

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201604113

倾转旋翼机短距起飞单发失效着陆的轨迹优化

严旭飞, 陈仁良

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

摘要:为进一步改善倾转旋翼机短距起飞单发失效后着陆轨迹优化的操纵策略,建立适用于倾转旋翼机单发失效后轨迹优化的增广飞行动力学模型并进行计算分析.首先,在基本纵向刚体模型的基础上建立关于操纵量的代数方程和微分方程组,形成增广飞行动力学模型,从而能反映出旋翼拉力系数、后倒角与驾驶员操纵杆量之间的关系,同时也能在轨迹优化中考虑到操纵系统特性对操纵量变化速度的限制,避免操纵量在优化过程中跳跃不连续;然后,采用直接转换法将着陆过程中的最优操纵策略和最优轨迹问题转化为非线性规划问题,并使用序列二次规划算法进行求解;最后,以 XV-15 倾转旋翼机为例,计算了短距起飞单发失效后安全着陆的最优解,并与相关文献数据进行对比.结果表明,在飞行路径、地速、旋翼转速和俯仰角的变化趋势与文献基本一致的情况下,需用功率、拉力系数与纵向周期变距杆位移等变化更加柔和,此外优化结果还包含了现有方法无法得到的操纵量和操纵速率信息.由增广飞行动力学模型得到的轨迹优化结果可以为单发失效时驾驶员实施安全着陆提供更多有用的依据.

关键词: 倾转旋翼机;单发失效;轨迹优化;飞行动力学模型;序列二次规划

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2017)10-0038-07

Trajectory optimization of tilt-rotor aircraft landing in short takeoff after one engine failure

YAN Xufei, CHEN Renliang

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 210016, China)

Abstract: The augmented flight dynamic model for trajectory optimization is built to improve the optimal control strategy of trajectory optimization for tilt-rotor aircraft landing in short takeoff after one engine failure. The longitudinal rigid-body flight dynamic model is augmented with a set of algebra equations describing the relationship between the aerodynamic forces and controls in the cockpit, and a set of differential equations describing the control rates to avoid jump discontinuities of controls in the trajectory optimization. The trajectory optimization problem is transformed into a nonlinear programming problem and solved by a sparse sequential quadratic programming. The XV-15 tilt-rotor aircraft is taken as a sample for the investigation. The optimal solutions are calculated and compared with those obtained in the relevant reference. The results indicate that the augmented flight dynamic model can provide more longitudinal control information such as the collective control input, the root collective pitch, the longitudinal cycle pitch and the rates of control variables. In addition, the time histories of power required, thrust coefficient and longitudinal stick are more relatively gentle. Therefore, the presented method can provide pilots more useful references to perform the landing procedure.

Keywords: tiltrotor; one engine failure; trajectory optimization; flight dynamic model; sparse sequential quadratic programming

倾转旋翼机是一种将固定翼飞机和直升机特点融为一体的新型飞行器,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.倾转旋翼机显著提升了直升机和固定翼飞机的使用范围,在军用和民用具有广泛的应用前景.由于倾转旋翼机在起飞着陆过程中的动能和势能较低,而需用功率

较高,若遭遇发动机失效,很可能造成飞行事故,研究倾转旋翼机在起飞着陆时发动机失效后的最优轨迹和操纵过程对飞行安全具有重要的意义.

飞行试验是检验倾转旋翼机发动机单发失效后如何操纵飞行器安全着陆的最终手段,但是飞行试验风险大、耗时且耗资.为了降低飞行试验的成本和风险,数值优化方法被提出来预测倾转旋翼机单发失效后的最优操纵过程和飞行轨迹,为飞行试验提供理论依据^[1].

单旋翼带尾桨直升机单发失效的轨迹数值优化早在上世纪70年代就开始研究,并已经发展相对成

收稿日期: 2016-04-22

基金项目: 国家自然科学基金(11672128)

作者简介: 严旭飞(1990—),男,博士研究生;

陈仁良(1963—),男,教授,博士生导师

通信作者: 陈仁良, crlae@nuaa.edu.cn

熟,具体成果见文献[2-10].但单旋翼带尾桨直升机单发失效后安全着陆的最优轨迹和操纵方案并不能直接用于倾转旋翼机,这是因为倾转旋翼机可以同时使用直升机和固定翼两种操纵方式.在单发失效时,驾驶员除了采用直升机的操纵方式以外,也可以使用固定翼飞机的操纵方式,还可以改变发动机短舱倾转角来进行安全着陆.与单旋翼带尾桨直升机单发失效后的轨迹优化相比,倾转旋翼机单发失效后的轨迹优化不仅优化变量多,优化策略也不同.

