aligned} \quad (7)$$

倾转过渡过程中机体姿态不宜过大,对机体俯仰姿态角 θ 和角速率 q 进行限制。

$$\begin{aligned} -20^{\circ} &\leq \theta \leq 20^{\circ} \\ -20(^{\circ})/s &\leq q \leq 20(^{\circ})/s \\ h_{\min} &\leq h \leq h_{\max} \end{aligned} \quad (8)$$

式中, h_{\min}, h_{\max} 为飞行高度的上下限。

旋翼可用功率的限制是最基本和最重要的限制要素,则过渡过程中的功率约束为

$$P_r \leq P_{\max} \quad (9)$$

式中, P_{\max} 为倾转旋翼发动机输出的额定功率。

2.1 故障模型

飞行器控制系统的故障可分为传感器故障、作动器故障、系统状态故障和模型偏差故障,这里主要讨论作动器常见故障,包括操纵面卡死和操纵面损伤。

(1) 操纵面卡死故障

此故障可描述为

$$u_{\text{out}}(t) = a \quad (10)$$

式中, a 为常数,且 $u_{\min} \leq a \leq u_{\max}$, u_{out} 为故障操纵面; u_{\min} 和 u_{\max} 为操纵面的限制范围,操纵面卡死故障表现为操纵面位置始终固定于操纵面输出限制范围内的某一固定位置。

(2) 操纵面损伤故障

此故障可描述为

$$u_{\text{out}}(t) = \beta u(t) \quad (11)$$

式中, β 为操纵面损伤系数,且 $0 \leq \beta \leq 1$,操纵面损伤故障表现为故障操纵面的操纵效率下降为原来的 β 倍。

2.2 数值解法

进行数值优化计算过程中,由于状态变量和控制变量的量纲、数值之间差别较大,会导致数值求解困难。因此对最优控制模型进行量纲一缩放化处理,其中状态方程(2)可写成如下形式

$$\tilde{y}' = \tilde{f}(\tilde{y}, \tilde{u}, \tilde{t}) \quad (12)$$

其中

$$\begin{aligned} \tilde{t} &= S^t t \\ \tilde{y} &= S^y y \\ \tilde{u} &= S^u u \\ \tilde{y}' &= (S^t)^{-1} S^y \dot{y} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\tilde{f}(\tilde{y}, \tilde{u}, \tilde{t}) = \frac{S^y}{S^t} f((S^y)^{-1} \tilde{y}, (S^u)^{-1} \tilde{u}, (S^t)^{-1} t)$$

式中, \tilde{t} 为量纲一时间, \tilde{y} 为量纲一状态变量, \tilde{u} 为量纲一控制变量; S^t 为时间量纲一缩放系数; S^y 为状态缩放系数矩阵; S^u 为控制缩放系数矩阵。

混合单一多重打靶法是一种联合直接多重打靶和单一打靶法用于处理高阶非线性动力学模型的较为实用的方法,如图1所示。复杂度较高的直升机飞行动力学模型是较难用于非线性轨迹优化研究的,这是由于难以做到兼顾计算效率和计算精度两个方面,尤其是需要处理复杂的非线性非定常的旋翼模型。在最优化离散过程中,需要划分极小的积分步长用于处理高频变化的状态量以满足计算精度要求。旋翼状态量 x_R 的变化相对机体状态量变化要迅速得多;且在状态量发生细小的改变时,旋翼上的力和力矩的剧烈变化,针对旋翼状态量,难以给出较为合理精细的限制约束。

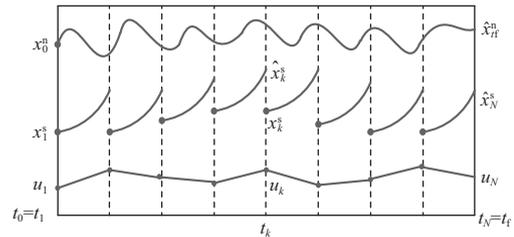


图1 混合打靶法

Fig.1 Hybrid shooting method

应用单一打靶法来处理桨叶挥舞运动和旋翼入流状态量,关注旋翼初始状态和末端的状态量,用于限制旋翼的运动,在飞行过程中的变化过程不参与优化计算;应用多重打靶法处理旋翼状态量的难点在于计算量过大且较难匹配约束条件,但可用于处理机体状态量 x_F 和飞行员操纵杆量 x_u 。可将上述主控方程的状态量重新分块表示为

$$y = \begin{bmatrix} x^s \\ x^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_F + x_u \\ x_R \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中, x^s 为低频变化量; x^n 高频变化量。

