

# 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化

严旭飞, 陈仁良\*

南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016

**摘要:** 利用最优控制方法研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程, 并得到最优操纵策略, 使得由时间、姿态角变化以及驾驶员工作负荷等组成的性能指标达到最小。首先, 在基本纵向刚体飞行动力学模型的基础上引入混合操纵方程, 并使用杆量位移的一阶导数作为控制量, 形成适用于计算倾转旋翼机动态倾转过渡过程的飞行动力学模型, 从而能在动态倾转操纵策略优化过程中考虑到操纵系统特性对操纵量变化速度的限制, 以及避免操纵量在优化过程中出现跳跃不连续。然后, 将倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程转化为非线性动态最优控制问题, 建立合理的性能指标, 并采用直接转换法和序列二次规划算法进行求解。最后, 以 XV-15 倾转旋翼机为样机, 分别计算正向和逆向最优动态倾转过渡过程, 并与驾驶员飞行仿真数据进行对比。结果表明: 飞行状态量的时间历程与文献吻合地较好, 且俯仰姿态角和杆量位移变化更加柔和。最优控制方法可以用于研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程。

**关键词:** 最优控制; 倾转旋翼机; 动态倾转过渡; 性能指标; 序列二次规划

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2017)07-520865-11

倾转旋翼机是一种将直升机和固定翼飞机特点融为一体的新式飞行器, 具有广泛的应用前景。倾转旋翼机具有 3 种飞行模式: 直升机模式、固定翼飞机模式以及倾转过渡模式。为了满足直升机模式和固定翼飞机模式的要求, 倾转旋翼机同时具有直升机和固定翼 2 套操纵方式, 并随着发动机短舱倾转角的改变而逐渐转换。因此倾转旋翼机在倾转过渡过程中会出现操纵冗余问题, 驾驶员操纵会变得十分复杂。除此之外, 整个倾转过渡过程还必须保证在短舱倾转角速度包线内完成, 这是因为过低的前飞速度会导致倾转旋翼机机翼失速, 过高的前飞速度则会受到旋翼前行桨叶压缩性、后行桨叶失速以及旋翼可用功率的限制。可以看出, 倾转旋翼机的倾转过渡过程是极为重要和复杂的飞行过程, 如何解决操纵冗余问

题, 并让倾转旋翼机顺利地完成直升机模式和固定翼飞机模式之间的相互转换, 是国内外研究的重要课题。

目前关于倾转旋翼机倾转过渡的控制方法主要集中在预先设定操纵方案以解决操纵冗余问题, 并设计控制系统来跟踪预定指令(倾转规律、飞行轨迹等)上<sup>[1-4]</sup>, 无法得到不同飞行任务下整个倾转过渡过程的最优操纵策略和飞行轨迹<sup>[5-9]</sup>。事实上, 研究倾转旋翼机的最优倾转过渡过程, 得到对应的操纵策略和飞行轨迹等, 不仅可以解决操纵冗余问题, 还能有效降低驾驶员工作负荷、提高倾转过渡效率、稳定机体姿态, 有利于倾转过渡系统的设计, 因此有必要对倾转旋翼机的最优倾转过渡过程进行研究。

倾转旋翼机在倾转过渡过程中的最优动态倾

收稿日期: 2016-10-19; 退修日期: 2016-11-25; 录用日期: 2017-03-02; 网络出版时间: 2017-03-28 10:43

网络出版地址: [www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20170328.1043.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20170328.1043.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金 (11672128)

\* 通讯作者。E-mail: crlae@nuaa.edu.cn

引用格式: 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): 520865. YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 520865.

转问题可以描述为：从一类允许的倾转过渡操纵策略中找出1个最优的操纵策略，使倾转旋翼机在该操纵策略作用下由初始状态模式倾转到指定的目标状态模式的同时，其评价运动过程品质优劣的性能指标为最优。在整个倾转过程中，飞行器的运动、操纵策略与性能指标均为时间和空间的函数，因此倾转旋翼机的最优动态倾转问题可以归结为一种含有状态和控制约束的非线性动态最优控制问题。该问题可以采用最优控制方法进行求解。最优控制方法广泛应用于倾转旋翼机发动机失效后轨迹优化的研究，该方法不仅可以解决倾转旋翼机发动机失效后驾驶员的操纵冗余问题<sup>[10-13]</sup>，还能得到最优操纵策略和飞行轨迹<sup>[14-17]</sup>。目前尚未有文献将该方法应用于研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程。

因此，本文采用最优控制方法研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程。首先以倾转旋翼机基本飞行动力学模型为基础，引入混合操纵方程，并使用驾驶员操纵量的一阶导数作为控制量，形成适用于计算倾转旋翼机动态倾转过渡过程的飞行动力学模型，从而能在动态倾转操纵策略优化过程中考虑到操纵系统特性对操纵量变化速度的限制，以及避免操纵量在优化过程中出现跳跃不连续。然后，以倾转旋翼机的飞行状态量、驾驶员操纵量和控制量为优化变量，将倾转旋翼机动态倾转过渡过程转化为非线性动态最优控制问题，建立合适的性能指标，并采用直接转换法和序列二次规划算法进行求解。最后，以XV-15倾转旋翼机为样机，分别计算正向以及逆向最优动态倾转过渡过程，并与相关驾驶员飞行仿真数据进行对比，以验证利用最优控制方法研究倾转旋翼机最优动态倾转过渡过程的可行性。

## 1 飞行动力学建模

倾转旋翼机具有沿纵向对称构型，在无侧风条件下，倾转过渡过程都在纵向平面。为了提高最优控制方法的计算效率，本文以基本纵向刚体飞行动力学模型为基础，引入混合操纵方程，并使用杆量位移的一阶导数作为控制量，形成适用于计算倾转旋翼机动态倾转过渡过程的飞行动力学模型。

### 1.1 基本飞行动力学模型

模型状态变量为：体轴系中的纵向速度 $u$ 和垂向速度 $w$ ，俯仰角速度 $q$ ，俯仰角 $\theta$ ，水平位移 $x$ ，高度 $h$ ；控制变量为：桨根总距 $\theta_0$ 、纵向周期变距 $\theta_s$ ，升降舵偏转角 $\theta_e$ 和短舱倾转角 $i_n$ 。运动方程可以表示为

$$\dot{\mathbf{x}}_b = f_b(\mathbf{x}_b, \mathbf{u}_b, t) \quad (1)$$

式中： $\mathbf{x}_b = [u \ w \ q \ \theta \ x \ h]^T$ ； $t$ 为时间； $\mathbf{u}_b = [\theta_0 \ \theta_s \ \theta_e \ i_n]^T$ 。