倾转旋翼机单发失效后的轨迹数值优化研究起步较晚,始于上世纪 90 年代,其中 Carlson 等^[1,11-15]的研究较为深入.他们建立了纵向刚体模型并进行验证,将飞行器的运动参数、旋翼拉力、旋翼后倒角和短舱倾转角作为优化参数,最后应用非线性最优控制理论研究了单发失效后的轨迹优化问题.但仅用旋翼拉力和旋翼后倒角作为控制变量,不能直接反映驾驶员的操纵动作,也不能反映助力器速率和操纵行程的限制,从而对驾驶员的参考指导作用.

本文在基本纵向刚体模型的基础上,建立关于操纵量的代数方程和微分方程组,从而能反映出旋翼拉力系数、后倒角与驾驶员操纵杆量之间的关系,同时也考虑到操纵系统特性对操纵量变化速度的限制,避免在轨迹优化中操纵量出现跳跃不连续的现象,有效反映驾驶员的操纵动作及伺服助力器的速率限幅作用,形成适用于倾转旋翼机单发失效轨迹优化的增广飞行动力学模型.然后,以倾转旋翼机的飞行状态量、总距杆量、纵向周期变距杆量、发动机短舱倾转角和操纵速率为优化变量,采用直接转换法将着陆过程中的最优轨迹和操纵策略问题转化为非线性规划问题,并使用序列二次规划算法进行求解.最后,以 XV-15 倾转旋翼机为例,求解得到短距起飞单发失效后安全着陆的最优轨迹和操纵策略,从而为单发失效时驾驶员实施安全着陆提供更多有用的依据.

1 飞行动力学建模

倾转旋翼机具有沿纵向对称构型,两个发动机通过传动轴共同驱动两副旋翼,在单发失效时,剩余有效发动机通过传动轴仍同时驱动着两副旋翼以相同转速工作,在无侧风条件下,单发失效后的飞行轨迹和与之相关的操纵都在纵向平面.因此,本文以一个纵向三自由度刚体飞行动力学模型为基础,引入旋翼转速自由度模拟单发失效,然后建立关于操纵量的代数方程和微分方程组,形成适用于倾转旋翼机单发失效后轨迹优化的增广飞行动力学模型.

1.1 基本飞行动力学模型

建立引入旋翼转速自由度的倾转旋翼机基本纵

向三自由度刚体模型,状态变量为:高度 h ,水平位移 x ,旋翼转速 Ω ,体轴系 i 方向速度 u ,体轴系 k 方向速度 w ,俯仰角 θ ,俯仰角速度 q ;控制变量为:旋翼拉力系数 C_T ,倾转角 i_n ,操纵杆纵向位移 s .方程如下

$$\begin{cases} \dot{w} = \frac{A_z}{m} - 2 \frac{T}{m} \sin(i_n - \beta_{lc}) + g \cos \theta + qu, \\ \dot{u} = \frac{A_x}{m} + 2 \frac{T}{m} \cos(i_n - \beta_{lc}) - g \sin \theta - qw, \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} - \frac{2}{I_{yy}} T [l_R \sin(i_n - \beta_{lc}) + h_R \cos(i_n - \beta_{lc}) + d \sin \beta_{lc}], \\ \dot{\Omega} = \frac{P_A - P_R}{I_R \Omega}, \\ \dot{h} = u \sin \theta - w \cos \theta, \\ \dot{x} = u \cos \theta + w \sin \theta. \end{cases} \quad (1)$$

式中: P_A 为可用功率; P_R 为需用功率; A_z 、 A_x 、 M 分别为机身、机翼-短舱和平尾的气动力和气动力矩; T 为旋翼拉力; β_{lc} 为旋翼纵向挥舞角; l_R 、 h_R 为发动机短舱支点位置坐标; d 为发动机短舱长度; I_R 为两副旋翼对桨毂的转动惯性矩.

倾转旋翼机在单发失效时,发动机输出功率会逐渐衰减,为了保证倾转旋翼机能够顺利安全着陆,剩余发动机以最大可用功率输出,该过程可以表示为

$$P_A = (P_{AEO} - P_{OEI}) e^{-t/t_p} + P_{OEI}.$$

式中: P_{AEO} 为两台发动机正常工作时的输出功率; P_{OEI} 为单发失效后最大可用功率; t_p 为发动机响应时间常数.

考虑到旋翼尾流对机翼的干扰,将机翼-短舱的气动力分为:1)受到旋翼尾流影响的机翼气动力;2)不受旋翼尾流作用的机翼气动力.机翼的总气动力为两者的叠加,如图 1 所示.