将最优控制模型中的时间 t 平均分成 $N-1$ 段,形成 N 个离散时间节点 $t_0 = t_1 < t_2 < \dots < t_k < \dots < t_N = t_f$,每一时间段为一个打靶区间,其中第 k 段打靶区间为 $t^i = [t_k, t_{k+1}]$ 。则形成非线性规划模型

$$X = [t_f, (x^s, u)_1, \dots, (x^s, u)_k, \dots, (x^s, u)_N] \quad (15)$$

因此在任一打靶区间 Ω^k 的残差方程为

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k+1}^s - \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^s &= 0 \\ \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^s \\ \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^n \end{bmatrix} &= \hat{\mathbf{y}}_{k+1} = \mathbf{y}_k + \int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}, t) dt \end{aligned} \quad (16)$$

采用同样的方式计算性能指标函数(5)、边界约束和路径约束等,即可构建非线性规划模型

$$\begin{aligned} \min J &= \varphi(\mathbf{x}_0, t_0, \mathbf{x}_N, t_f) + \sum_{k=1}^{N-1} \int_{t_k}^{t_{k+1}} L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \\ \text{s.t. } f_c(\mathbf{X}) &= 0 \\ f_i(\mathbf{X}) &\leq 0 \end{aligned} \quad (17)$$

将非线性最控制问题转化为非线性规划模型后,应用稀疏系列二次规划算法求解即可得到最优解 \mathbf{X}^* , 序列二次规划算法计算效率高、收敛快,适用于计算大规模非线性最优化问题。

3 动态倾转舵面故障数值仿真

3.1 动态倾转过渡验证

利用本文建立的倾转过渡最优控制模型计算正向动态倾转过渡过程,并与参考文献[16]中的人在回路的仿真数据进行对比,以验证本文建立的倾转旋翼机动态倾转过渡过程最优控制模型的可靠性。参考文献[17]中的人在回路的倾转旋翼机动态倾转过渡过程,飞行员采用爬升过程中进行短舱倾转,以确保飞行安全性,其倾转过渡的初始条件为:速度为32m/s,高度为88m,航迹角为7°。此时为直升机模式稳定飞行状态。飞行员自行决策倾转过渡的初始条件和时间,动态倾转过渡过程完全由飞行员进行决策调整。完成正向倾转后的速度保持在65m/s。进行最优化计算时采用与人在回路仿真的一致条件。另外,仿真试验中的短舱倾角由飞行员根据当前飞行状态进行触发,存在随机性,上述基本约束条件难以准确描述短舱倾转时间点,因此添加以下约束条件

$$\begin{aligned} \int_{t_0}^{t_1} (\delta_{IN} - \pi/2)^2 dt &= 0, \quad 5s \leq t_1 \leq 8s \\ \int_{t_2}^{t_f} \delta_{IN}^2 dt &= 0, \quad 10s \leq t_1 \leq 25s, \quad t_f - t_0 \geq 3s \end{aligned} \quad (18)$$

式中, t_1, t_2 为分段优化时间节点。

图2给出了本文建立的倾转旋翼机动态倾转过渡最优轨迹与参考文献中的倾转动态过程的对比,其中飞行状态基本一致,由于仿真模型存在一定差异,纵向杆量匹配性相对较差,这是由于本文动力学模型与参考文献[17]中的人在回路仿真的模型存在差异,主要在于本文旋翼对机翼干扰模型相对简单,无法精细化反映出旋翼尾迹在机翼上的偏移影响,并未考虑不同旋翼倾角和前飞行速度下对旋翼/机身/机翼/平尾的上洗和下洗的影响,同时本文并未将控制