考虑到旋翼尾流对机翼的干扰，将机翼-短舱的气动力分为两部分：一部分为受到旋翼尾流影响的机翼气动力，另一部分为不受旋翼尾流作用的机翼气动力。机翼处于旋翼滑流部分的面积 $S_{wss}$ 和处于自由流部分的面积 $S_{wfs}$ 的计算公式分别为<sup>[15]</sup>

$$\begin{cases} S_{wss} = S_{ssmax} [\sin(a \cdot i_n) + \cos(b \cdot i_n)] \frac{\mu_{max} - \mu}{\mu_{max}} \\ S_{wfs} = S_w - S_{wss} \end{cases} \quad (2)$$

式中： $S_{ssmax} = 2\eta_{ss} R c$ ， $\eta_{ss}$ 为旋翼滑流修正因子， $R$ 为旋翼半径， $c$ 为机翼平均气动弦长； $a = 1.386$ ； $b = 3.114$ ； $\mu$ 为旋翼前进比； $\mu_{max}$ 为旋翼尾迹偏出机翼的最大前进比； $S_w$ 为机翼面积。

各部件的气动力和力矩系数均取自XV-15倾转旋翼机的吹风数据<sup>[18]</sup>，其中受旋翼尾流作用的机翼部分气流速度需要加上旋翼诱导速度的影响。

### 1.2 混合操纵方程

根据倾转旋翼飞行器的操纵特点，建立适用于全部飞行模式的混合操纵方程，以解决操纵冗余问题。

倾转旋翼机驾驶员通过总距杆位移 $\delta_{col}$ 改变旋翼桨根总距 $\theta_0$ ，通过纵向杆位移 $\delta_{lon}$ 改变纵向周期变距 $\theta_s$ 和升降舵偏转角 $\theta_e$ ，并通过拇指滚轮 $\delta_{in}$ 来改变发动机短舱倾转角 $i_n$ 。直升机模式下，纵向周期变距和总距的操纵与常规直升机的操纵相同，但是当短舱倾转角 $i_n$ 逐渐减小（由直升机模式变为固定翼飞机模式）时，纵向周期变距操纵和总距操纵效能逐渐减弱。这个过程可以表示为<sup>[18]</sup>

$$\begin{cases} \theta_s = \delta_{\text{lon}} \cdot \theta_{\text{smax}} \sin i_n + \delta_{\text{BI}} (1 - \sin i_n) \\ \theta_e = \theta_{\text{emax}} \cdot \delta_{\text{lon}} \\ \theta_0 = \partial \theta_0 / \partial \delta_{\text{col}} \cdot \delta_{\text{col}} + \theta_{0L} + \theta_{0RG} \\ i_n = \delta_{\text{in}} \end{cases} \quad (3)$$

式中:纵向周期变距杆量  $\delta_{\text{lon}}$  和总距杆量  $\delta_{\text{col}}$  的无量纲操纵行程(采用各自对应的总操纵行程进行无量纲化)均为  $0 \sim 1$ ;拇指滚轮  $\delta_{\text{in}}$  的操纵行程为  $0^\circ \sim 95^\circ$ ;  $\theta_{\text{smax}}$  为最大纵向周期变距;补偿量  $\delta_{\text{BI}}$  为  $1.5^\circ$ ;  $\theta_{\text{emax}}$  为升降舵最大偏转角。总距系数  $\partial \theta_0 / \partial \delta_{\text{col}}$  和总距补偿角  $\theta_{0L}$  与短舱倾转角  $i_n$  有关,总距管理器输出角  $\theta_{0RG}$  与  $i_n$ 、 $\delta_{\text{col}}$  和合速度  $V_T$  有关<sup>[18-19]</sup>,因此旋翼桨根总距  $\theta_0$  可以表示为  $i_n$ 、 $\delta_{\text{col}}$  和  $V_T$  的函数。

混合操纵方程式(3)将发动机短舱倾转角  $i_n$ 、桨根总距  $\theta_0$ 、纵向周期变距  $\theta_s$  以及升降舵  $\theta_e$  这 4 个操纵量减少为驾驶员的拇指滚轮  $\delta_{\text{in}}$ 、总距杆  $\delta_{\text{col}}$  和纵向操纵杆  $\delta_{\text{lon}}$  这 3 个操纵量,这样既可以减少操纵变量,又可以得到驾驶员的操纵信息。

本文通过最优控制方法即可求出不同飞行任务下动态倾转过渡过程中驾驶员 3 个操纵量的最优时间历程,从而解决操纵冗余问题。

考虑到操纵系统特性对操纵量变化速度的限制,同时为了避免操纵量在数值优化过程中出现跳跃不连续或者“bang-bang”型控制的形式<sup>[11]</sup>,使用  $\{\delta_{\text{col}}, \delta_{\text{lon}}, \delta_{\text{in}}\}$  的一阶导数  $\{u_c, u_s, u_n\}$  作为控制量,并把  $\{\delta_{\text{col}}, \delta_{\text{lon}}, \delta_{\text{in}}\}$  作为新的状态变量,即

$$\begin{cases} \dot{\delta}_{\text{col}} = u_c \\ \dot{\delta}_{\text{lon}} = u_s \\ \dot{\delta}_{\text{in}} = u_n \end{cases} \quad (4)$$

式(1)、式(3)、式(4)组成了适用于计算倾转旋翼机动态倾转过渡过程的飞行动力学模型,其状态空间形式为

$$\dot{x} = f(x, u, t) \quad (5)$$

式中:状态量  $x$  和控制量  $u$  分别为

$$\begin{cases} x = [u \ w \ q \ \theta \ x \ h \ \delta_{\text{col}} \ \delta_{\text{lon}} \ \delta_{\text{in}}]^T \\ u = [u_c \ u_s \ u_n]^T \end{cases} \quad (6)$$

### 1.3 模型验证

本文以 XV-15 倾转旋翼机为样机进行最优动态倾转过渡过程的研究,飞行器的基本参数见表 1(详细参数见文献[18])。

表 1 XV-15 倾转旋翼机基本参数<sup>[18]</sup>

Parameter	Value
Weight $W/\text{kg}$	5 897
Rotor radius $R/\text{m}$	3.81
Blade number for a rotor $n_b$	3
Blade twist $\theta_1/^\circ$	-41
Rotor speed $\Omega/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	589
Wing chord $c/\text{m}$	0.356
Horizontal tail setting $i_{hs}/^\circ$	0
Solidity $\sigma$	0.089
Wing setting $i_w/^\circ$	0
Rated power $P_{cr}/\text{kW}$	1 737.5
Lock number $\gamma_b$	3.83
Nacelle length $d/\text{m}$	1.4
Wing area $S_w/\text{m}^2$	16.82
Horizontal tail areas $S_{hs}/\text{m}^2$	4.67