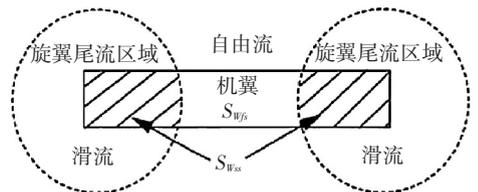


图 1 自由流和滑流影响下的机翼

Fig.1 Wing affected by free stream and slipstream

机翼处于滑流部分的面积 S_{wss} 和处于自由流部分的面积 S_{wfs} 的计算公式分别为

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

式中: S_w 为机翼面积; $S_{ssmax} = 2\eta_{ss} Rc$,其中 η_{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; $a = 1.386$, $b = 3.114$; μ 为旋翼前进比; μ_{\max} 为旋翼尾迹偏出机翼的最大前进比。

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^[16], 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 增广飞行动力学模型

由于基本飞行动力学模型没有包含驾驶员的操纵杆量信息, 本文首先建立旋翼拉力系数、后倒角与驾驶员操纵杆量之间的关系。

根据叶素理论建立旋翼拉力系数 C_T 和后倒角 β 与旋翼总距和纵向周期变距操纵的代数方程:

$$\begin{cases} C_T - \frac{1}{2} a_\infty \sigma \left[\left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \mu^2 \right) \theta_0 + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \theta_1 - \frac{1}{2} \lambda - \frac{1}{2} \mu \theta_s \right] = 0, \\ \beta - \left[\left(\frac{8}{3} \theta_0 + 2\theta_1 - 2\lambda \right) \mu - \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \theta_s - \frac{16}{\gamma_b} \frac{q}{\Omega} \right] / \left(1 - \frac{1}{2} \mu^2 \right) = 0. \end{cases} \quad (2)$$

式中: α_∞ 为升力线斜率; σ 为实度; λ 为入流比; θ_0 为桨根总距; θ_1 为桨叶扭度; θ_s 为纵向周期变距; γ_b 为桨叶洛克数。

以 XV-15 倾转旋翼机为例, 将驾驶员操纵加入到模型中, 通过总距杆位移 X_{col} 和纵向周期变距杆位移 s 来改变旋翼桨根总距 θ_0 、纵向周期变距 θ_s 和升降舵偏转角 δ_c 。直升机模式下, 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模式) 时, 纵向周期变距操纵和总距操纵效能逐渐减弱, 最后消失, 这个过程可以表示为

$$\begin{cases} \theta_s = (2\bar{s} - 1) \cdot \theta_{\text{smax}} \sin i_n + \delta_{\text{Bl}} (1 - \sin i_n), \\ \theta_0 = \partial \theta_0 / \partial X_{\text{col}} \cdot X_{\text{colmax}} \cdot \bar{X}_{\text{col}} + \theta_{\text{OLL}} + \theta_{\text{OR/G}}. \end{cases}$$

式中: \bar{s} 为纵向周期变距杆的相对位移 (0~1); θ_{smax} 为最大纵向周期变距; 补偿量 δ_{Bl} 为 1.5° ; $\partial \theta_0 / \partial X_{\text{col}}$ 和桨根总距补偿角 θ_{OLL} 以及 i_n 有关; X_{colmax} 为总距杆最大位移; \bar{X}_{col} 为总距杆相对位移 (0~1); $\theta_{\text{OR/G}}$ 为旋翼转速调节系统输出的总距补偿量。

XV-15 倾转旋翼机在不同倾转角下有对应的 $\partial \theta_0 / \partial X_{\text{col}}$ 与 θ_{OLL} ^[16], 为了提高计算效率, 本文采用多项式拟合的方法, 将桨根总距表示为 i_n 和 \bar{X}_{col} 的函数为

$$\theta_0 = [(3.046i_n^4 + 6.471i_n^3 - 2.394i_n^2 + 9.816i_n) \bar{X}_{\text{col}} + (6.511i_n^3 - 13.849i_n^2 - 9.386i_n + 52.125)] \cdot \pi / 180 + \theta_{\text{OR/G}}.$$

考虑到伺服助推器对驾驶杆的速率限幅, 以及

驾驶员对操纵速率的要求, 同时为了避免操纵量出现跳跃不连续或者“bang-bang”型控制的形式, 使用操纵量一阶导数代替 \bar{X}_{col} 、 i_n 和 \bar{s} 作为新的控制变量, 并把 $\dot{\bar{X}}_{\text{col}}$ 、 \dot{i}_n 和 $\dot{\bar{s}}$ 作为新的状态变量, 即

$$\begin{cases} \dot{\bar{X}}_{\text{col}} = u_c, \\ \dot{i}_n = u_n, \\ \dot{\bar{s}} = u_s. \end{cases} \quad (3)$$

