

倾转旋翼机短舱倾转策略对驾驶员 操纵负荷的影响

余 新, 陈仁良

(南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 关注 XV-15 倾转旋翼机从直升机模式到飞机模式转换机动中驾驶员操纵负荷和飞行器运动状态。为得到转换机动过程中的驾驶员操纵和飞行器运动状态, 提出一种综合考虑多影响因素的转换机动研究方法。将转换机动构造成一恰当的非线性最优控制问题, 并将转换耗时、驾驶员操纵负荷、操纵分配、需用功率和飞行姿态构成优化目标。在约束中不仅考虑动力学约束中的轨迹和操纵限制, 还包含倾转走廊和飞行高度方面的安全条件。结合小波分析来评估转换机动最优解中的驾驶员操纵负荷, 并讨论不同短舱倾转策略对驾驶员操纵负荷和飞行器运动状态的影响。结果表明: 为缓解驾驶员操纵负荷和飞行姿态变化, 在转换机动中, 短舱应从悬停开始以低速率倾转, 到达一定速度后调整为正常速度。提出的优化方法可辨识不同短舱倾转策略的优劣。

关 键 词: 倾转旋翼机; 转换机动; 驾驶员操纵负荷; 短舱倾转策略; 倾转路径; 小波分析

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Effect of tiltrotor nacelle tilting strategy on the pilot workload

YU Xin, CHEN Renliang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The pilot workload and vehicle's motion in the conversion maneuver of the tiltrotor XV-15 from helicopter mode to aircraft mode were analyzed. To obtain the pilot workload and the vehicle's motion during conversion maneuver, an investigation method of conversion maneuver was proposed, which considered the realistic conversion maneuver factors comprehensively. The conversion maneuver was formulated as a proper nonlinear optimal control problem. The cost function consisted of several factors including transitional time, pilot workload, the power required, control allocation, and flight attitude. The constraints included not only the trajectory constraints and control limits of the developed augmented dynamics, but also safety conditions of the conversion corridor and flight height. The workload in the solution of conversion maneuver was evaluated by wavelet analysis, and the effect of different nacelle tilting strategies on the workload and aircraft motion was discussed. Based on the results, for the conversion maneuver, it was recommended that, to alleviate the pilot workload and the variation of attitude, the nacelle should tilt much slower in the beginning before reaching a certain forward speed at which the nacelle can tilt at a normal rate. As a result, the presented optimization method could identify the pros and cons between different nacelle tilting strategies successfully.

收稿日期: 2022-04-15

基金项目: 国家自然科学基金(11672128); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 余新(1994—), 男, 博士生, 主要从事旋翼飞行器飞行动力学与控制研究。

引用格式: 余新, 陈仁良. 倾转旋翼机短舱倾转策略对驾驶员操纵负荷的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1889-1900. YU Xin, CHEN Renliang. Effect of tiltrotor nacelle tilting strategy on the pilot workload[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1889-1900.

Keywords: tiltrotor; conversion maneuver; pilot workload; nacelle tilting strategy; conversion trajectory; wavelet analysis

倾转旋翼机的设计继承了直升机和固定翼飞机的优势,可满足高速飞行和垂直起降的需要^[1-2]。倾转旋翼机通过可倾转的短舱实现直升机和飞机模式之间的来回转换。尽管倾转旋翼机兼顾高速飞行和垂直起降的优势,但面临一个具有挑战性的转换机动飞行阶段。

转换机动是倾转旋翼机飞行过程中最苛刻和高危险的机动,伴随着大幅的姿态变化和高的驾驶员操纵负荷^[3-6]。一般而言,有一个安全进行转换的飞行包线,称为倾转走廊^[4]。倾转走廊的低速边界主要通过机翼失速迎角进行限制,而高速边界则受限于旋翼的需用功率。在转换机动过程中,驾驶员不仅需要关注座舱操纵,还需要注意短舱的动态倾转,这明显造成了高的驾驶员操纵负荷^[5-6]。另一方面,转换机动还会面临操纵冗余问题,需要设计操纵分配方案以协调舵面关系^[2,6]。

迄今,转换机动过程中的飞行操纵和短舱倾转策略主要基于驾驶员的主观决策进行调整,这可能不是最佳的^[4,7-9]。为缓解驾驶员操纵负荷并提高飞行安全,可针对转换机动过程中的驾驶员操纵负荷和飞行姿态等进行优化^[6-11]。Righetti 等通过对转换机动进行飞行仿真以寻求较低的驾驶员操纵负荷^[7]。然而,搜索方法依赖于预先制定的倾转路径和特定的短舱倾转策略,导致驾驶员操纵行为可能受限。

严旭飞等将转换机动过程中的驾驶员操纵策略优化问题转化为 nonlinear optimal control problem (NOCP) 来缓解驾驶员操纵负荷^[8-9]。Yeo 等通过研究特定短舱倾转策略对转换机动中飞行姿态和功率等的影响,以寻求较优的倾转路径来改善飞行姿态和功率变化^[11]。然而,以上研究基于特定的短舱倾转策略并忽略了操纵分配的影响^[4]。一方面,周期变距和升降舵的不同协调关系会影响驾驶员操纵负荷和飞行器运动状态^[2,12];另一方面,不同短舱倾转策略可通过短舱倾转速率相对飞行速度的调度进行区分,而不同的短舱倾转速率要求不同程度的驾驶员操纵,并会引起不同幅度的飞行器运动^[6,8,11,13]。

总的来说,现有的转换机动研究方法还不够

全面。因此,一个合适的、尽量考虑转换机动现实影响要素的优化方法是必要的。在构建转换机动优化问题时需综合考虑驾驶员操纵负荷、飞行姿态、转换耗时、操纵分配调度和需用功率。同时,受倾转走廊和飞行高度限制的安全条件也应被考虑为优化约束。

本次研究中,建立了一种考虑驾驶员操纵负荷、飞行姿态、转换耗时、操纵分配调度和需用功率的倾过渡最优控制问题,并通过数值求解得到贴近现实情况的倾转旋翼机转换机动过程中的运动状态与操纵量。基于研究方法,计算并讨论了不同短舱倾转策略对飞行器运动状态的影响,并结合小波分析比较了不同短舱倾转策略下的驾驶员操纵负荷。在文中第 1 节,建立了适用于后续优化的 XV-15 倾转旋翼机飞行动力学模型,并与相关试飞数据进行了对比。在文中第 2 节,设计了适用于不同短舱倾转策略的分阶段约束处理,然后将转换机动优化问题转化为特定的 NOCP,并给出了求解方法。文中第 3 节中,计算并分析转换机动中不同短舱倾转策略对飞行器运动状态和驾驶员操纵负荷的影响,并给出了相应的操纵分配调度、需用功率和倾转路径。

1 飞行动力学模型

鉴于在公开文献中有详细的数据支持,本文以 XV-15 倾转旋翼机为研究对象^[1-2,6-7,11-12]。基于无风假设,具有纵向对称布局的倾转旋翼机的转换机动可视为纵向平面运动。因此,一个纵向的倾转旋翼机飞行动力学模型能够满足转换过程中的飞行轨迹和运动状态等方面的优化分析需求。运动方程描述如下:

$$\begin{cases} \dot{u} = F_x/m - g \sin \theta - qu \\ \dot{w} = F_z/m + g \cos \theta - qw \\ \dot{q} = M_y/I_y \\ \dot{\theta} = q \\ V_x = u \cos \theta + w \sin \theta \\ \dot{h} = u \sin \theta - w \cos \theta \end{cases} \quad (1)$$