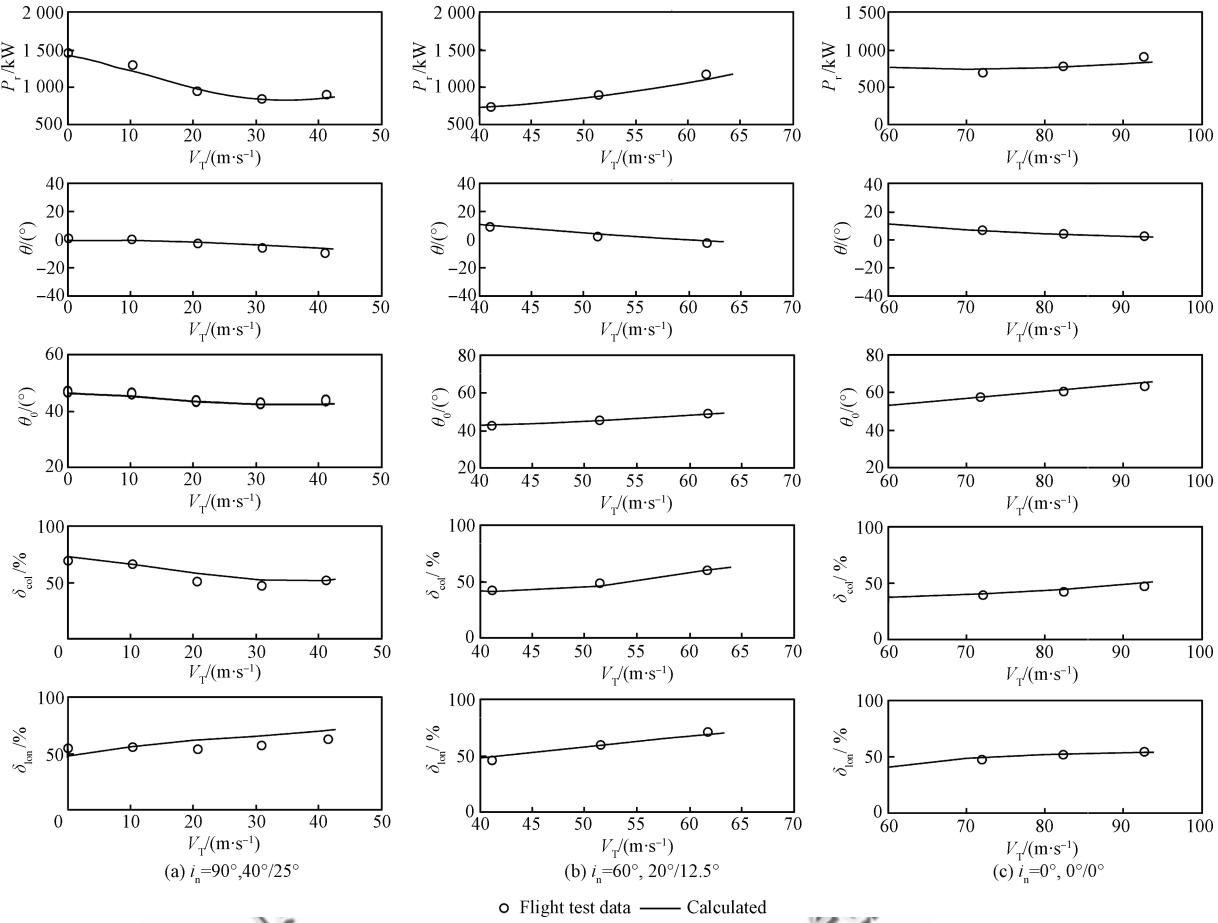
图 1 所示为本文模型配平状态与飞行试验数据的对比,其中  $P_r$  为需用功率。飞行试验数据来自于 XV-15 的验证报告<sup>[19]</sup>,飞行器参数与本文所用样机一致。图中短舱倾角为  $90^\circ$  时的襟翼/副翼配置为  $40^\circ/25^\circ, 60^\circ$  时襟翼/副翼配置为  $20^\circ/12.5^\circ, 0^\circ$  时襟翼/副翼配置为  $0^\circ/0^\circ$ 。从图中可以看出,计算结果和飞行试验数据吻合较好,本文建立的飞行动力学模型较为准确,可以用来研究倾转旋翼机的最优动态倾转过程。本文假设倾转旋翼机在开始进行倾转过渡时,飞行器处于稳定飞行状态,因此本节计算的平衡状态可以为动态倾转优化提供初始值。

### 2 动态最优控制问题

倾转旋翼机的最优动态倾转过渡问题可以等效为一种含有状态和控制约束的非线性动态最优控制问题。最优控制问题一般由性能指标、微分方程、边界条件和路径约束组成<sup>[10]</sup>。

#### 1) 性能指标

倾转旋翼机在倾转过渡过程中,旋翼的拉力方向以及全机重心会发生变化,导致俯仰姿态变化较大,需要驾驶员通过适当的操纵来稳定姿态,因此性能指标需要考虑到对俯仰姿态的控制。此外,还应该考虑倾转过渡过程所需时间和驾驶员的工作负荷,故性能指标可以定为

图1 计算配平状态与飞行试验数据<sup>[19]</sup>对比Fig. 1 Calculated trim vs flight test data<sup>[19]</sup>

$$\min J = w_t t_f + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} L(q(t), \theta(t), \mathbf{u}(t)) dt \quad (7)$$

$$L(q, \theta, \mathbf{u}) = w_1 u_c^2 / u_{c\max}^2 + w_2 u_s^2 / u_{s\max}^2 + w_3 u_n^2 / u_{n\max}^2 + w_4 q^2 / q_{\max}^2 + w_5 \theta^2 / \theta_{\max}^2 \quad (8)$$

式中:  $t_0$  为初始时刻;  $t_f$  为末端时刻;  $u_{c\max}$ 、 $u_{s\max}$ 、 $u_{n\max}$  分别为 3 个控制量的最大值;  $q_{\max}$ 、 $\theta_{\max}$  分别为允许的最大俯仰角速度和俯仰角度;  $w_t$ 、 $w_1$ 、 $w_2$ 、 $w_3$ 、 $w_4$ 、 $w_5$  为常数权重系数, 权重系数越大, 对应项越重要。在倾转过渡过程中, 驾驶员一般通过拇指滚轮让发动机短舱以固定的角速率进行倾转, 并主要专注于对总距杆和纵向杆的控制<sup>[5,8-9]</sup>, 因此  $u_c$  和  $u_s$  对应的权重系数  $w_1$  和  $w_2$  要大一些。在倾转过渡过程中, 由于俯仰角变化较大, 因此俯仰角速率和俯仰角对应的权重系数  $w_4$  和  $w_5$  也要大一些。本文通过大量仿真调试得出如下权重系数:  $w_t=1.0$ ,  $w_1=w_2=2.0$ ,  $w_3=1.0$ ,  $w_4=w_5=1.5$ 。