倾转旋翼机在单发失效后的着陆过程是一种机动飞行过程, 为便于驾驶员操纵, 一般选择关闭控制增稳系统 (SCAS) 和旋翼转速调节系统^[1,15]。

式(1)~式(3)组成了增广飞行动力学模型的主控方程, 状态变量为: $h, x, \Omega, u, w, \theta, q, \bar{X}_{\text{col}}, i_n, \bar{s}$; 代数变量为: C_T, β ; 控制变量为: u_c, u_n 和 u_s 。

令

$$\begin{cases} \mathbf{y} = [u, w, \theta, q, \Omega, x, h, \bar{X}_{\text{col}}, i_n, \bar{s}]^T, \\ \mathbf{a} = [C_T, \beta]^T, \\ \mathbf{u} = [u_c, u_n, u_s]^T, \end{cases}$$

则增广飞行动力学模型可表示为以下微分-代数方程组:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{a}, \mathbf{u}, t), \\ \mathbf{a} - \mathbf{g}(\mathbf{y}) = \mathbf{0}. \end{cases} \quad (4)$$

2 归一化、缩放和模型验证

由于模型中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, 所以在数值计算前, 首先对模型(4)中的参数进行归一化和缩放处理。

定义常数 k_1, k_2, k_3, k_4 对状态量、时间和控制量进行归一化和缩放:

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

其中 Ω_0 为直升机模式下标准旋翼转速。长度、质量、拉力系数、气动力和气动力矩的归一化和缩放如下

$$\begin{cases} \bar{l} = \frac{k_1 l}{k_2 R}, m_0 = \frac{k_4 m}{k_1 \rho \pi R^3}, C_N = \frac{2}{m_0} C_T \frac{k_1}{k_4}, \\ \bar{A}_z = \frac{k_1 A_z}{k_4 m \Omega_0^2 R}, \bar{A}_x = \frac{k_1 A_x}{k_4 m \Omega_0^2 R}, \bar{M}_A = \frac{k_2 M_A}{k_4 \Omega_0^2 I_y}. \end{cases}$$

为了使归一化和缩放后的状态变量和控制变量大小接近 1, 取

$$k_1 = k_2 = 100, k_3 = 1, k_4 = 0.01,$$

则归一化和缩放后的主控方程为

$$\begin{cases} \frac{d\bar{\mathbf{y}}}{d\tau} = \mathbf{f}(\bar{\mathbf{y}}, \bar{\mathbf{a}}, \bar{\mathbf{u}}, \tau), \\ \bar{\mathbf{a}} - \mathbf{g}(\bar{\mathbf{y}}) = \mathbf{0}, \end{cases} \quad (5)$$

其中

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{y}} = [\bar{u}, \bar{w}, \theta, \bar{q}, \Omega, \bar{x}, \bar{h}, \bar{X}_{col}, i_n, \bar{s}]^T, \\ \bar{\mathbf{a}} = [C_N, \beta]^T, \\ \bar{\mathbf{u}} = [\bar{u}_c, \bar{u}_n, \bar{u}_s]^T. \end{cases}$$

倾转旋翼机处于稳定直线飞行状态时,飞行器处于配平状态,操纵量一阶导数为 0,此时主控方程(5)可以简化为

$$\begin{cases} \mathbf{f}(\bar{\mathbf{y}}, \bar{\mathbf{a}}, \tau) = \mathbf{0}, \\ \bar{\mathbf{a}} - \mathbf{g}(\bar{\mathbf{y}}) = \mathbf{0}. \end{cases} \quad (6)$$

求解非线性方程组(6)即可得出配平值.本文根据配平结果求得旋翼需用功率,并分别与文献[17]的理论计算数据以及 XV-15 的飞行试验数据^[1]进行对比,如图 2 所示.

