

# 控制与决策

Control and Decision

## 基于单步最优方法的推力矢量垂直短距飞机过渡过程控制

程志强, 袁夏明, 王向阳, 朱纪洪

引用本文:

程志强, 袁夏明, 王向阳, 等. 基于单步最优方法的推力矢量垂直短距飞机过渡过程控制[J]. *控制与决策*, 2020, 35(6): 1338–1344.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0961>

---

## 您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

### 立方体机器人自抗扰平衡控制方法

Dynamic modeling of a cubical robot balancing on its corner

控制与决策. 2019, 34(6): 1203–1210 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.1559>

### 永磁同步电机调速系统的多维泰勒网逆控制

Multi-dimensional Taylor network inverse control of speed variable system for permanent magnet synchronous motor

控制与决策. 2019, 34(10): 2085–2094 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0182>

### 一种基于多工况识别的过程在线监测方法

A process on-line monitoring method based on multi-mode identification

控制与决策. 2018, 33(3): 403–412 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2017.0027>

### 倾转旋翼机过渡飞行模式的有限时间切换控制

Finite-time switching control for flight mode transition of tiltrotors

控制与决策. 2018, 33(2): 381–384 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2016.1342>

### 基于抗饱和PI控制器和占空比调制的直线游标永磁电机直接推力控制

Direct thrust force control of linear vernier PM motor based on anti-windup PI controller and duty ratio modulation

控制与决策. 2018, 33(1): 175–180 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2016.1417>

# 基于单步最优方法的推力矢量垂直短距飞机过渡过程控制

程志强<sup>1,2</sup>, 袁夏明<sup>1</sup>, 王向阳<sup>1</sup>, 朱纪洪<sup>1†</sup>

(1. 清华大学 计算机科学与技术系, 北京 100084; 2. 复杂舰船系统仿真重点实验室, 北京 100161)

**摘 要:** 推力矢量垂直短距起降飞机(V/STOL)具有巡航速度快和起降灵活的特点,近年来受到了广泛的关注.然而,该型飞机需要经历悬停转平飞和平飞转悬停的过渡过程阶段,期间飞机会面临强耦合、强非线性等控制难题,使得传统控制器难以胜任.针对上述问题,通过充分考虑执行器的执行能力,提出一种基于单步最优方法的过渡过程控制策略.所提方法结合推力矢量V/STOL飞机的特点,在确保飞机姿态可控的前提下使飞机水平加速度最大,同时使三轴承推力矢量喷管转角向目标转角不断靠近,从而以最快的速度完成过渡过程,并进行控制器切换.仿真实验验证了所提方法具有过渡过程时间短、姿态平稳的优点.

**关键词:** 推力矢量; 垂直短距; 过渡过程控制; 最优; 非线性; 耦合

中图分类号: TP273

文献标志码: A

## Transition controller design of thrust-vector vertical and/or short take-off and landing aircraft based on single-step optimal method

CHENG Zhi-qiang<sup>1,2</sup>, YUAN Xia-ming<sup>1</sup>, WANG Xiang-yang<sup>1</sup>, ZHU Ji-hong<sup>1†</sup>

(1. Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China; 2. Key Laboratory of Complex Ship System Simulation, Beijing 100161, China)

**Abstract:** The thrust-vector vertical and/or short take-off and landing(V/STOL) aircraft combines the merits of fast cruise speeds and flexibility, which has attracted much attentions those years. However, the strong coupling and nonlinearity in transition process of the thrust-vector V/STOL aircraft make it difficult to design the controller. To solve this problem, this paper proposes a method which combines the characteristics of the aircraft and ensures that the horizontal acceleration is maximized while the attitude of the aircraft is controllable. At the same time, the rotation angle of the three-bearing thrust vector nozzle approaches to the target rotation angle, so that the transition process can be completed. Through a series of simulation, the performance of proposed method is verified.

**Keywords:** thrust vector; vertical and/or short take-off and landing aircraft; transition process controller design; optimal; nonlinear; coupling

## 0 引 言

近年来,无人机控制与无人机编队飞行<sup>[1-2]</sup>在业内引起了广泛关注.其中,垂直短距飞机因兼顾了固定翼飞机高效的气动效率和传统旋翼飞机起降灵活的特性,是无人机控制中的研究热点.垂直短距飞机具有悬停、高速巡航和过渡过程3种飞行状态,其中过渡过程因具有强非线性和强耦合的特点,传统的线性控制器难以达到较好的控制效果<sup>[3]</sup>.常见的垂直短距起降飞机有3种,分别是尾座式飞机、倾转旋翼飞机和推力矢量垂直短距飞机.其中,推力矢量垂直短距飞机可用作战斗机,如F-35B,该类型飞机由升力风

扇、三轴承推力矢量喷管和滚转喷管组成.