本文在性能指标中暂不考虑对轨迹的控制(纵向平面内为高度控制), 是为了让驾驶员可以着重于稳定姿态的操纵, 从而降低操纵难度。至于倾转过渡过程中的高度变化, 可以在路径约束中根据不同飞行任务要求进行约束, 使其保持在可接受的范围内即可。

## 2) 微分方程

采用适用于计算倾转旋翼机动态倾转过渡过程的飞行动力学模型式(5)。

## 3) 边界条件

操纵策略优化初始边界条件为飞行器当前飞行状态; 为了方便研究, 将末端边界条件设定为目标倾转角度以及前飞速度, 即

$$\begin{cases} i_n(t_f) = i_{nt} \\ u_n(t_f) = 0 \\ \dot{x}(t_f) = \dot{x}_t \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $i_{nt}$  为目标发动机短舱倾转角度;  $\dot{x}_t$  为目标

前飞速度,具体数值根据飞行任务要求确定。

#### 4) 路径约束

为了让高度保持在可接受的范围内,在路径约束中根据不同的飞行任务要求对高度  $h$  变化进行了一定的限制。此外,在路径约束中对俯仰姿态角  $\theta$  和角速率  $q$  也进行限制:

$$\begin{cases} h_{\min} \leq h(t) \leq h_{\max} \\ -20^\circ \leq \theta(t) \leq 20^\circ \\ -5^\circ/\text{s} \leq q(t) \leq 5^\circ/\text{s} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $h_{\min}$  和  $h_{\max}$  分别为允许的最小和最大高度。

利用倾转旋翼机短舱倾转角-速度包线分析方法<sup>[20]</sup>确定路径约束,可以使动态倾转过渡过程保持在短舱倾转角-速度包线内。

低速倾转时,机翼提供的升力受机翼临界失速迎角的限制,因此在处于低速段倾转包线时,机翼迎角处于机翼临界迎角,此时满足的关系为<sup>[20]</sup>

$$\alpha_w = \alpha_{wc} = i_w + \alpha_f \quad (11)$$

式中: $\alpha_w$  为机翼迎角; $\alpha_{wc}$  为机翼临界迎角; $i_w$  为机翼安装角( $0^\circ$ ); $\alpha_f$  为机身迎角。由低速段发动机短舱倾转角度-速度包线确定的不等式路径约束为

$$\alpha_{w\min} \leq \alpha_w \leq \alpha_{w\max} \quad (12)$$

式中: $\alpha_{w\min}$  和  $\alpha_{w\max}$  分别为最小临界迎角和最大临界迎角,可由吹风数据得到,在本文中分别为 $-20^\circ$  和  $12^\circ$ 。

倾转过程中的最大前飞速度受旋翼前行桨叶压缩性与后行桨叶失速效应以及旋翼可用功率与动力稳定性等限制,其中旋翼可用功率的限制是最基本和最重要的限制要素。因此处于高速段倾转包线时,旋翼的总需用功率达到发动机输出的额定功率<sup>[20]</sup>。

旋翼需用功率系数  $C_P$  为<sup>[15]</sup>

$$C_P = C_T \sqrt{C_T/2} (K_{\text{ind}} f_G \bar{v}_i + \bar{U}_c) + \frac{1}{8} \sigma C_D (1 + 4.7 \mu^2) \quad (13)$$

式中: $C_T$  为旋翼拉力系数; $K_{\text{ind}}$  为诱导速度修正因子; $f_G$  为地面效应因子; $\bar{v}_i$  为无量纲诱导速度; $\bar{U}_c$  为垂直于旋翼桨盘的无量纲气流速度; $\sigma$  为旋翼实度; $C_D$  为旋翼桨叶阻力系数。则倾转旋翼机需用功率  $P_r$  可以表示为<sup>[15]</sup>

$$P_r = \frac{2}{\eta_p} \rho (\pi R^2) (\pi R)^3 C_P \quad (14)$$

式中: $\eta_p$  为传动功率损失因子; $\rho$  为空气密度。

由高速段发动机短舱倾转角度-速度包线确定的不等式路径约束为

$$0 \leq P_r \leq P_{cr} \quad (15)$$

式中: $P_{cr}$  为发动机输出的额定功率( $1737.5 \text{ kW}$ )。为了进一步确保倾转过渡过程的飞行安全,把高速段倾转包线上发动机短舱倾转角  $45^\circ$  对应的速度作为中止速度<sup>[20]</sup>,倾转过程飞行速度不能大于中止速度  $V_{\text{stop}}$ (在本文中为  $88 \text{ m/s}$ ),即

$$V_{\max} \leq V_{\text{stop}} \quad (16)$$

整个动态倾转过渡过程中,驾驶员的操纵速率可以根据倾转旋翼机的助力器速率限制<sup>[18]</sup>确定,即

$$\begin{cases} -0.1 \text{ s}^{-1} \leq u_c \leq 0.1 \text{ s}^{-1} \\ -0.1 \text{ s}^{-1} \leq u_s \leq 0.1 \text{ s}^{-1} \\ -6.5^\circ/\text{s} \leq u_n \leq 6.5^\circ/\text{s} \end{cases} \quad (17)$$

### 3 最优控制数值解法

倾转旋翼机最优动态倾转对应的最优控制问题的状态和控制变量众多,约束和目标函数非常复杂,故解析求解不可行,需要通过数值优化算法来进行求解。本文采用直接转换法将该非线性动态最优控制问题转化为非线性规划问题,并用具有良好鲁棒性和计算效率的序列二次规划算法来求解。