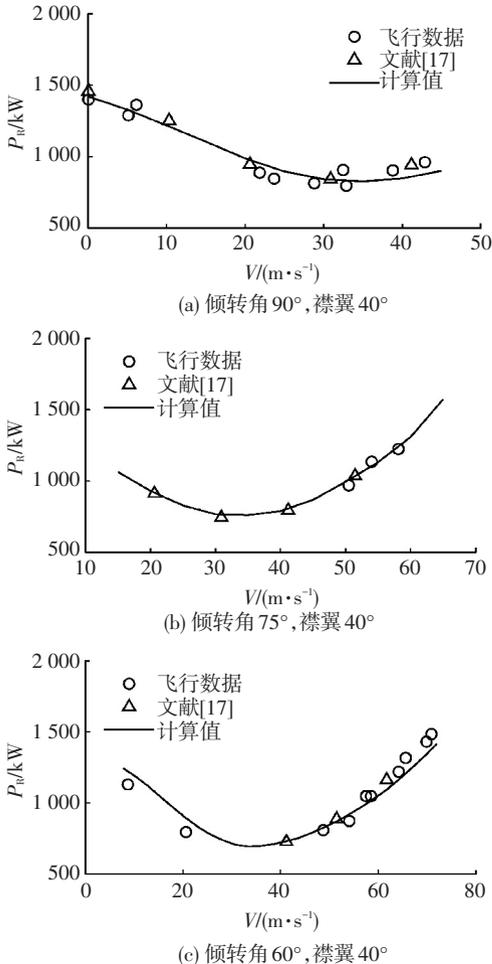


图 2 计算需用功率与文献[17]和飞行数据对比

Fig.2 Model validation with Ref. [17] and flight data

从图 2 中可以看出,本文计算的需用功率和文

献[17]的理论计算数据以及XV-15的飞行试验数据基本一致.在图 2(c)中,低速时需用功率与飞行试验数据对比结果有一定偏差,其原因是本文建立的模型认为大气是平静的,而实际飞行中或多或少有一定的风速,低速飞行时风速的作用大于高速的情况,故低速时需用功率与飞行试验数据有偏差.

3 非线性最优控制模型和数值解法

倾转旋翼机单发失效后的最优安全着陆问题,可以归结为一种飞行轨迹优化问题,即含有状态和控制约束的非线性最优控制问题.最优控制问题一般可表示成如下 Bolza 形式:

目标函数为

$$\min_u J = \varphi(\mathbf{y}(t_0), t_0, \mathbf{y}(t_f), t_f) + \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} L(\mathbf{y}(t), \mathbf{u}(t), t) dt.$$

其中: \mathbf{y} 为状态向量; \mathbf{u} 为控制向量; t_0 为最优控制问题的初始时刻; t_f 为可变的末端时刻.

微分方程为

$$\frac{d\mathbf{y}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{y}(t), \mathbf{u}(t), t), t \in [t_0, t_f].$$

边界条件为

$$B(\mathbf{y}(t_0), t_0, \mathbf{y}(t_f), t_f) \begin{cases} = \mathbf{0}, \\ \leq \mathbf{0}. \end{cases}$$

路径约束为

$$C(\mathbf{y}(t), \mathbf{u}(t), t) \begin{cases} = \mathbf{0}, \\ \leq \mathbf{0}, \end{cases} t \in [t_0, t_f].$$

该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.

常用的数值优化算法有间接方法和直接方法.间接方法需要推导出最优控制问题的一阶最优性必要条件,由于飞行动力学模型的高度非线性化和复杂程度,要给出一阶最优条件是非常困难的,因此不适合用来求解大规模非线性最优控制问题;直接方法通过有限维离散将最优控制问题转化为非线性规划问题求解,该方法的优点是不用给出一阶最优性必要条件,且计算效率高,具有较好的鲁棒性和宽广的收敛域,对初始估计值的要求也不高,因此适用于求解本文给出的最优控制问题.

按照离散方式的不同,直接方法包括直接打靶法、直接转换法、微分包含法等.其中直接转换法对优化参数初始估计值的要求最低,且节点配置简单,因此本文采用直接转换法将非线性最优控制问题转化为非线性规划问题.

将归一化和缩放后的时间 τ 等分为 $N-1$ 段:

$$\begin{cases} \tau_0 = \tau_1 < \tau_2 \cdots < \tau_k \cdots < \tau_N = \tau_f, \\ \tau_k = \tau_{k-1} + \Delta\tau, \quad k = 2, \cdots, N, \\ \Delta\tau = (\tau_f - \tau_0) / (N - 1). \end{cases}$$

把连续空间下的状态变量和控制变量进行离散:

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{y}}_k = \bar{\mathbf{y}}(\tau_k), \\ \bar{\mathbf{u}}_k = \bar{\mathbf{u}}(\tau_k), \quad k = 1, \cdots, N. \end{cases}$$

主控方程(5)中的代数方程经过离散可得等式约束方程:

$$\mathbf{0} \leq \bar{\mathbf{a}}_k - \mathbf{g}(\bar{\mathbf{y}}_k) \leq \mathbf{0}.$$

采用梯形公式对主控方程(5)中的状态微分方程进行离散,得到如下缺陷等式约束方程:

$$\mathbf{0} \leq \bar{\mathbf{y}}_{k+1} - \bar{\mathbf{y}}_k - \frac{1}{2} \Delta\tau (\mathbf{f}(\bar{\mathbf{y}}_k, \bar{\mathbf{a}}_k, \bar{\mathbf{u}}_k, \tau_k) + \mathbf{f}(\bar{\mathbf{y}}_{k+1}, \bar{\mathbf{a}}_{k+1}, \bar{\mathbf{u}}_{k+1}, \tau_{k+1})) \leq \mathbf{0}.$$