增稳系统(SCAS)纳入模型,以上导致了纵向杆量有一定差异。但本文的杆量基本反映出了倾转过渡过程中纵向操纵规律。本文基于最优控制理论建立的倾转旋翼机动态倾转过渡基本能够满足动态倾转过渡研究与分析。

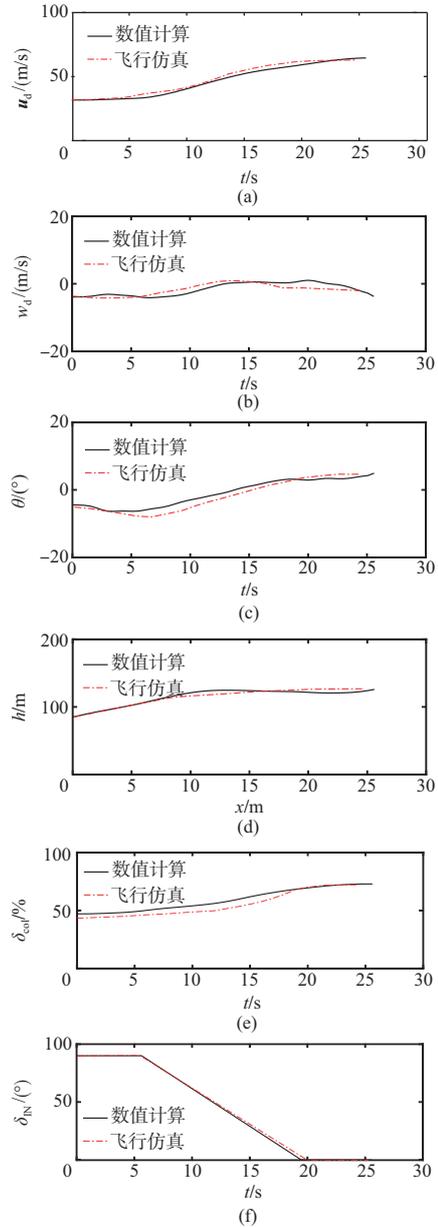


图2 倾转旋翼机动态倾转过渡对比验证

Fig.2 Dynamic transition verification of tilt-rotor aircraft

3.2 升降舵损伤故障状态分析

倾转旋翼机在故障发生后具备可操纵性是飞行轨迹优化的基础。在上述前向动态倾转过程中注入升降舵损伤、卡滞故障,进行倾转动态倾转过渡可行性分析,图3给出了升降舵损伤结果。