#### 3.1 无量纲缩放

在进行数值计算时,由于状态变量和控制变量的量纲不同,某些变量之间的数量级相差较大,会引起数值求解困难。所以首先对飞行力学模型中的参数进行无量纲缩放。

定义常数  $k_1, k_2, k_3, k_4$  对状态量、控制量和时间进行无量纲缩放:

$$\begin{cases} \bar{w} = \frac{k_1 w}{\Omega_0 R}, \bar{u} = \frac{k_1 u}{\Omega_0 R}, \bar{q} = \frac{k_2 q}{\Omega_0}, \bar{h} = \frac{k_3 h}{R} \\ \bar{x} = \frac{k_3 x}{R}, \tau = k_4 \Omega_0 t, \bar{u} = \frac{u}{k_4 \Omega_0} \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\Omega_0$  为标准旋翼转速。长度  $l$ 、质量  $m$ 、气动力  $A_{xz}$  和气动力矩  $M_A$  的无量纲缩放如下:

$$\begin{cases} \bar{l} = \frac{k_1}{k_2} \cdot \frac{l}{R}, m_0 = \frac{k_4}{k_1} \cdot \frac{m}{\rho \pi R^3} \\ \bar{M}_A = \frac{k_2}{k_4} \cdot \frac{M_A}{\Omega_0^2 I_{yy}}, \bar{A}_{xz} = \frac{k_1}{k_4} \cdot \frac{A_{xz}}{m \Omega_0^2 R} \end{cases} \quad (19)$$

式中: $I_{yy}$  为俯仰惯性矩。为了使无量纲缩放后的

状态变量和控制变量大小接近 1, 取  $k_1 = k_2 = 100, k_3 = 1, k_4 = 0.01$ 。

无量纲缩放后的飞行动力学状态方程可以表示为

$$\frac{d\bar{x}}{d\tau} = f(\bar{x}, \bar{u}, \tau) \quad (20)$$

式中:  $\bar{x} = [\bar{u} \quad \bar{w} \quad \bar{q} \quad \theta \quad \bar{x} \quad \bar{h} \quad \delta_{\text{col}} \quad \delta_{\text{lon}} \quad \delta_{\text{in}}]^T$ ;  $\bar{u} = [\bar{u}_c \quad \bar{u}_s \quad \bar{u}_n]^T$

### 3.2 直接转换法

将时间的无量纲  $\tau$  等分为  $N-1$  个时间段:

$$\begin{cases} \tau_0 = \tau_1 < \tau_2 \cdots < \tau_k \cdots < \tau_N = \tau_f \\ \tau_k = \tau_{k-1} + \Delta\tau \\ \Delta\tau = (\tau_f - \tau_0)/(N-1) \end{cases} \quad (21)$$

使用 Hermite-Simpson 节点配置方法把连续空间下的状态变量和控制变量进行离散, 得到非线性规划问题的设计变量, 其原理如图 2 所示。则离散后的设计变量为

$$Y = [(\bar{x}, \bar{u}, \bar{u}_m)_1 \quad (\bar{x}, \bar{u}, \bar{u}_m)_2 \cdots \quad (\bar{x}, \bar{u}, \bar{u}_m)_k \cdots \quad (\bar{x}, \bar{u}, \bar{u}_m)_N \quad \tau_f] \quad (22)$$

其中

$$\begin{cases} \bar{u}_{mk} = \bar{u}(\tau_{mk}) \\ \tau_{mk} = (\tau_k + \tau_{k+1})/2 \end{cases} \quad (23)$$

对动态最优控制问题中的微分方程进行离散, 得到缺陷等式约束方程为

$$\begin{aligned} 0 \leqslant \bar{x}_{k+1} - \bar{x}_k - \frac{1}{6}\Delta\tau[f(\bar{x}_k, \bar{u}_k, \tau_k) + \\ 4f(\bar{x}_{mk}, \bar{u}_{mk}, \tau_{mk}) + f(\bar{x}_{k+1}, \bar{u}_{k+1}, \tau_{k+1})] \leqslant 0 \end{aligned} \quad (24)$$

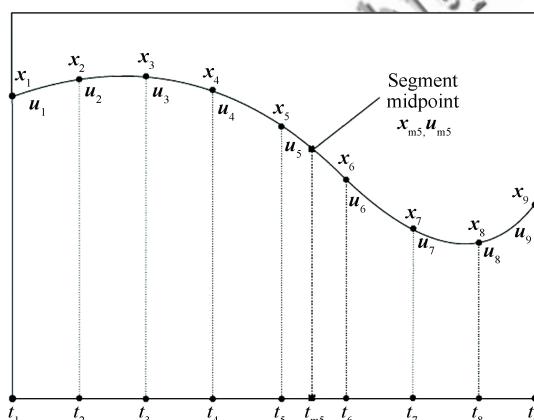


图 2 直接转换法

Fig. 2 Direct transcription method

$$\begin{aligned} \bar{x}_{mk} &= \frac{1}{2}(\bar{x}_k + \bar{x}_{k+1}) + \frac{1}{8}\Delta\tau(f(\bar{x}_k, \bar{u}_k, \tau_k) - \\ &f(\bar{x}_{k+1}, \bar{u}_{k+1}, \tau_{k+1})) \end{aligned} \quad (25)$$

对性能指标进行离散得到

$$\begin{aligned} \min J &= w_t \tau_N + \frac{1}{6} \sum_{k=1}^{N-1} \frac{1}{N-1} [L(\bar{q}_k, \theta_k, \bar{u}_k) + \\ &4L(\bar{q}_{mk}, \theta_{mk}, \bar{u}_{mk}) + L(\bar{q}_{k+1}, \theta_{k+1}, \bar{u}_{k+1})] \end{aligned} \quad (26)$$

边界条件作用于最后一个节点:

$$\begin{cases} i_{n(N)} = i_{nt} \\ u_{n(N)} = 0 \\ \dot{x}_{k(N)} = \dot{x}_t \end{cases} \quad (27)$$

路径约束作用于每一个时间段节点和中间节点:

$$\begin{aligned} h_{\min} &\leqslant h_{(k,mk)} \leqslant h_{\max} \\ -20^\circ &\leqslant \theta_{(k,mk)} \leqslant 20^\circ \\ -5^\circ/\text{s} &\leqslant q_{(k,mk)} \leqslant 5^\circ/\text{s} \\ \alpha_{w\min} &\leqslant \alpha_{w(k,mk)} \leqslant \alpha_{w\max} \\ 0 &\leqslant P_{r(k,mk)} \leqslant P_{cr} \\ V_{\max(k,mk)} &\leqslant V_{\text{stop}} \\ -0.1 \text{ s}^{-1} &\leqslant u_{c(k,mk)} \leqslant 0.1 \text{ s}^{-1} \\ -0.1 \text{ s}^{-1} &\leqslant u_{s(k,mk)} \leqslant 0.1 \text{ s}^{-1} \\ -6.5^\circ/\text{s} &\leqslant u_{n(k,mk)} \leqslant 6.5^\circ/\text{s} \end{aligned} \quad (28)$$