采用梯形公式对目标函数进行离散得到

$$\begin{aligned} \min_u J = & \varphi(\bar{\mathbf{y}}_1, \tau_1, \bar{\mathbf{y}}_N, \tau_N) + \\ & \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{N-1} \frac{1}{N-1} (L(\bar{\mathbf{y}}_k, \bar{\mathbf{a}}_k, \bar{\mathbf{u}}_k, \tau_k) + \\ & L(\bar{\mathbf{y}}_{k+1}, \bar{\mathbf{a}}_{k+1}, \bar{\mathbf{u}}_{k+1}, \tau_{k+1})). \end{aligned}$$

根据 FAR^[18]关于单发失效后安全着陆的具体要求即可确定最优控制模型的末端约束和路径约束,其中驾驶杆量和操纵速率的约束可根据倾转旋翼机的助力器速率限制确定.完成对连续最优控制问题的离散后,可应用稀疏序列二次规划算法^[19]求解该非线性规划问题,得到最优解.稀疏序列二次规划算法的计算效率高、收敛快,适用于求解大规模非线性最优化问题.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,得到更光滑的最优轨迹和操纵曲线.

由于驾驶员对发动机失效存在反应时间,为了模拟驾驶员的反应时间,假设驾驶员延迟 t_d 开始操纵,此时转速在旋翼转速调节系统的控制下保持基本不变,故延迟计算时,在增广飞行动力学模型中加入线性反馈控制律来模拟其转速调节作用为

$$\dot{\bar{\Omega}} - K(\bar{\Omega} - 1) = 0,$$

式中 $K = 12 / (k_d \Omega_0)$ ^[1],为反馈增益.通过积分即可得到延迟期间的状态量以及 $\theta_{OR/C}$ 的变化,随后驾驶员进行操纵,此时选择关闭旋翼转速调节系统,从而能有效利用旋翼转动储存的能量,提高安全性.

4 算例与结果分析

为了验证上述最优控制方法的正确性,本文以 XV-15 倾转旋翼机为例,进行短距起飞单发失效后

安全着陆的轨迹优化,并与文献[1]的结果进行对比验证.倾转旋翼机起飞至单发失效过程为:全机质量为 5 897 kg,襟翼/副翼配置为 40°/25°,短舱倾转角保持 70°,以静止状态在城区机场上滑跑起飞,加速度保持 0.2 g,当速度达到 20.6 m/s 时离地.发生单发失效的初始状态为速度 22.6 m/s,高度 3 m,航迹角 10°,加速度 0.2 g,单发失效后驾驶员在延迟 1 s 之后开始操纵飞行器进行安全着陆.为了方便对比,本文与文献[1]均采用直接转换法和序列二次规划算法解决轨迹优化问题,且目标函数和以下末端约束与路径约束与文献[1]保持一致:

目标函数为

$$\min J_r = \bar{x}_N + \frac{\dot{\bar{x}}_N^2}{2 \cdot 0.2g}.$$

末端约束为

$$\begin{cases} -5^\circ \leq \theta_f \leq 10^\circ, 60^\circ \leq i_{nf} \leq 95^\circ, \\ -3.048 \text{ m/s} \leq \dot{h}_f \leq 0, 0 \leq h_f \leq 0, \\ 0 \leq \dot{x}_f \leq 30.48 \text{ m/s}. \end{cases}$$

路径约束为

$$\begin{cases} -40^\circ \leq \theta \leq 40^\circ, 0 \leq h \leq 15 \text{ m}, \\ 0.78 \leq \bar{\Omega} \leq 1.1, 0.003 \leq C_T \leq 0.02, \\ -12^\circ \leq \beta_{lc} \leq 12^\circ, 0^\circ \leq i_n \leq 90^\circ. \end{cases}$$

由于本文采用增广飞行动力学模型,增加了总距杆操纵及速率、纵向周期变距杆操纵速率、发动机短舱倾转角速率等优化变量和约束条件,导致最优控制问题的设计变量空间维度更高,约束方程更多,动态规划时间节点上可行域的影响因素更复杂.本文通过以下约束条件确保优化算法能够顺利迭代,并收敛得到最优解:

$$\begin{cases} 0 \leq \bar{X}_{col} \leq 1, 0 \leq \bar{s} \leq 1, \\ -0.15/\text{s} \leq u_c \leq 0.15/\text{s}, \\ -0.4/\text{s} \leq u_s \leq 0.4/\text{s}, \\ -0.131 \text{ rad/s} \leq u_n \leq 0.131 \text{ rad/s}. \end{cases}$$

图 3 给出了本文计算得出的最优解与文献[1]中对应最优解的对比图,其中 u_d 和 w_d 分别为地轴系下的前飞速度和下降率.