其中 u 、 w 为体轴系下的纵向和法向速度; q 、 θ 为俯仰角速率和俯仰角; V_x 、 h 为地轴系下的速度和高度; m 为总质量; I_y 为俯仰惯性矩; g 为重力加速

度; F_x 、 F_z 和 M_y 为体轴系下全机各部件产生的合力和合力矩。

倾转旋翼机的旋翼系统是复杂的非线性系统, 采用经典的旋翼动力学可满足优化与分析需要^[2,14]。即: 旋翼的气动载荷可根据叶素理论^[15]、桨尖轨迹平面动力学^[16]以及三维动态入流模型^[17]进行计算。而对于其他部件的气动载荷, 包括机翼短舱、机身、平尾和垂尾, 则通过多维风洞数据插值的形式建立, 这部分气动力及力矩以状态量和操纵量的方式表示成如下:

$$\begin{cases} F_x = f(u, w, q, h, \delta_{lon}, \beta_n, \delta_f) \\ F_z = f(u, w, q, h, \delta_{lon}, \beta_n, \delta_f) \\ M_y = f(u, w, q, h, \delta_{lon}, \beta_n, \delta_f) \end{cases} \quad (2)$$

其中 δ_{lon} 为纵向杆量; β_n 为短舱角; δ_f 为襟/副翼配置。

在低速飞行中, 旋翼会在机翼上表面产生复杂旋翼尾迹和机翼间的气动干扰^[18]。机翼的气动载荷可通过简化的气动干扰模型进行计算^[2], 也就是将机翼划分为自由流区和滑流区进行考虑, 即

$$\begin{cases} S_{wss} = S_{ss,max} [\sin(1.386\beta_n) + \cos(3.114\beta_n)] \frac{u_{max} - u_a}{u_{max}} \\ S_{wfs} = S_w - S_{wss} \end{cases} \quad (3)$$

其中 S_{wfs} 为自由流区机翼面积; S_{wss} 为滑流区机翼面积; S_w 为机翼面积; $S_{ss,max} = 2\eta_{ss}Rc$, η_{ss} 为干扰因子, R 为旋翼半径, c 为机翼平均气动弦长; u_{max} 为干扰消失时的临界前飞速度; u_a 为包含旋翼诱导速度发展的机翼气动中心处气流速度。

除了上述提及的状态量, 其他包括前向加速度、旋翼需用功率以及机翼失速迎角需要建立以满足走廊安全限制。这部分为

$$\begin{cases} \dot{V}_x = \dot{u} \cos \theta + \dot{w} \sin \theta - q(u \sin \theta - w \cos \theta) \\ P_r = 2\rho(\pi R^2)(\Omega R)^3 C_p \\ \alpha_w = \alpha_{in} + \theta \end{cases} \quad (4)$$

其中 $\dot{V}_x$ 为地轴系前向加速度; P_r 为总的旋翼需用功率; C_p 为旋翼需用功率系数; ρ 为大气密度; α_w 为机翼迎角; α_{in} 为机翼安装角; Ω 为旋翼转速。

转换过程中存在不可避免的操纵冗余关系, 也就是周期变距与升降舵间的操纵协调问题^[2,12]。为解决该问题, 混合操纵模型中, 采用逐步淘汰纵向周期变距的操纵分配调度来实现转换机动过程中的舵面分配。在大多数文献中, 该操纵分配

调度被假设为关于短舱角的三角函数调度^[12], 这可能不是最佳的方案。因此, k_s 被设定为额外的优化变量以改进混合操纵分配调度。改进的混合操纵模型如下:

$$\begin{cases} \theta_s = k_s \delta_{lon} + 1.5 [1 - \sin(\beta_n/57.3)] \\ \theta_e = (\theta_{e,max}/\delta_{lon,max}) \delta_{lon} \end{cases} \quad (5)$$

其中 θ_s 为周期变距; k_s 为周期变距操纵权限; θ_e 升降舵偏转角; $\theta_{e,max}$ 最大的升降舵偏转角; $\delta_{lon,max}$ 纵向杆量行程限制。

倾转旋翼机的纵向运动可通过四个控制变量进行判定, 也就是桨根总距(下文简称为总距) θ_0 、纵向杆量 δ_{lon} 、 $\dot{\beta}_n$ 短舱角速率以及额外的优化变量 k_s 。为避免操纵量出现不连续的跳跃, 并缓解控制速率变化^[19], 将该四个控制变量的时间导数视为优化控制变量:

$$\begin{cases} u_c = \dot{\theta}_0 \\ u_s = \dot{\delta}_{lon} \\ u_n = \dot{\beta}_n \\ u_k = \dot{k}_s \end{cases} \quad (6)$$

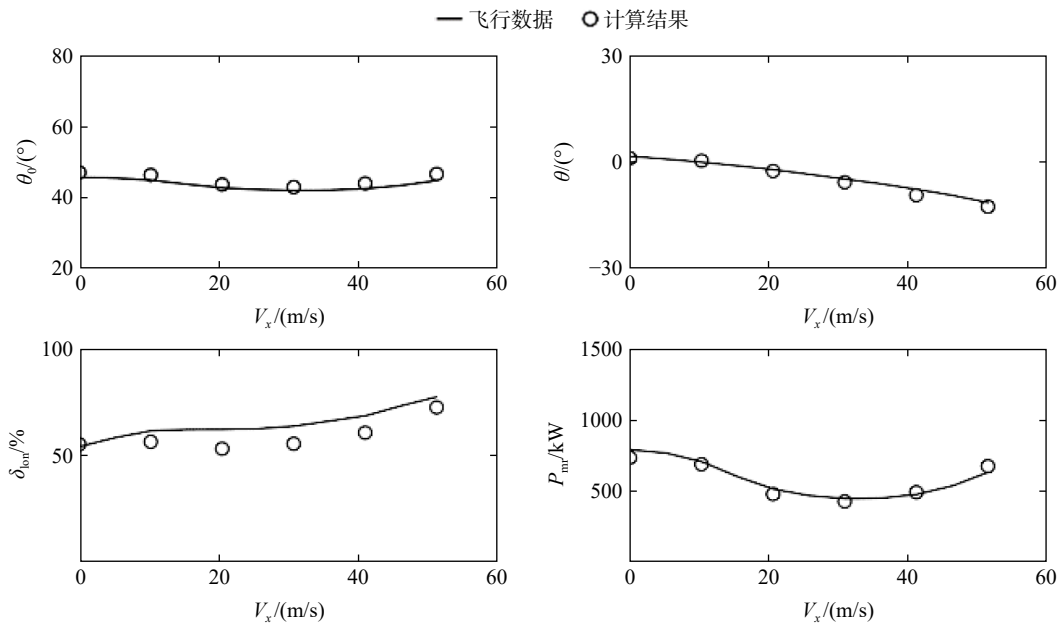
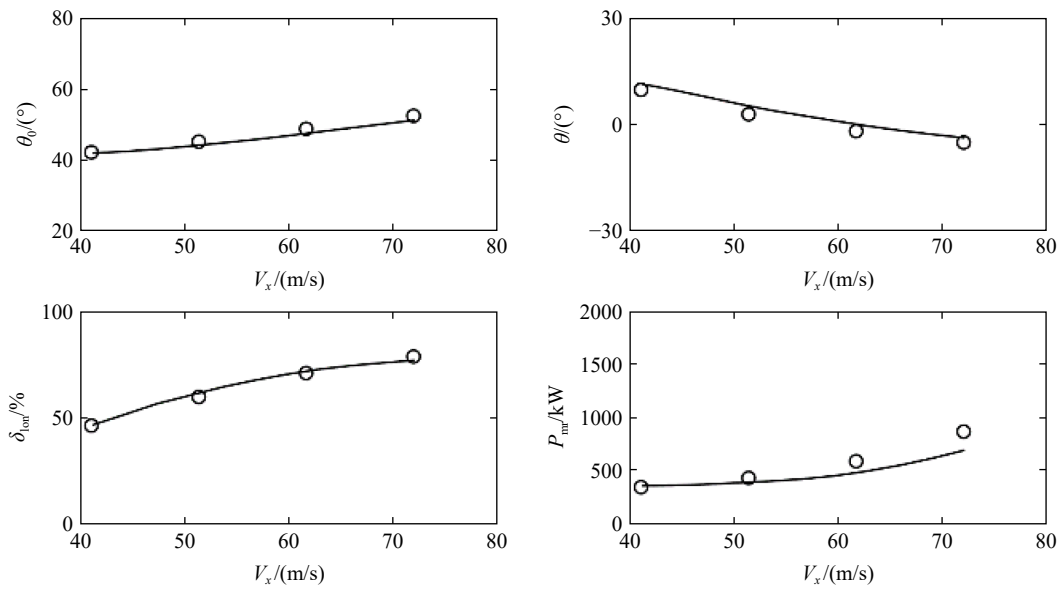
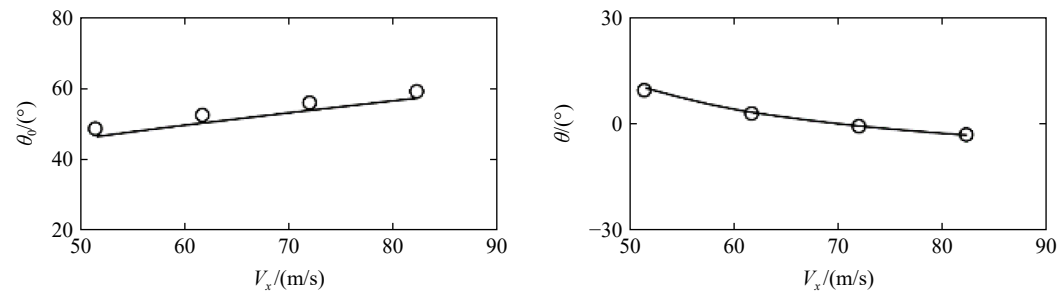
式(1)和式(6)构成关于系统状态 $\mathbf{x}$ 和操纵输入 $\mathbf{u}$ 的微分方程。而式(4)为关于变量 $\mathbf{a}$ 的补充方程。由这些方程构成的微分代数系统 differential algebraic system (DAE) 定义如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{a}, \mathbf{u}, t) \\ \mathbf{a} = \mathbf{g}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{x} = [u \ w \ q \ \theta \ V_x \ h \ \theta_0 \ \delta_{lon} \ \beta_n \ \dot{\beta}_n \ \delta_k]^T$, $\mathbf{u} = [u_c \ u_s \ u_n \ u_k]^T$, $\mathbf{a} = [\dot{V}_x \ P_r \ \alpha_w]^T$, t 为时间。