将非线性动态最优控制问题转化为非线性规划问题后, 应用稀疏序列二次规划算法<sup>[21]</sup>求解该非线性规划问题即可得到最优解。序列二次规划算法可以很好地解决有大量设计变量和约束方程的非线性规划问题。最后对最优解中所有节点处的状态变量和控制变量进行分段 3 次 Hermite 插值, 得到更光滑的杆量变化、倾转规律和飞行轨迹等。

### 4 动态倾转过渡操纵策略优化

利用本文建立的飞行动力学模型分别计算正向以及逆向最优动态倾转过渡过程。并与文献[9]中的相关驾驶员飞行仿真数据进行对比, 以验证利用最优控制方法研究倾转旋翼机最优动态倾转过渡过程的可行性。文献[9]中的仿真数据是由驾驶员在 XV-15 飞行仿真设备中进行倾转过渡飞行模拟试验得到的, 所用机型参数与本文一致。

本文之所以和文献[9]中的驾驶员飞行仿真数据对比, 是因为在该文献中驾驶员可以根据当前飞行任务自行决定倾转过渡过程中的操纵策略

和对应的飞行轨迹,而不需要去跟踪预定的飞行轨迹和操纵方案。本文建立的方法正好可以用于求解该类飞行任务下的最优操纵策略和飞行轨迹,所以可以用来对比。

#### 4.1 正向动态倾转过渡

本节以 XV-15 倾转旋翼机由直升机模式向固定翼飞机模式连续正向倾转为例,利用最优控制方法进行操纵策略优化,并与文献[9]中的驾驶员飞行仿真结果进行对比。文献[9]中驾驶员进行正向倾转过渡时的初始状态如下:速度为

32 m/s,高度为 88 m,航迹角为 7°,此时飞行器处于稳定飞行状态。飞行任务要求驾驶员自行决定操纵策略,允许高度变化,倾转结束后速度保持为 65 m/s。为了方便对比,本文计算正向最优动态倾转过渡过程时的初始状态和飞行任务设置与文献[9]保持一致。

根据当前飞行任务,目标发动机短舱倾转角度  $i_m$  为 0°,目标前飞速度  $\dot{x}_t$  为 65 m/s,路径约束中将高度  $h$  的范围定为

$$80 \text{ m} \leq h(t) \leq 150 \text{ m} \quad (29)$$

图 3 所示为本文计算的正向动态倾转的最优

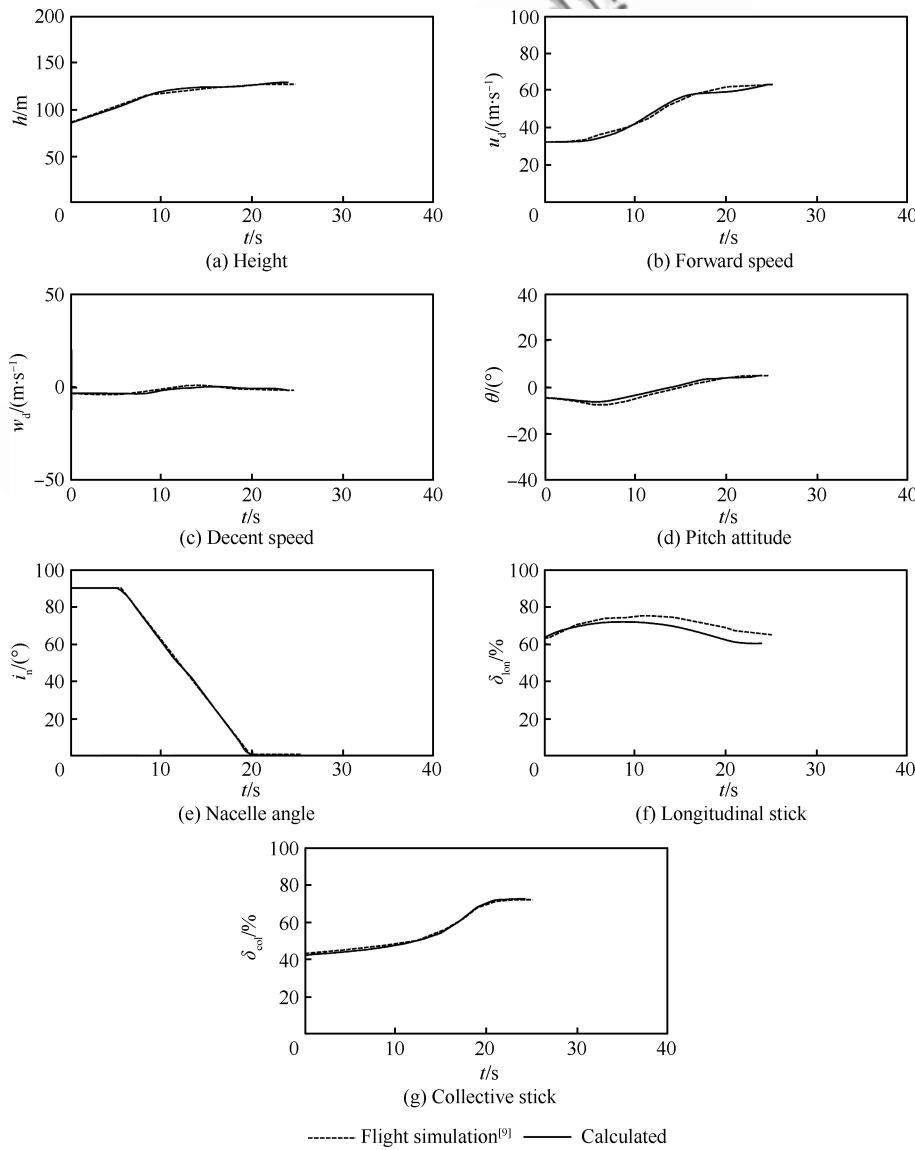


图 3 正向动态倾转过渡最优解

Fig. 3 Optimal solution for accelerating dynamic conversion

操纵策略以及对应的飞行状态量的时间历程,其中,  $u_d$  为地轴系前飞速度,  $w_d$  为地轴系下降速度。可以看出,发动机短舱以  $6.5^\circ/\text{s}$  的角速度直接倾转至固定翼飞机模式,期间驾驶员缓慢增大总距杆位移并向前推杆,前飞速度增大,随后向后拉杆稳定姿态。整个正向倾转过渡过程的操纵策略较为容易实现,且飞行状态量变化平稳。本文计算结果与文献[9]中驾驶员模拟仿真结果较为接近,且俯仰角变化更加平稳。