图3中,针对倾转旋翼机升降舵注入舵面损伤故障,在

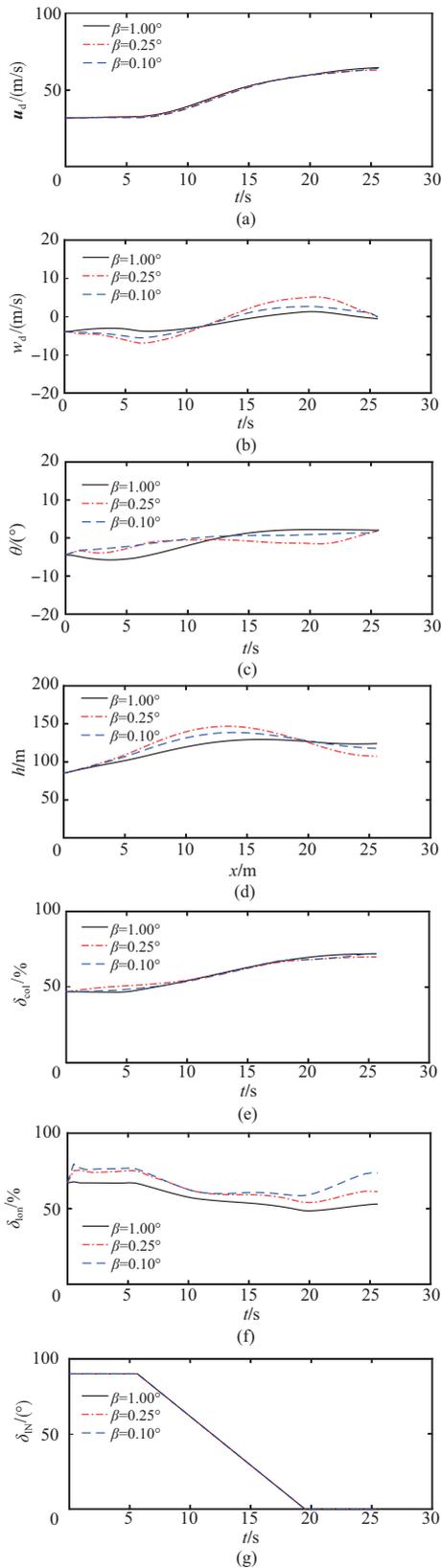


图3 升降舵损伤故障后的倾转过渡过程

Fig.3 History of transition after elevator damage fault

注入升降舵损伤故障后,倾转旋翼机基本能够完成相应的倾转过渡过程,倾转过渡过程基本无较大影响。其中建立的动态倾转过渡最优模型,其目标函数中包含最少完成时间,以及方程(18)中限制了倾转过渡触发最小时刻,因此倾转角度变化过程基本无变化;升降舵的舵效损失会影响升降舵的实际偏转量,倾转旋翼机纵向通道的总操纵功效为

$$\Delta M_{\delta_{\text{lon}}} = \Delta M_{\theta_s} + \Delta M_{\theta_{\text{cle}}} \quad (19)$$

式中, $\Delta M_{\delta_{\text{lon}}}$ 为纵向通道总操纵功效; ΔM_{θ_s} 为旋翼纵向周期变距形成的操纵功效; $\Delta M_{\theta_{\text{cle}}}$ 为升降舵形成的操纵功效。

其中直升机模式阶段(短舱倾角为 90°),以旋翼的纵向周期变距和升降舵共同操纵,因此在该阶段升降舵舵效出现损失时,则飞行员采取增加杆量以应对该升降舵操纵的损失的飞行策略;直升机模式拉升总距杆量和增加纵向杆量输出,以使倾转旋翼机在直升机模式下获取更大的爬升率,并保持倾转旋翼机在倾转过渡末端的飞行高度。

随着短舱倾转,按照上述混合操纵模型,旋翼纵向周期变距的操纵功效逐渐减小,纵向操纵逐渐过渡至升降舵,因此纵向杆量的需求在倾转初始阶段基本一致,随着短舱倾角接近 0° ,升降舵为唯一操纵面,但同时面临升降舵舵效不同损失程度,导致飞行员采取增加纵向杆量的策略,其中损失系数越小,则需要的纵向杆量越多,这是由于倾转旋翼机达到 65m/s 稳定前飞速度所需升降舵的实际舵偏总是一致的。

3.3 升降舵卡滞故障状态分析

图4给出了升降舵卡滞后的倾转旋翼机动态倾转过渡过程,在注入升降舵卡滞故障后,基本采用更大的推杆操纵,以旋翼纵向周期变距操纵为主,当旋翼倾转至固定翼模式后,旋翼纵向周期变距失效,同时随着升降舵卡滞角度逐渐增加,平尾形成的低头力矩逐渐增加,此时飞行员通过提升总距油门杆量,提高前飞速度,抑制倾转旋翼机的低头过程。随着升降舵偏角卡滞量的增大,总距油门量增加,导致前飞速度迅速增加,加速了倾转过渡过程。

4 结论

本文针对倾转旋翼机动态倾转过渡过程中的舵面故障问题,基于最优控制理论建立分析模型,并进行数值仿真,得出舵面故障后的最优飞行轨迹和操纵,结论如下:

- (1) 建立的舵面故障分析模型,可快速分析计算倾转旋翼机舵面故障后的最优化飞行轨迹和操纵,可用于飞行员应急操纵参考。
- (2) 升降舵出现舵效损失时,固定翼模式低速模式下