计算了给定短舱配置下的稳态飞行结果并与相关数据进行对比^[20], 包括总距、纵向杆量、俯仰姿态和单个旋翼的需用功率 P_{mr} 。算例中, 发动机转速 Ω 设置为 589 r/min, 总质量为 5 897 kg, 以及后重心 $\{-7.65 \text{ m}, 0 \text{ m}, 0.03 \text{ m}\}$ 相对倾转旋翼机头。对比结果见图 1, 其中倾转旋翼机配置如下:

- 1) 短舱角 β_n 配置为 0° (直升机模式), 襟/副翼配置分别为 40° 、 25° 。
- 2) 短舱角 β_n 配置为 30° (转换模式), 襟/副翼配置分别为 20° 、 12.5° 。
- 3) 短舱角 β_n 配置为 60° (转换模式), 襟/副翼配置分别为 20° 、 12.5° 。
- 4) 短舱角 β_n 配置为 90° (飞机模式), 襟/副翼配置分别为 0° 、 0° 。

(a) $\beta_n = 0^\circ$ (b) $\beta_n = 30^\circ$ 

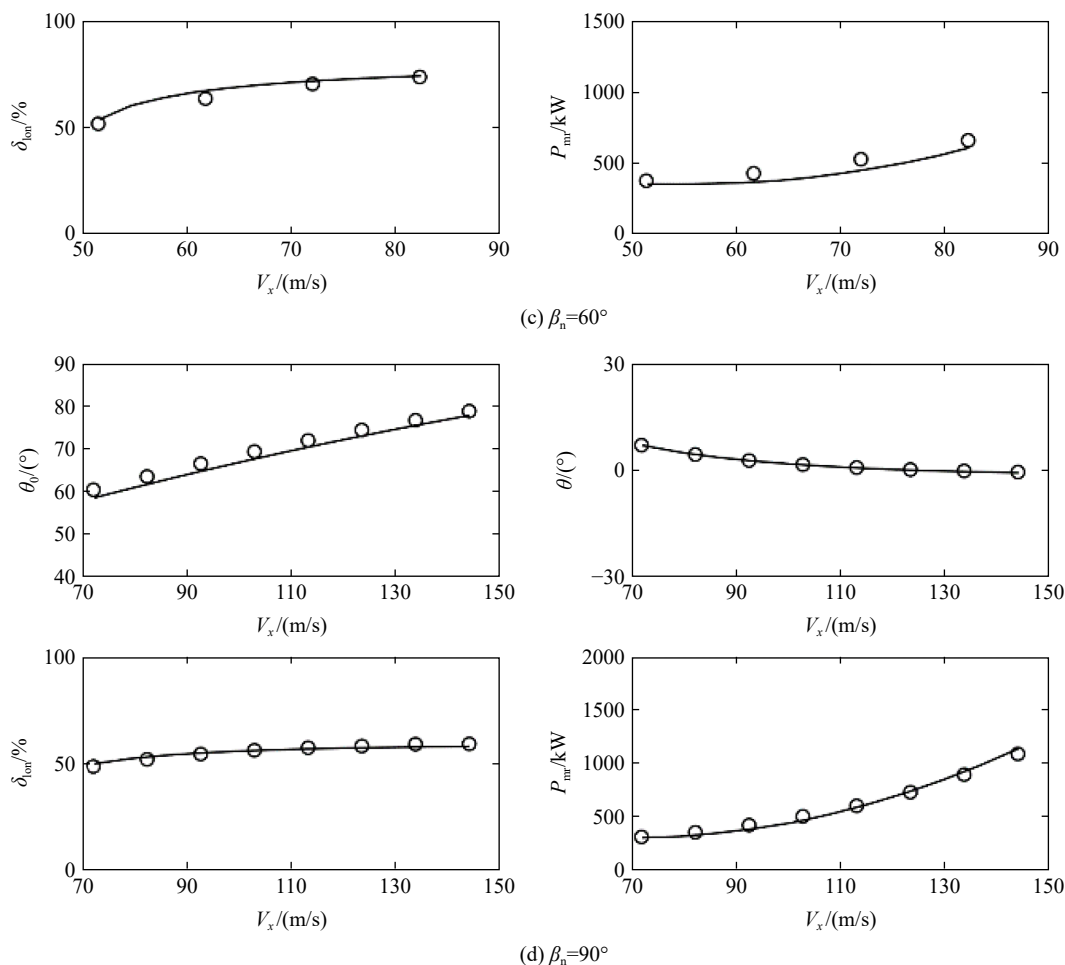


图1 计算结果与飞行数据对比

Fig. 1 Comparison of the calculated results with flight data

2 倾转过渡的最优控制

2.1 问题描述

转换机动中驾驶员操纵与飞行器运动之间的系列协调关系可广义上视为满足安全转换条件的解集,而安全转换条件包括倾转走廊和飞行高度的限制。转换机动的优化目标可通过特定的目标函数进行评价。因此,一个包含优化目标、约束条件的 NOCP 可用于转换机动中驾驶员操纵和飞行器运动状态的预测^[21-22]。