当前,对于垂直短距飞机过渡过程的研究大多集中于尾座式飞机和倾转旋翼飞机上.文献[4]对尾座式无人机过渡过程控制引入了能量控制的方法.该方法使用推力控制总能量,并用升降舵进行能量分配,可以较好地完成过渡过程;文献[5]提出了一种基于增益预制的过渡过程轨迹控制方法,其过渡过程参考轨迹由预训练的人工神经网络给出,由于神经网络在不同状态分布下具有不同的性能,该方法具有一定的实用局限性;文献[6]通过优化水平加速度并限制高度的变化,离线生成了尾座式无人机的过渡过

收稿日期: 2018-07-12; 修回日期: 2018-11-21.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61603210, 61673240).

责任编辑: 吴立刚.

†通讯作者. E-mail: jhzhu@tsinghua.edu.cn.

程轨迹,该方法简单直观,具有较强的实用性;文献[7]针对尾座式飞机,使用最速下降法计算最优过渡过程轨迹,该方法需要计算拉格朗日乘子的数值解,然后再求解控制量,计算量大,对机载计算机的计算能力有较高的要求.通过分析可以看出,尾座式飞机面临的主要问题是俯仰角大范围变化带来的强非线性,这与倾转旋翼以及推力矢量垂直短距飞机有本质的区别.对于倾转旋翼飞机,文献[8]设计了一种速度控制器,其原理是根据机翼倾转角和水平速度进行增益调度.文献[9]进一步提出了统一速度控制器,该控制器的优点在于可以同时控制悬停、巡航和过渡过程3种状态,而不必针对不同飞行状态设计不同的控制器.该型控制器的缺点是过渡过程轨迹由一阶滤波器生成,缺少优化的过程.另一种鲁棒控制方法由文献[10]提出,其过渡过程是由若干配平点组成.而文献[11-12]提出了多种基于增广系统的鲁棒控制器,其特点是使用鲁棒控制的方法设计姿态控制器.倾转旋翼飞机过渡过程的主要难点是机翼倾转角以及速度变化对飞机产生的非线性影响,故一般控制方法会根据这两者设计过渡过程轨迹,并针对不同的状态设计不同的控制增益.

推力矢量垂直短距飞机在功能上与尾座式飞机和倾转旋翼飞机在很多地方相似,但该飞机在气动布局和非线性特性上与倾转旋翼飞机以及尾座式飞机有很大的差异.首先,在气动布局上,三轴承推力矢量喷管转角、升力风扇转角和飞行速度都会导致飞机出现强非线性的特点.如果直接套用倾转旋翼增益预置与生成轨线的方法,将会导致设计时面临较大的计算量.为了简化设计,文献[13]将升力风扇转角设为常数,但这样势必会导致飞行品质下降.其次,对于倾转旋翼飞机而言,机翼倾转机构的转动惯量较大,其响应带宽要明显低于其他执行器,故对于倾转旋翼飞机过渡过程而言,机翼倾转机构并不参与飞机姿态的控制.但推力矢量垂直短距飞机的升力风扇

转角和三轴承推力矢量喷管带宽要比涡喷发动机高,仅使用推力和舵面控制姿态将会取得较差的控制效果.反之,如果使用三轴承推力矢量喷管转角和升力风扇进行控制将会面临非线性控制的难题.

本文针对推力矢量垂直短距飞机涡喷发动机低动态的特点,设计一种单步最优的控制方法.该方法的思想是为了让飞机过渡过程尽可能的短,飞机应当在姿态稳定的情况下,具有尽可能大的水平加速度.本文将飞机水平加速度作为优化目标,同时对优化变量进行幅值约束,然后使用梯度下降法优化获得当前时刻满足条件的控制量.通过仿真实验可以发现,使用该方法计算得出的控制量没有出现执行器饱和的现象,且整个过渡过程具有时间短、姿态平稳的优点.