## 4.2 逆向动态倾转过渡

本节以 XV-15 倾转旋翼机由固定翼飞机模式向直升机模式连续逆向倾转为例,利用最优控制方法进行操纵策略优化,并与文献[9]中的驾驶员飞行仿真结果进行对比。逆向倾转过渡时的初始状态如下:速度为  $62 \text{ m/s}$ ,高度为  $120 \text{ m}$ ,航迹角为  $-2^\circ$ ,处于稳定飞行状态,飞行任务要求驾驶员自行决定操纵策略和飞行轨迹,最后需要着陆。为了方便对比,本文计算逆向最优动态倾转过渡过程时的初始状态和飞行任务设置与文献[9]保持一致。

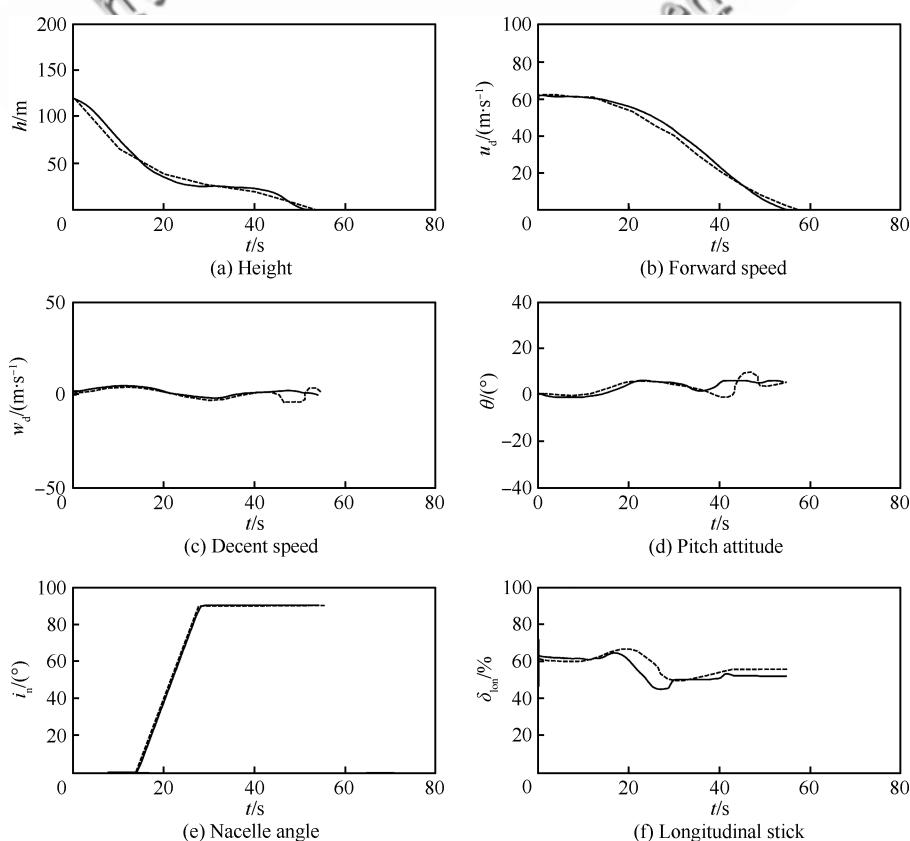
逆向动态倾转过渡一般涉及到倾转旋翼机的

减速着陆过程,为了满足适航条例关于安全着陆的要求,需要对动态最优控制问题的末端边界条件和路径约束做出以下修改:

$$\begin{cases} 0 \text{ m/s} \leq \dot{x}(t_f) \leq 30.48 \text{ m/s} \\ -3.048 \text{ m/s} \leq \dot{h}(t_f) \leq 0 \text{ m/s} \\ -5^\circ \leq \theta(t_f) \leq 10^\circ \\ h(t_f) = 0 \text{ m} \\ i_n(t_f) = 90^\circ \\ 0 \text{ m} \leq h(t) \leq 130 \text{ m} \end{cases} \quad (30)$$

式中: $\dot{x}$  为前飞速度; $\dot{h}$  为上升速度。

图 4 所示为本文计算的逆向动态倾转的最优操纵策略以及对应的飞行状态量的时间历程。可以看出,发动机短舱以  $-6.5^\circ/\text{s}$  的角速度直接倾转至直升机飞机模式,旋翼拉力逐渐增大,驾驶员增大总距杆并向后拉杆,俯仰角上升,前飞速度逐渐减小;倾转至直升机模式后,驾驶员继续操纵总距杆和纵向周期变距杆使飞行器安全着陆。与文献[9]中驾驶员飞行模拟仿真结果相比,本文计算得出的飞行状态量的时间历程与文献吻合地较好,且下降率和俯仰角变化更加平稳,总距杆变化更加柔和。



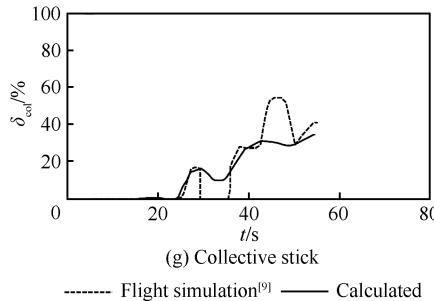


图 4 逆向动态倾转、减速着陆最优解

Fig. 4 Optimal solution for decelerating dynamic conversion and landing

### 4.3 讨论与分析

文献[9]中的飞行仿真结果是由驾驶员在飞行仿真设备中得到的。在倾转过程中,驾驶员根据当前飞行任务自行决定倾转过渡过程中的操纵策略和对应的飞行轨迹,因此驾驶员采取的操纵策略并不一定是当前飞行任务下最优的(可以看出逆向动态倾转时驾驶员总距杆操纵波动较大,使着陆前的俯仰角和下降率变化较大);而本文则是采用数值优化算法得到当前飞行任务下倾转过渡过程中的最优操纵策略和最优轨迹。在性能指标中,本文主要对驾驶员的操纵速率、俯仰角和俯仰角速率进行控制。最优控制方法会不断地进行迭代,直到找到使性能指标为最优的操纵策略,该最优操纵策略不仅可以降低驾驶员的工作负荷,还能使俯仰角变化更加平稳。因此本文得到的最优解与驾驶员飞行仿真结果较为接近,且俯仰角变化更加平稳,逆向倾转过渡时总距杆变化更加柔和,驾驶员工作负荷更低。

## 5 结 论

1) 目前关于倾转旋翼机倾转过渡的控制方法主要集中在预先设定操纵方案以解决操纵冗余问题,并设计控制系统来跟踪预定指令(倾转规律、飞行轨迹等)上,无法得到不同飞行任务下整个倾转过渡过程的最优操纵策略和飞行轨迹。本文建立的倾转旋翼机飞行动力学模型以及采用最优控制方法可以根据不同的飞行任务要求得到倾转过渡的最优操纵策略和对应的最优飞行轨迹,在解决操纵冗余问题的同时,还可以降低驾驶员工作负荷、提高倾转过渡效率、稳定机体姿态。