根据现有文献,持续动态的转换机动一般遵循两类典型的短舱倾转策略,也就是匹配的短舱相对空速的调度^[4,6,11,13]。该机动是动态的加速过程,并伴随着短舱的动态倾转。不同的短舱倾转策略可以根据不同的短舱速率调度进行区分。也就是,飞行器启动低速率的短舱倾转,当到达一定前飞速度时,短舱速率调整为正常速率^[6,11],或在到达一定前飞速度前,不进行倾转,随后短舱以正常速率完成倾转^[8-9,13]。为得到接近现实转换

机动中的飞行器运动状态和操纵量,并研究不同短舱倾转策略对转换机动的影响,将构造的优化问题进行两阶段优化处理。如图2所示,完整的机动优化处理包含阶段(a)和阶段(b)两个动态加速阶段。这两个阶段由特定的速度节点进行划分。

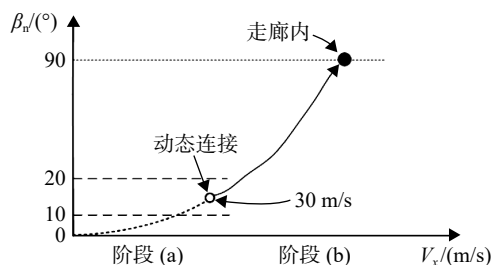


图2 多阶段优化处理

Fig. 2 Multi-phase optimization process

2.2 转换机动优化问题

一般来说,这是一个典型的 NOCP,以使得由给定系统约束和边界条件下,由优化变量构成的目标函数最小化^[2,21-24]:

$$\min J = \Phi[\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} \{L[\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{a}(t), t]\} dt \quad (8)$$

其中 Φ 和 L 为与路径变量和边界条件相关的标量函数; t_0 和 t_f 代表阶段(a)的初始时间和完成转换时的末端时间。

如文中第2.1节所述,转换机动优化应在目标函数中考虑几个方面的因素。从驾驶员层面,转换耗时和驾驶员操纵负荷应该在指标中反映^[3]。就飞行性能 and 安全性而言,需用功率和姿态变化应该被考虑^[11]。此外,就操纵分配调度,直接影响驾驶员的杆量位移和飞行姿态,也应该包含在目标函数中。总的来说,式(8)的目标函数可建立为

$$\min J = w_t(t_f - t_0) + \frac{w_p}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} [(w_c u_c^2 / u_{c,\max}^2 + w_s u_s^2 / u_{s,\max}^2 + w_n u_n^2 / u_{n,\max}^2)] dt + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} [(w_k u_k^2 / u_{k,\max}^2 + w_r P_r^2 / P_n^2 + w_\theta \theta^2 / \theta_{\max}^2)] dt \quad (9)$$

其中 w_t 、 w_c 、 w_s 、 w_n 、 w_k 、 w_r 、 w_θ 分别为转换时间、总距操纵、纵向杆操纵、短舱控制、操纵分配、需要功率以及俯仰姿态的权重系数; w_p 为驾驶员操纵负荷权重; P_n 为发动机可用功率。

除基本的飞行动力学约束式(7),飞行器状态和控制速率等也需要满足初始条件、末端条件以及路径约束^[23],也就是

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{(a)}(t_0) = \mathbf{x}_h \\ \mathbf{u}_{(a)}(t_0) = \mathbf{u}_h \\ \mathbf{a}_{(a)}(t_0) = \mathbf{a}_h \end{cases} \quad (10)$$

其中下标(*)表示阶段a或阶段b; h 代表直升机悬停状态。

阶段(a)假设当速度到达给定状态时完成,此时优化进入阶段(b),换句话说,阶段(a)的末端状态为阶段(b)的初始状态。

阶段(b)的末端状态设定为飞机模式 $\beta_n = 90^\circ$,描述如下:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{(b),f,\min} \leq \mathbf{x}_{(b),f} \leq \mathbf{x}_{(b),f,\max} \\ \mathbf{u}_{(b),f,\min} \leq \mathbf{u}_{(b),f} \leq \mathbf{u}_{(b),f,\max} \end{cases} \quad (11)$$

式(7)DAE系统中的优化变量以路径约束的形式进行描述:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{(a,b),\min}(t) \leq \mathbf{x}_{(a,b)}(t) \leq \mathbf{x}_{(a,b),\max}(t) \\ \mathbf{a}_{(a,b),\min}(t) \leq \mathbf{a}_{(a,b)}(t) \leq \mathbf{a}_{(a,b),\max}(t) \\ \mathbf{u}_{(a,b),\min}(t) \leq \mathbf{u}_{(a,b)}(t) \leq \mathbf{u}_{(a,b),\max}(t) \end{cases} \quad (12)$$

式(11)和式(12)中的边界值将在文中第3节中进行详细讨论。

2.3 数值求解方法

为提升计算效率,将优化变量进行无量纲转换。采用在复杂非线性最优控制问题中求解效率高的直接多重打靶方法^[2,22,25],有效地将原NOCP转化为离散的非线性规划(NLP)问题,并通过序列二次规划(SQP)求解。完整的无量纲时间 τ 离散化为 $N-1$ 个时间周期,得到各个节点 $k(1 \leq k \leq N-1)$ 的状态量 $\mathbf{x}_k$ 与控制量 $\mathbf{u}_k$ 。在时间周期 k ,将状态量 $\mathbf{x}_k$ 从 τ_k 到 τ_{k+1} 进行积分得到 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}$,并与节点 $k+1$ 处的变量 $\mathbf{x}_{k+1}$ 进行打靶。可得

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1} = 0, & k = 1, \dots, N-1 \\ \hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \int_{\tau_k}^{\tau_{k+1}} f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{a}, \tau) d\tau \end{cases} \quad (13)$$

相似地,采用Simpson方法^[26]将目标函数进行离散化:

$$\min J = w_t(\tau_N - \tau_1) + \frac{w_p}{\tau_N - \tau_1} \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\Delta\tau_k}{6} [L(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, \mathbf{a}_k, \tau_k) + 4L(\mathbf{x}_{m_k}, \mathbf{u}_{m_k}, \mathbf{a}_{m_k}, \tau_{m_k}) + L(\mathbf{x}_{k+1}, \mathbf{u}_{k+1}, \mathbf{a}_{k+1}, \tau_{k+1})] \quad (14)$$

然后,将路径约束作用在各个打靶段节点上,并将边界条件作用到初始和末端节点处,即

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{\min} \leq \mathbf{x}_k \leq \mathbf{x}_{\max} \\ \mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u}_k \leq \mathbf{u}_{\max} \\ \mathbf{a}_{\min} \leq \mathbf{a}_k \leq \mathbf{a}_{\max} \end{cases} \quad k = 1, \dots, N \quad (15)$$

$$\begin{cases} \mathbf{x}_1 = \mathbf{x}_0 & \mathbf{u}_1 = \mathbf{u}_0 & \mathbf{a}_1 = \mathbf{a}_0 \\ \mathbf{x}_{f,\min} \leq \mathbf{x}_N \leq \mathbf{x}_{f,\max} \end{cases} \quad (16)$$