从图 3 可以得到:1)从图 3(a)~(d)可以看出,本文计算得到的飞行路径、地速、旋翼转速和俯仰角的变化趋势与文献[1]基本一致.2)从图 3(e)~(i)可以看出,本文得到的需用功率、拉力系数及纵向周期变距杆操纵时间历程比文献[1]更加柔和.这是因为本文在增广飞行动力学模型考虑到了操纵系统特性对操纵量变化速度的限制,避免了在轨迹优化计算中操纵量出现跳跃不连续的现象,从而有效地反映驾驶

员的操纵动作及伺服助力器的速率限幅作用.

3)从图 3(j)~(o)可以看出,本文的优化结果还得到了文献[1]无法得到的结果,包括旋翼纵向周期变距、

桨根总距、总距杆操纵及速率、纵向周期变距杆操纵速率以及发动机短舱倾转角速率等操纵信息,为单发失效时驾驶员实施安全着陆提供更多有用的依据.

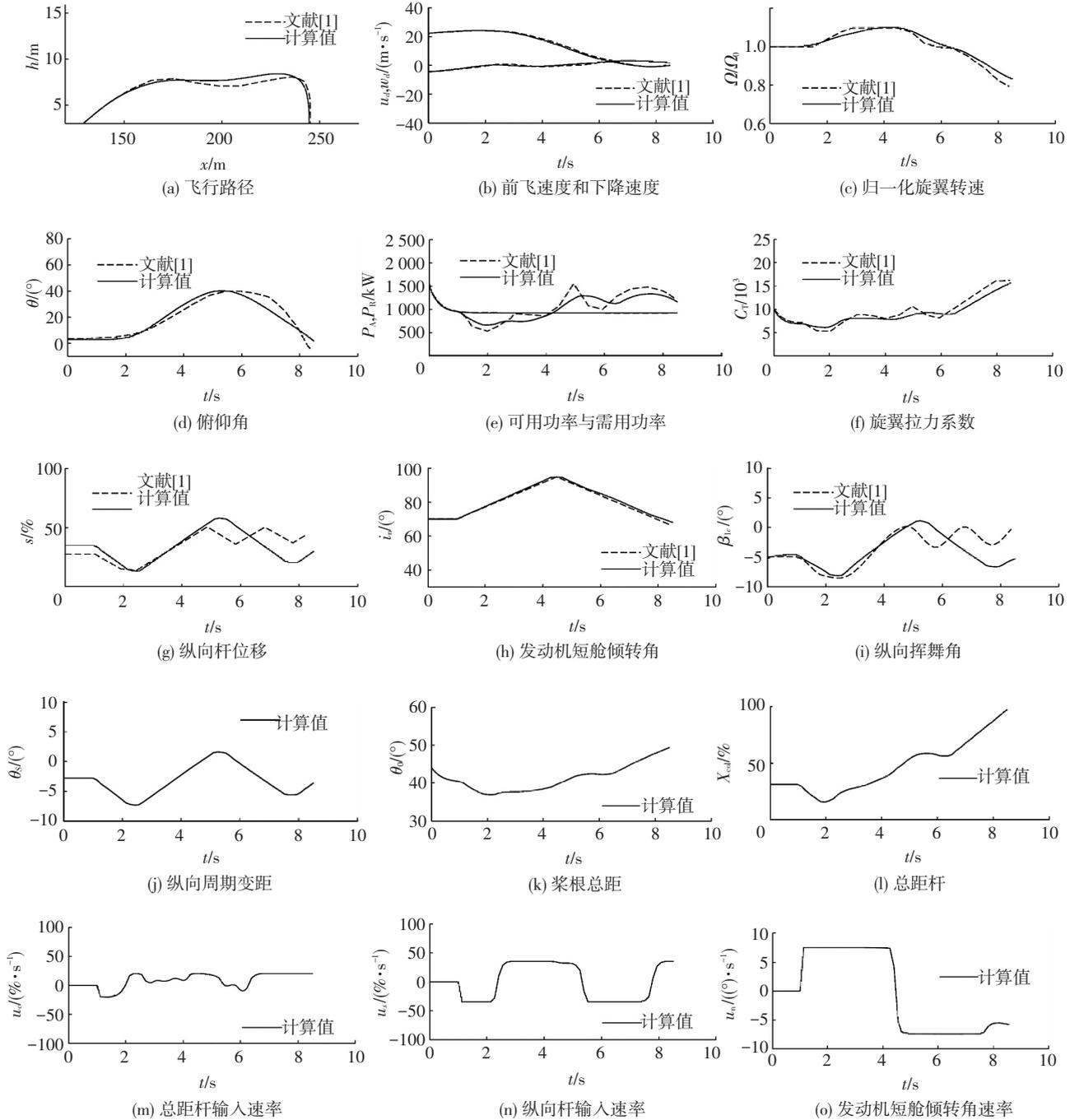


图 3 本文计算的最优解与文献[1]中最优解的对比

Fig.3 Comparison of optimal solutions with Ref. [1]

5 结 论

1)本文建立的增广飞行动力学模型以及采用的轨迹优化数值计算方法可用于进一步改善倾转旋翼机短距起飞单发失效后着陆轨迹优化的最优操纵策略.

2)从 XV-15 倾转旋翼机短距起飞单发失效安全着陆的算例可以看出:在飞行路径、地速、旋翼转

速和俯仰角的变化趋势与文献基本一致的情况下,由增广飞行动力学模型得到的需用功率、拉力系数与纵向周期变距杆位移等变化更加柔和,避免了操纵量的跳跃不连续现象.

3)由增广飞行动力学模型得到的优化结果包含了现有方法无法得到的操纵量和操纵速率信息,可以为单发失效时驾驶员实施安全着陆提供更多有用的依据.

参考文献

- [1] CARLSON E B. Optimal tiltrotor aircraft operations during power failure[D]. Minnesota: University of Minnesota, 1999.
- [2] JOHNSON W. Helicopter optimal descent and landing after power loss, NASA TM-73244[R]. Washington: NASA, 1977.
- [3] LEE A Y, BRYSON A E, HINDSON W S. Optimal landing of a helicopter in autorotation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1988, 11(1): 7-12. DOI: 10.2514/3.20262.
- [4] CHEN R T N, ZHAO Y. Optimal trajectories for the helicopter in one-engine-inoperative terminal area operations, NASA TM-110400 [R]. Washington: NASA, 1996.
- [5] OKUNO Y, KAWACHI K, AZUMA A, et al. Analytical prediction of height-velocity diagram of a helicopter using optimal theory[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1991, 14(2): 453-459. DOI: 10.2514/3.20659.
- [6] BIBIK P, NARKIEWICZ J. Helicopter optimal control after power failure using comprehensive dynamic model[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(4): 1354-1362. DOI: 10.2514/1.51371.
- [7] BOTTASSO C L, MAISANO G, SCORCELLETTI F. Trajectory optimization procedures for rotorcraft vehicles, their software implementation, and applicability to models of increasing complexity[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(3): 32010-32010. DOI: 10.4050/jahs.55.032010.