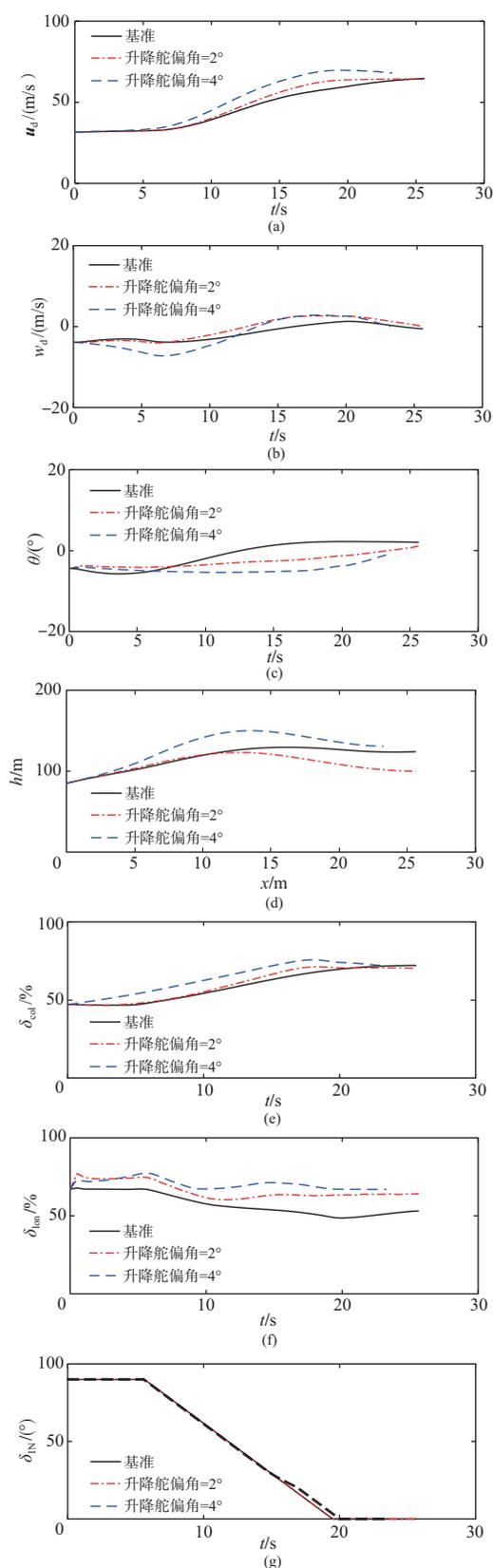


图4 升降舵卡滞后的倾转过渡

Fig.4 History of transition with elevator getting stuck

存在可操纵能力,此时飞行员需要增大纵向杆量输出;升降舵出现卡滞后,此时倾转旋翼机虽然存在一定的动态倾转过渡能力,但由于固定模式下,倾转旋翼机的纵向操纵能力丧失,无法实现固定翼模式下的较大速度飞行。

(3) 升降舵出现舵效损失或卡滞时,倾转旋翼机虽然存在一定的操纵空间,当采取直升机模式飞行,以旋翼纵向周期变距操纵为主。

AST

参考文献

- [1] Napolitano M R, Swaim R L. Redesign of the feedback structure following a battle damage and a failure on a control surface by eigen structure assignment[J]. AIAA Guidance, Navigation and Conference,1991, 1:247-254.
- [2] Narendra K S, Balakrishnan J. Improving transient response of adaptive control systems using multiple models and switching[J]. IEEE Transactions on Automation Control,1994, 39:1861-1966.
- [3] Dong H S, Youdan K. Reconfigurable flight control system design using adaptive neural networks[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2004, 12(1): 87-100.
- [4] 邹阳. 倾转旋翼机容错飞行控制律设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
Zou Yang. Fault tolerant flight control law design of tilt rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2016. (in Chinese)
- [5] 金楠,王嵩. 基于子控制器最优组合的 Youla 参数化容错控制器设计[J]. 航空科学技术,2022,33(5):97-102.
Jin Nan, Wang Song. Youla parameterized fault-tolerant controller design based on optimal combination of sub-controllers[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33 (5):97-102. (in Chinese)
- [6] 梁贵德,祝琨,李青松. 一起发动机空中停车原因分析[C]. 第三十四届全国直升机年会, 2018.
Liang Guide, Zhu Kun, Li Qingsong. Analysis of the cause of engine parking the air[C].34th Chinese Helicopter Forum,2018. (in Chinese)
- [7] 常卫兵,李毅,杨威. 一起直升机空中尾桨失效原因分析[C]. 第三十三届全国直升机年会, 2017.
Chang WeiBing, Li Yi, Yang Wei. Analysis of helicopter tail rotors loss reasons[C].33th Chinese Helicopter Forum,2017.(in Chinese)
- [8] 孟万里,陈仁良,直升机单发失效后自转着陆轨迹优化[J]. 航