在采用直接多重打靶离散化后,将原最优控制问题转化成了NLP,即式(13)~式(16)。通过SQP对NLP进行求解,最终得到了复杂转换机动的状态量和操纵量^[2,21]。

3 短舱倾转策略对转换机动的影响

3.1 目标函数判定

在后续的算例中,所有末端约束和路径约束分别在表1、表2和表3、表4中给出,这些约束包含了安全性、加速度、旋翼需用功率等。这些约束信息在不同优化阶段均明确给出,具体的约束值来源于文献^[2-3,6-7,12-13,27-28]。

动态转换是一个有限时间内完成的变构型机动,需要考虑驾驶员操纵负荷、操纵分配、功率以

表 1 多阶段中相同的末端约束
Table 1 Same terminal constraints in multi-phase

约束变量	下边界	上边界
$\theta_f/({}^\circ)$	-5	10
$\delta_{\text{lon},f}/\%$	0	100
h_f/m	99	105
$\theta_{0,f}/({}^\circ)$	30	70
$P_{\text{r},f}/\text{kW}$	0	1 735

表 2 多阶段中的不同末端约束
Table 2 Different terminal constraints in multi-phase

约束变量	阶段 (a)		阶段 (b)	
	下边界	上边界	下边界	上边界
$V_{x,f}/(\text{m/s})$	30	30	61	72
$\delta_{\text{lon},f}/\%$	-2.5	2.5	0	0
$q_f/(({}^\circ)/\text{s})$	-3	3	0	0
$u_{c,f}/(({}^\circ)/\text{s})$	-5	5	0	0
$u_{n,f}/(({}^\circ)/\text{s}^2)$	-225	210	0	0
$u_{s,f}/((\%) / \text{s})$	-15	15	0	0
$\delta_{k,f}$	0.8	0.9	0	0
$\dot{\beta}_{n,f}/(({}^\circ)/\text{s})$	0	2.0	0	0
$u_{k,f}$	-0.1	0	0	0
β_{nf}	10	20	90	90

表 3 不同阶段中的相同路径约束
Table 3 Same path constraints in multi-phase

约束变量	下边界	上边界
$h(t)/\text{m}$	99	105
$\dot{h}(t)/(\text{m/s})$	-5	5
$q(t)/(({}^\circ)/\text{s})$	-3	3
$\theta(t)/({}^\circ)$	-20	20
$\delta_{\text{lon}}(t)/\%$	0	100
$\dot{V}_x(t)/(\text{m/s}^2)$	0	2.5
$u_c(t)/(({}^\circ)/\text{s})$	-5	5
$u_n(t)/(({}^\circ)/\text{s}^2)$	-225	210
$u_s(t)/((\%) / \text{s})$	-25	25
$\theta_0(t)/({}^\circ)$	30	70
$P_{\text{r}}(t)/\text{kW}$	0	1 735

及飞行姿态等。如前文所述, 目标函数包含多方面因素, 因此需要分析各因素及权重对相关飞行状态和操纵等优化结果的影响。

表 4 不同阶段中的不同路径约束
Table 4 Different path constraints between multi-phase

约束变量	阶段 (a)		阶段 (b)	
	下边界	上边界	下边界	上边界
$V_x(t)/(\text{m/s})$	0	30	30	72
$\delta_k(t)$	0.8	1.0	0	0.9
$u_k(t)$	-0.1	0	-0.25	0
$\beta_n(t)/({}^\circ)$	0	20	0	90
$\dot{\beta}_n(t)/(({}^\circ)/\text{s})$	0	2.0	0	15

目前, 尚无统一的旋翼飞行器机动优化目标函数确定方法。Yan 和 Wang 等在旋翼机机动优化的研究中提出了一种目标函数权重判定和分析方法^[8,22-23]。为确定合理的权重系数, 先考虑时间成本。然后, 将目标函数中的其他参数逐一引入性能指标中, 并对比不同权重系数的优化结果, 最后根据对比分析确定指标的权重系数。

本文采用该目标函数权重判定方法, 具体的判定程序如图 3 所示, 对转换耗时、驾驶员操纵负荷、需用功率等逐一进行加权, 并对权重系数进行判定, 最后确定了用于短舱速率调度研究的目标函数 J_{c4} 。

小波分析是一种相对较新的方法用以表征时变系统。在整个时间历程中, 不再反映能量相对频率的平均关系, 采用小波分析可同时反映能量相对时间和频率的变化关系。根据驾驶员操纵负荷与小波分析中频率成分之间的映射关系, 可对驾驶员操纵负荷进行预测^[23,29-31]。

3.2 典型转换机动预测与分析

本节将采用经过判定的目标函数 J_{c4} 来研究不同短舱倾转策略对转换机动中驾驶员操纵负荷和飞行姿态等的影响。

为研究不同短舱倾转策略对直升机模式到飞机模式转换机动的影响, 将文中第 2.1 节问题描述中的两类典型短舱倾转策略进行优化处理, 如图 4 所示。为便于描述, 将两类短舱倾转策略归为调度 1 和调度 2。与调度 1 不同, 调度 2 在前飞速度到达 30 m/s 时, 短舱以正常倾转速率完成倾转。

图 5 给出了两种调度方案所对应的状态量和需用功率的时间历程。从图中可以看出, 在前飞速度为 30 m/s 之前, 前向加速度主要以俯仰低头的方式获得, 这与典型直升机的前飞行为类似。