- [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. DOI: CNKI: 11-1929/V.20110427.1600.001.
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. DOI: CNKI: 11-1929/V.20110427. 1600.001.
- [9] MENG Wanli, CHEN Renliang. Study of helicopter autorotation landing following engine failure based on a six-degree-of-freedom rigid-body dynamic model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1380-1388. DOI: 10.1016/j.cja.2013.07.041.
- [10] 孟万里. 直升机单台发动机失效后飞行轨迹优化研究和应用[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2014.
MENG Wanli. Study and application of trajectory optimization for helicopter flight after one engine failure[D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [11] 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. DOI: 10.1061/(asce)0893-1321(2004)17:1(26).
- [12] CARLSON E B, ZHAO Y Y, CHEN R T N. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Portland: AIAA, 1999: 75-85. DOI: 10.2514/6.1999-3961.
- [13] JHEMI AA, 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. DOI: 10.4050/JAHS.49.117.
- [14] CARLSON E B, ZHAO Y J. Prediction of tiltrotor height-velocity diagrams using optimal control theory[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 896-905. DOI: 10.2514/2.6865.
- [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. DOI: 10.2514/2.2925.
- [16] FERGUSON S W. A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt rotor aircraft, NASA CR-166536[R]. Washington: NASA, 1988.
- [17] FERGUSON S W. Development and validation of a simulation for a generic tilt-rotor aircraft, NASA CR-166537[R]. Washington: NASA, 1989.
- [18] Circular A. 29-2C, Certification of transport category rotorcraft[S]. Washington: Federal Aviation Administration, Department of Transportation, 1999.
- [19] GILL P E, MURRAY W, SAUNDERS M A. User's guide for SNOPT version 7: Software for large-scale nonlinear programming[D]. California: University of California, 2006.

(编辑 张红)