- 空学报, 2011, 32(9): 1599-1607.
- Meng Wanli, Chen Renliang. Trajectory optimization of helicopter autorotation landing after one engine failure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(9): 1599-1607. (in Chinese)
- [9] 严旭飞, 陈仁良, 辛冀. 直升机不同尾桨距卡滞后的着陆轨迹和操纵优化[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(6): 1138-1147.
- Yan Xufei, Chen Renliang, Xin Ji. Helicopter landing trajectory optimization after tail rotor control failure in different collective pitch[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(6): 1138-1147. (in Chinese)
- [10] Carlson E B. Optimal tilt rotor aircraft operations during power failure[D]. Minnesota: University of Minnesota, 1999.
- [11] Carlson E B, Zhao Yiyuan. Optimal short takeoff of tilt rotor aircraft in one engine failure[J]. Journal of Aircraft, 2012, 29(2): 280-289.
- [12] Carlson E B, Zhao Yiyuan. Prediction of tilt rotor height-velocity diagrams using optimal control theory[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 896-905.
- [13] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机短距起飞单发失效着陆的轨迹优化[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 38-44.
- Yan Xufei, Chen Renliang. Trajectory optimization of tilt rotor aircraft landing in the short takeoff after one engine failure[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 38-44. (in Chinese)
- [14] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 54-64.
- Yan Xufei, Chen Renliang. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 54-64. (in Chinese)
- [15] 陈金鹤, 汪正中, 马玉杰. 倾转旋翼机低速回避区研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2184-2192.
- Chen Jinhe, Wang Zhengzhong, Ma Yujie. Research on low-speed avoidance zone of tilt rotor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2184-2192. (in Chinese)
- [16] Ferguson S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt rotor aircraft [R]. NASA CR166536, 1988.
- [17] Roger L M, Roderick W. Handling qualities evaluation of the XV-15 tilt rotor aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1975, 20(2): 23-33.

Optimal Dynamic Transition of Tiltrotor Aircraft After Elevator Faults

Chen Jinhe, Chen Lixia, Huang Shuilin

National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, China Helicopter Research and Development Institute, Tianjin 300300, China

Abstract: Safe and efficient emergency handling after the control surface failure of tiltrotor aircraft is an important link to avoid flight failure. In this paper, the flight trajectory and control optimization of tiltrotor aircraft after encountering different actuator failures are calculated and analyzed. Firstly, the safe transition tilting problem of tiltrotor aircraft after different control surface failures is transformed into an optimal control problem, and then the optimal control problem is discretized into a nonlinear programming problem by using mixed multiple shooting method, and solved numerically. Taking XV-15 as the research object, the tilting transition process based on the optimal control model is verified, and then the rudder surface damage and sticking fault are injected, and the optimal safe tilting process and control strategy after the fault are calculated and analyzed. The results show that when the elevator loses its rudder effect, the pilot needs to increase the longitudinal joysticks to complete the dynamic tilting transition, but with the increase of the loss, the handling complexity of the tilting transition will increase. When the elevator is stuck, the forward transition can be completed by adjusting the flight speed and changing the inclined transition trajectory.

Key Words: faults; tiltrotor aircraft; optimal control; tilting transition