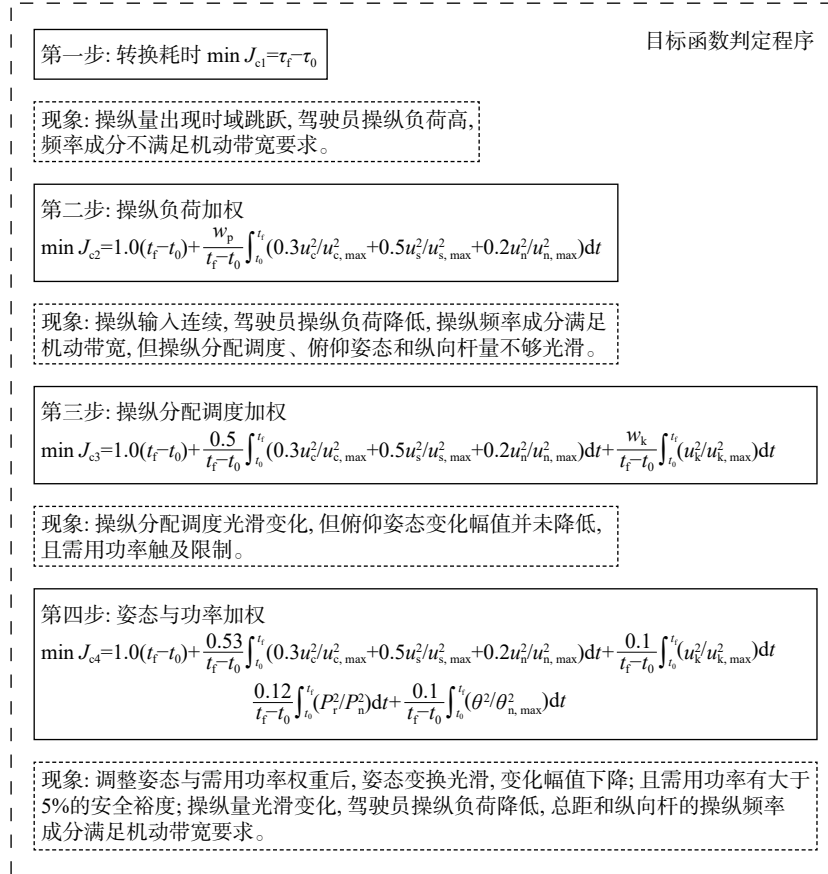


图 3 目标函数判定程序

Fig. 3 Determination procedure of objective function

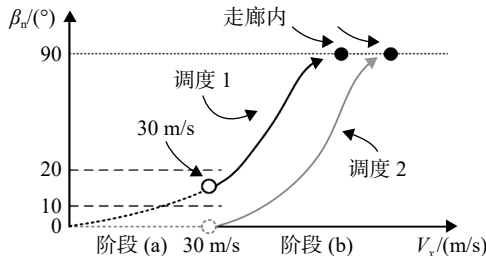


图 4 不同短舱速率调度的多阶段优化处理

Fig. 4 Different nacelle rate schedules in the multi-phase optimization process

由于调度 1 的短舱前倾角大于调度 2, 调度 1 用过多的低头姿态来产生前向加速度, 因而调度 1 的俯仰角小于调度 2。当前飞速度达到 30 m/s, 短舱倾转速率转为正常倾转速率, 短舱角变化快, 此时需要调整俯仰角来增加机翼升力以弥补旋翼垂向力的损失。当接近完成时, 动压进一步增加使得机翼升力快速增加, 需要调整俯仰角来调节机翼与旋翼间的升力匹配关系, 姿态和高度也进行相应的调整。在整个机动中, 需用功率始终存在大于 5% 的安全裕度。

图 6 给出了两种短舱速率调度所对应的操纵量时间历程。从图中可以看出, 在 15 s 之前, 总距的幅值变化均较小。在 15 s 之后, 随着短舱前倾, 总距均持续增加近 10°, 总距的变化过程对应旋翼垂向升力逐渐过渡为前向推力的转变过程。纵向杆的变化均呈现出类似三角函数的变化, 用以调节俯仰姿态以实现旋翼和机翼间的升力比配关系。指示短舱速率 $\dot{\alpha}_n$ 均逐渐增加至 -7.5 (°)/s, 并在接近完成时速率下降至 0 (°)/s, 这与文献 [11] 所建议的短舱控制一致。从图中还可以发现, 两种调度的纵向操纵变化率随短舱倾转速率的增加而增加, 调度 1 所需的纵向杆幅值变化约为 17.3%, 而调度 2 为 26.8%。

图 7 给出了不同短舱速率调度的操纵分配调度和倾转路径。其中, 操纵分配调度呈现前期和后期衰减快, 中期衰减慢的特性。而调度 2 的前期衰减速率高于调度 1, 这是由于调度 2 的短舱在更高前飞速度下倾转, 对应较高的升降舵操纵功效, 因此旋翼可以更早退出操纵。两类调度的倾转路径均靠近低速边界, 是为了以较低的需用

功率更快地完成倾转。

在本次研究中较为综合考虑了过渡过程中的现实影响因素,在缺乏验证对比结果的情况下,从两类短舱倾转策略的时域结果中讨论了

转换机动过程中的飞行器运动状态和操作量变化。可以看出所得的结果能够反映倾转旋翼机转换过程中的客观物理规律,表明所得结果是合理的。

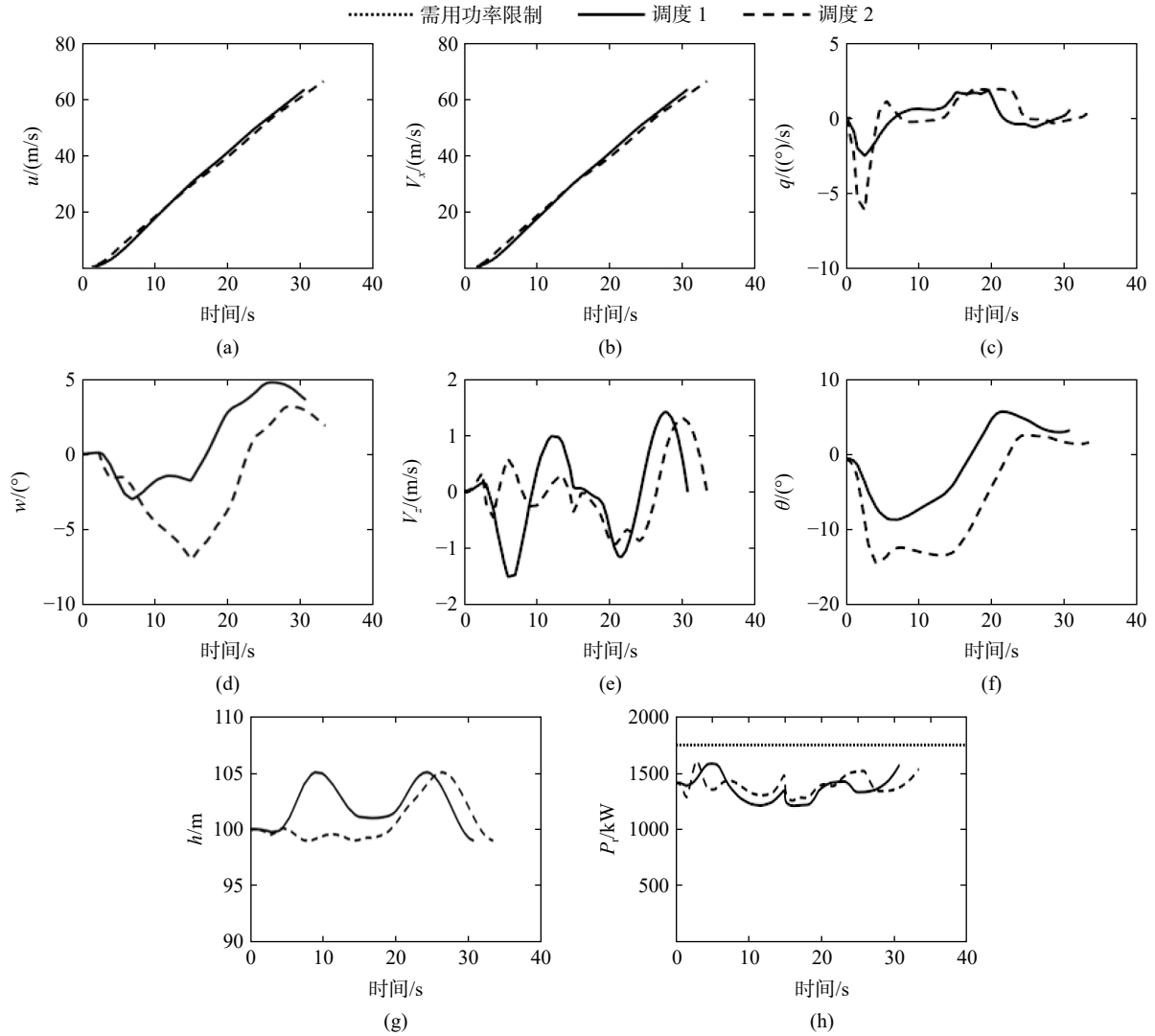
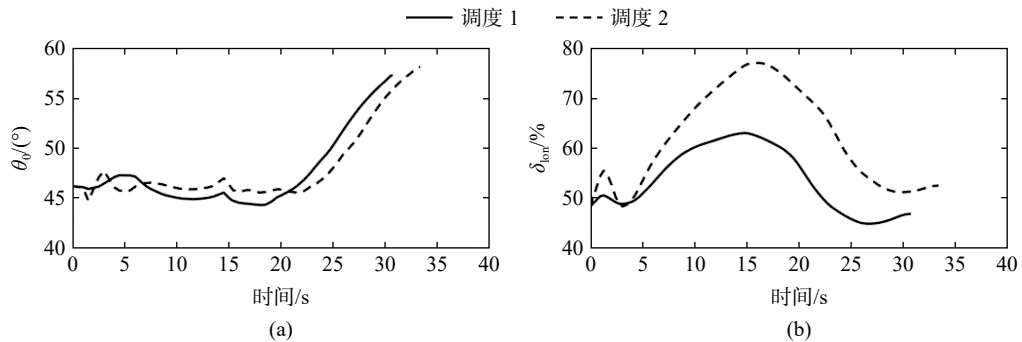