2) 本文以 XV-15 倾转旋翼机为样机研究倾

转旋翼机的最优正向和逆向动态倾转过渡过程,并与文献[9]中的驾驶员飞行仿真结果进行对比。结果表明:本文得到的最优解与驾驶员根据当前飞行任务采取的操纵策略以及对应的飞行轨迹数据吻合较好;正向动态倾转时,本文计算得到的俯仰角变化更加平稳;逆向动态倾转时,本文计算得到的下降率和俯仰姿态角变化更平稳,且总距杆量位移变化也更加柔和。这是因为最优控制方法会通过不断地迭代直至找到使本文建立的性能指标达到最优的操纵策略,该最优操纵策略不仅可以降低驾驶员的工作负荷,还能使俯仰角变化更加平稳。

3) 本文建立的飞行动力学模型以及采用的最优控制方法可用于研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程,并得到相应的最优操纵策略和飞行轨迹,给驾驶员和设计人员提供一定的参考。下一步将围绕高置信度倾转旋翼机模型展开研究,从而可以更加准确地计算不同飞行条件下倾转旋翼机倾转过渡过程的最优操纵策略和飞行轨迹。

## 参 考 文 献

- [1] 王奇, 吴文海. 一种非线性自适应切换控制混合方法及其在倾转旋翼机上的应用[J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3359-3369.
- WANG Q, WU W H. A nonlinear adaptive switching control blending method and its application to tiltrotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(10): 3359-3369 (in Chinese).
- [2] 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 Q Y, XU J F, JIN K B. Tilt-rotor aircraft modeling and its manipulation assignment strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2016-2028 (in Chinese).

- [3] 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 Y, GONG H J, WANG B. Research on longitudinal attitude control technology of tilt rotor during transition[J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(1): 30-33 (in Chinese).
- [4] PU H Z, ZHEN Z Y, GAO C. Tiltrotor aircraft attitude control in conversion mode based on optimal preview control[C]//*Guidance, Navigation and Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1544-1548.
- [5] RYSDYK R T, CALISE A J. Adaptive model inversion flight control for tilt-rotor aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(3): 402-407.
- [6] BRICK S, FISCHER D. CV-22 osprey flight path cueing flight director system[C]//*AHS Annual Forum Proceedings*. Fairfax, VA: AHS, 1998: 251-255.
- [7] KLEIN P D, NICKS C O. Flight director and approach profile development for civil tiltrotor terminal area operations[C]//*AHS 54th International Annual Forum*. Fairfax, VA: AHS, 1998: 1120-1133.
- [8] CALISE A J, RYSDYK R. Research in nonlinear flight control for tiltrotor aircraft operating in the terminal area: NASA CR-203112[R]. Washington, D.C.: NASA, 1996.
- [9] MARR R L, RODERICK W E B. Handling qualities evaluation of the XV-15 tilt rotor aircraft[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1975, 20(2): 23-33.
- [10] KIM C J, SUNG S, PARK S H, et al. Numerical time-scale separation for rotorcraft nonlinear optimal control analyses[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(2): 658-673.
- [11] BOTTASSO C L, CROCE A, LEONELLO D, et al. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, 50(2): 165-177.
- [12] JHEMI A A, CARLSON E B, ZHAO Y J, et al. Optimization of rotorcraft flight following engine failure[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2004, 49(2): 117-126.
- [13] CARLSON E B, ZHAO Y J. Optimal city-center takeoff operation of tiltrotor aircraft in one engine failure[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2004, 17(1): 26-39.
- [14] CARLSON E B, ZHAO Y J. Prediction of tilt-rotor height-velocity diagrams using optimal control theory[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(5): 896-905.
- [15] CARLSON E B, ZHAO Y J. Optimal short takeoff of tiltrotor aircraft in one engine failure[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(2): 280-289.
- [16] ZHAO Y, CARLSON E, JHEMI A, et al. Optimization of rotorcraft flight in engine failure[C]//*AHS Annual Forum Proceedings*. Fairfax, VA: AHS, 2000: 523-536.
- [17] CARLSON E B, ZHAO Y J, CHEN R T N. Optimal trajectories for tiltrotor aircraft in total power failure[C]//*AHS 54th International Annual Forum*. Fairfax, VA: AHS, 1998: 1368-1380.
- [18] FERGUSON S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt rotor aircraft: NASA CR-166536[R]. Washington, D.C.: NASA, 1988.
- [19] FERGUSON S W. Development and validation of a simulation for a generic tilt-rotor aircraft: NASA CR-166537[R]. Washington, D.C.: NASA, 1989.
- [20] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2174-2180.
- CAO Y Y, CHEN R L. Investigation on nacelle of conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(10): 2174-2180 (in Chinese).
- [21] GILL P E, MURRAY W, SAUNDERS M A. User's guide for SNOPT version 7: Software for large-scale nonlinear programming[D]. San Diego: University of California, 2007: 4-29.

(责任编辑: 鲍亚平, 王娇)

# Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft

YAN Xufei, CHEN Renliang \*

National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

**Abstract:** The optimal control theory is applied to investigate the optimal dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft to minimize the performance index described as the weighted sum of time consumed, variation of flight attitude and pilot workload. A flight dynamic model is built to extend the basic longitudinal rigid-body flight dynamic model with mixed control equations. The rates of pilot control sticks are set as the control variables to avoid jump discontinuities of controls in control strategy optimization. The dynamic conversion procedure is transformed into a dynamic optimal control problem with an appropriate performance index. The optimal control problem is formulated into a nonlinear programming problem and solved by a sparse sequential quadratic programming. XV-15 tilt-rotor aircraft is taken as the sample for the demonstration of conversion and reconversion. The results indicate that the variations of state variables are in good agreement with the data from flight simulation, and the variations of pitch attitude and pilot controls are relatively more gentle. The optimal control theory can be applied to investigate the optimal dynamic conversion procedure.

**Keywords:** optimal control; tilt-rotor aircraft; dynamic conversion; performance index; sequential quadratic programming

**Received:** 2016-10-19; **Revised:** 2016-11-25; **Accepted:** 2017-03-02; **Published online:** 2017-03-28 10:43

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20170328.1043.002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20170328.1043.002.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (11672128)

\* **Corresponding author.** E-mail: [crlae@nuaa.edu.cn](mailto:crlae@nuaa.edu.cn)