图5 转换机动中不同短舱速率调度的状态量和需用功率时间历程

Fig. 5 Time histories of states and power required for different nacelle rate schedules in conversion maneuver



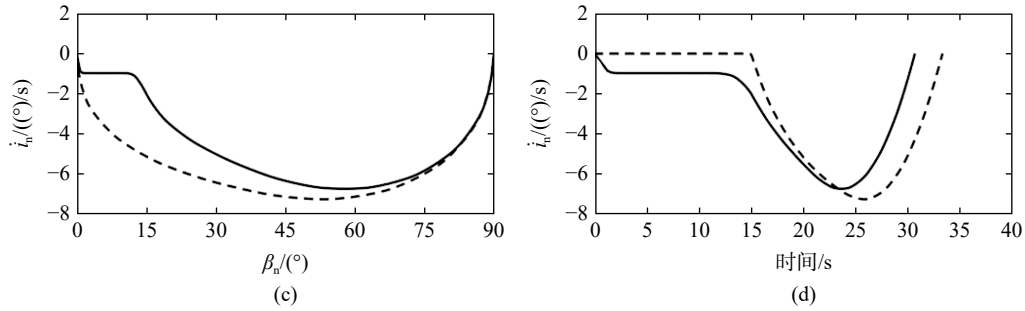


图 6 转换机动中操纵量时间历程

Fig. 6 Time histories of controls for different nacelle rate schedules in conversion maneuver

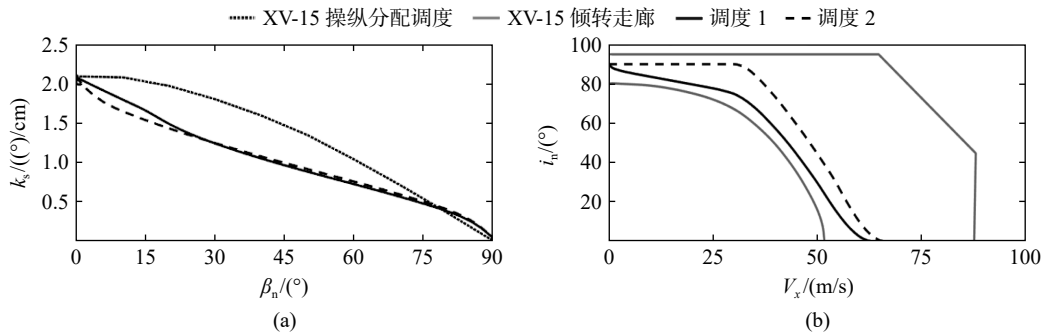


图 7 转换机动中操纵分配调度与倾转路径

Fig. 7 Control allocation schedule and conversion trajectory in conversion maneuver

3.3 短舱倾转策略对操纵负荷的影响

为预测驾驶员操纵负荷,使用小波分析来识别转换过程中操纵量的频率成分^[30]。小波分析提供了合适的基准用以预测驾驶员的操纵负荷,因为不同的频率成分映射着不同的飞行任务^[23, 30-31]。

图 8 给出了调度 1 所对应操纵输入的小波变换结果,其中 $G_{yy}(\omega, t)$ 为信号能量在频率谱与时间历程上的分布。从图中可以看出总距和纵向杆

操纵均有一个频率成分小于 1 rad/s 的能量波峰。但纵向杆操纵的能量幅值大于总距操纵,意味着纵向杆操纵导致的驾驶员操纵负荷高于总距操纵。

图 9 给出了调度 2 所对应的操纵输入小波变换结果。与调度 1 相比,调度 2 的总距操纵的频率成分和能量幅值基本一致,纵向操纵的频率成分相差也不大,但能量幅值远高于调度 1。

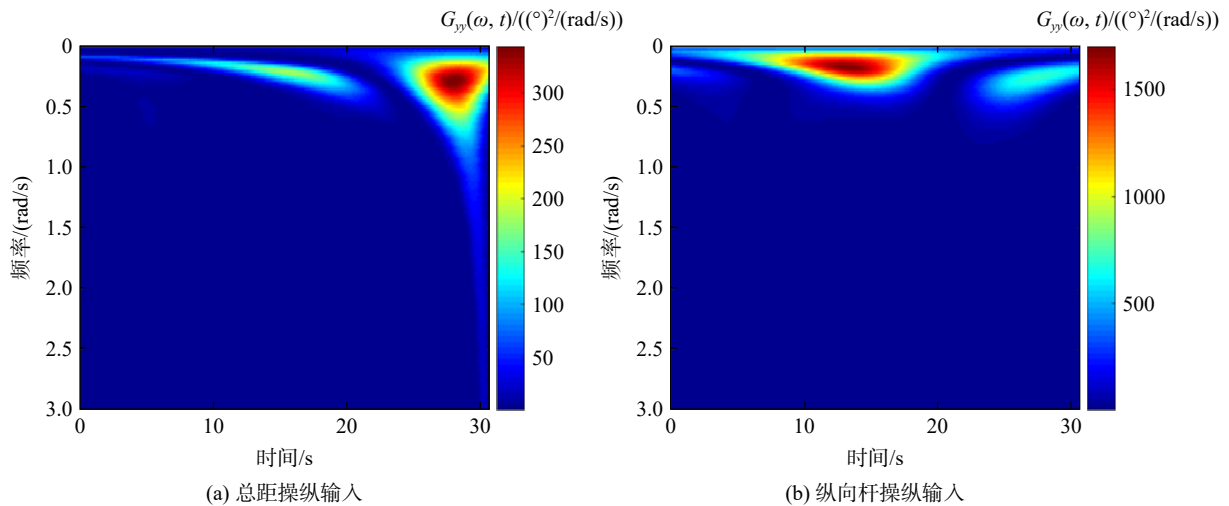


图 8 转换机动中短舱速率调度 1 的操纵输入小波变换结果

Fig. 8 Wavelet transform results of control inputs for nacelle rate schedule 1 in conversion maneuver

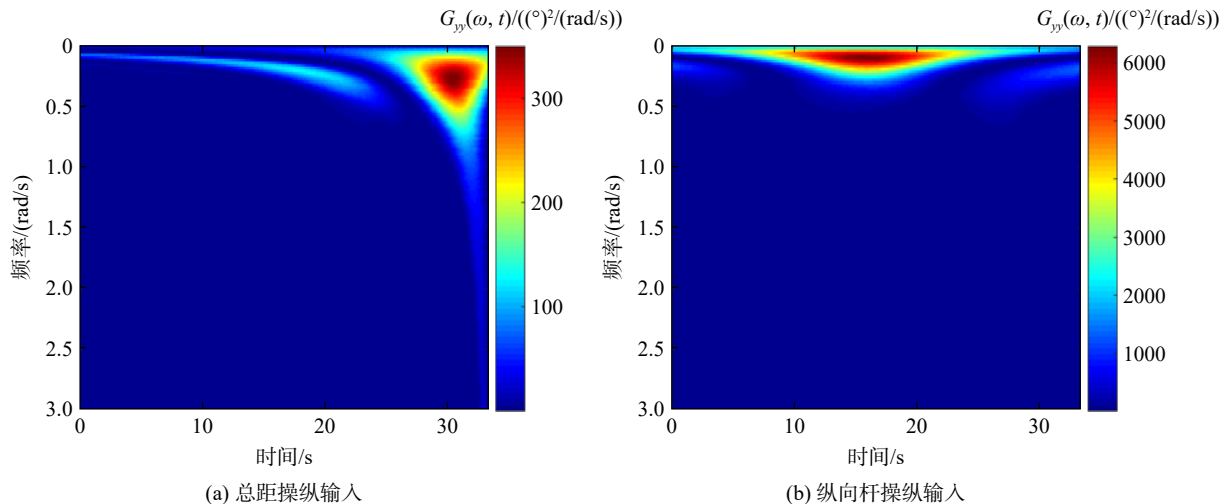


图 9 转换机动中短舱速率调度 2 的操纵输入小波变换结果

Fig. 9 Wavelet transform results of control inputs for nacelle rate schedule 2 in conversion maneuver

对比两种不同的短舱速率调度,发现采用调度 1 可使转换过程中俯仰姿态变化幅值较小,驾驶员操纵负荷相对较低,为此,在转换机动时建议采用短舱速率调度 1。

4 结 论

本次研究中,提出了一种倾转旋翼机从直升机模式到飞机模式的转换机动研究方法。基于该方法研究了不同短舱倾转策略对驾驶员操纵负荷和飞行器运动状态的影响,并得出以下结论:

1) 与调度 2 相比,调度 1 在转换机动过程中以更小的飞行姿态变化和更低的驾驶员操作负荷完成转换,表明采用短舱倾转调度 1 更有利于飞行安全。

2) 在转换机动中,驾驶员操纵负荷主要归结于纵向杆操纵,因总距与纵向杆操纵的频率成分接近,但纵向杆的能量幅值更高。

3) 更高的短舱倾转速率会导致更迅猛的纵向杆操纵,所对应的驾驶员操纵负荷相应增高,意味转换机动中的短舱倾转策略需要权衡短舱倾转速率与驾驶员操纵负荷。

参考文献:

- [1] YUAN Ye, THOMSON D. Application of automatic differentiation for tilt-rotor aircraft flight dynamics analysis[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(5): 985-990.
- [2] YAN Xufei, CHEN Renliang. Augmented flight dynamics model for pilot workload evaluation in tilt-rotor aircraft optimal landing procedure after one engine failure[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(1): 92-103.
- [3] CHURCHILL G, DUGAN D. Simulation of the XV-15 tilt rotor re-

- search aircraft[R]. NASA AMES Research Center, TR 82-A-4, 1982.
- [4] WALZ C, BRICK S, BAUER C, et al. Nacelle control augmentation for tiltrotor flight directors[C]//55th AHS International Annual Forum. Montreal, Canada: American Helicopter Society, 1999: 1477-1486.
- [5] PADFOELD G. Helicopter flight dynamics: including a treatment of tilt rotor aircraft[M]. Chichester, UK: John Wiley & Sons, 2018.
- [6] NABI H, QUARANTA G, MILANO P, et al. A quasi-linear parameter varying (qLPV) approach for tiltrotor conversion modeling and control synthesis[C]//75th AHS International Annual Forum. Philadelphia, US: American Helicopter Society, 2019: 1-12.
- [7] RIGHETTI A, MUSCARELLE V, QUARANTA G. Linear parameter varying models for the optimization of tiltrotor conversion maneuver[C]//73th AHS International Annual Forum. Fort Worth, US: American Helicopter Society, 2017: 280-287.
- [8] YAN Xufei, CHEN Renliang, LOU Bing, et al. Study on control strategy for tilt-rotor aircraft conversion procedure[C]//5th International Conference on Artificial Intelligence. Shanghai: Journal of Physics: Conference Series, 2021: 12010-12021.
- [9] 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): 59-69.
YAN Xufei, CHEN Renliang. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 59-69. (in Chinese)
- [10] KLEIN P, NICKS C. Flight director and approach profile development for civil tiltrotor terminal area operations[C]//54th AHS International Annual Forum. Washington DC: American Helicopter Society, 1998: 1120-1133.
- [11] YEO H, SABERI H. Tiltrotor conversion maneuver analysis with RCAS[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2021, 66(4): 1-14.
- [12] FERGUSON S. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt-rotor aircraft[R]. NASA AMES Research Center, Technical Report CR-166536, 1988.
- [13] DUG D, ERHART R. The XV-15 tilt rotor research aircraft[R]. NASA AMES Research Center, Technical Report 80-A-15, 1980.
- [14] JI Honglei, CHEN Renliang, LI Pan. Real-time simulation model for helicopter flight task analysis in turbulent atmospheric environ-

- ment[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 289-299.
- [15] JI Honglei, CHEN Renliang, LI Pan. Distributed atmospheric turbulence model for helicopter flight simulation and handling-quality analysis[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(1): 190-198.
- [16] CHEN R. Effects of primary rotor parameters on flapping dynamics[R]. NASA AMES Research Center, Technical Report 1431, 1980.
- [17] GAONKAR G, PETES D. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics[C]//27th Structures, structural Dynamics And Materials Conference. Williamsburg, US: AIAA, 1986: 845-873.
- [18] FELKER F, LIGHT J. Aerodynamic interactions between a rotor and wing in hover[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1988, 33(2): 53-61.
- [19] NOTTASSO C, CROCE A, LEONNLE D, et al. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, 50(2): 165-177.
- [20] FERGUSON S. Development and validation of a simulation for generic tilt rotor aircraft[R]. NASA AMES Research Center, Technical Report CR-166537, 1989.
- [21] CHI Cheng, YAN Xufei, CHEN Renliang, et al. Analysis of low-speed height-velocity diagram of a variable-speed-rotor helicopter in one-engine-failure[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 91: 310-320.
- [22] WANG Luofeng, CHEN Renliang, YAN Xufei. Trajectory optimization of aerial slung load release for piloted helicopters[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(2): 229-239.
- [23] 严旭飞. 倾转旋翼机倾转过渡操纵策略研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- YAN Xufei. Research on control strategy for tilt-rotor aircraft conversion procedure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [24] KAI An, ZHEN Yunguo, XIAO Pingxu, et al. A framework of trajectory design and optimization for the hypersonic gliding vehicle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 106110-106121.
- [25] SUN Hao, LUO Shuzhen, SUN Qinglin, et al. Trajectory optimization for parafoil delivery system considering complicated dynamic constraints in high-order model[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 98: 105631-105644.
- [26] KIM C, SUNG S, PARK S, et al. Numerical time-scale separation for rotorcraft nonlinear optimal control analyses[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2014, 37(2): 658-673.
- [27] MALPICA C, DECKER W, THEODORE C, et al. An investigation of large tilt-rotor hover and low speed handling qualities[C]//67th AHS International Annual Forum. Virginia Beach, US: American Helicopter Society, 2011: 1386-1404.
- [28] CALISE A, RYSDYK R, CHEN R. Research in nonlinear flight control for tiltrotor aircraft operating in the terminal area [R]. NASA AMES Research Center, Technical Report CR-203112, 1996.
- [29] LAMPTON A, KLYDE D. Power frequency: a metric for analyzing pilot-in-the-loop flying tasks[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2012, 35(5): 1526-1537.
- [30] YU Zhiming, YAN Xufei, CHEN Renliang. Prediction of pilot workload in helicopter landing after one engine failure[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(12): 3112-3124.
- [31] FIELD E, GIESE S. Appraisal of several pilot control activity measures[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Williamsburg, US: AIAA, 2005: 698-715.

(编辑: 陈 越)