### 1 推力矢量垂直短距飞机气动建模与分析

本文使用的推力矢量垂直短距飞机模型是F-35B的9:1缩比模型.图1展示了缩比F-35B战斗机的布局.本文使用单独的电动涵道作为升力风扇以简化F-35B复杂的轴承驱动升力风扇动力系统<sup>[14]</sup>.与真实的F-35B飞机相比,该航模存在的主要不足是巡航飞行时废重较大,且发动机动态响应较慢.缩比模型的主发动机由一个三轴承推力矢量喷管和涡喷发动机组成.图2展示了推力矢量垂直短距飞机纵向推进系统,其主要参数如表1所示.由于推力矢量垂直短距飞机滚转喷嘴的存在,飞机纵向状态可以很好地与横向状态进行解耦<sup>[15]</sup>.本文着重研究推力矢量垂直短距飞机的纵向状态方程.

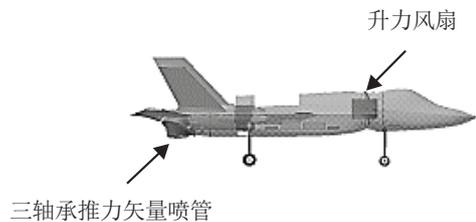


图1 F-35B缩比飞机模型侧图

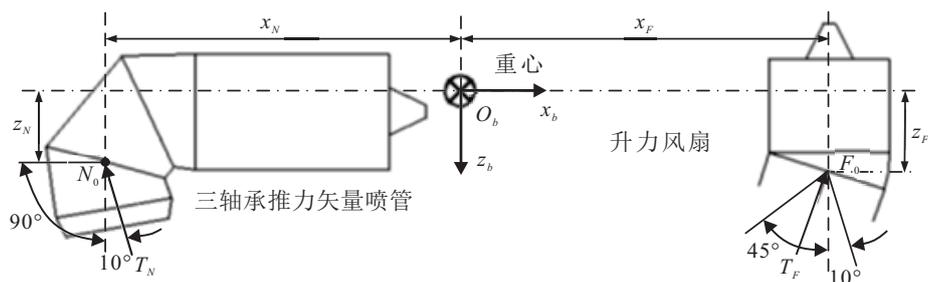


图2 F-35B动力系统模型

表1 缩比F-35B主参数

参数	数值
质量 $m/\text{kg}$	20
$y$ 轴转动惯量 $I_{yy}/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	5.0033
机翼面积 $S/\text{m}^2$	0.61048
平均气动弦长 $\bar{c}/\text{m}$	0.57075
$x_N/\text{m}$	-0.42
$x_F/\text{m}$	0.46
$z_N/\text{m}$	0.01
$z_F/\text{m}$	0.068

飞机纵向状态变量包括4个变量,即

$$\mathbf{x} = [V_{xg} \ V_{zg} \ q \ \theta].$$

其中:  $V_{xg}$  是地面坐标系  $x$  轴的速度;  $V_{zg}$  是地面坐标系  $z$  轴的速度,其正方向是指向地面的;  $q$  是俯仰角速度;  $\theta$  是飞机俯仰角. 飞机的控制量为

$$\mathbf{u} = [\delta_e \ T_F \ \delta_F \ T_N \ \delta_N].$$

其中:  $\delta_e$  代表升降舵偏角,  $T_F$  和  $T_N$  分别代表升力风扇推力和主发动机推力,  $\delta_N$  代表三轴承推力矢量喷管的纵向偏转角,  $\delta_F$  代表升力风扇的偏转角. 飞机的纵向状态方程可以列写为

$$\begin{cases} \dot{V}_{xg} = F_x/m, \ \dot{V}_{zg} = F_z/m, \\ \dot{q} = M_y/I_{yy}, \ \dot{\theta} = q. \end{cases} \quad (1)$$

其中  $F_x$ 、 $F_z$  和  $M_y$  满足

$$\begin{cases} F_x = (T_N \cos(\delta_N) + T_F \sin(\delta_F)) \cos(\theta) - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha, q, \delta_e) \sin(\gamma) - (T_N \sin(\delta_N) + T_F \cos(\delta_F)) \sin(\theta) - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(\alpha, q, \delta_e) \cos(\gamma), \\ F_z = \left[ - (T_N \cos(\delta_N) + T_F \sin(\delta_F)) \sin(\theta) - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha, q, \delta_e) \cos(\gamma) - (T_N \sin(\delta_N) + T_F \cos(\delta_F)) \cos(\theta) + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(\alpha, q, \delta_e) \sin(\gamma) \right] + g, \\ M_y = -T_N \sin(\delta_N) x_N + T_N \cos(\delta_N) z_N + T_F \cos(\delta_F) x_F + T_F \sin(\delta_F) z_F + \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} C_m(\alpha, q, \delta_e). \end{cases} \quad (2)$$

$\gamma$  是航迹角,  $\rho$  是空气密度,  $V$  是真空速,  $C_L$ 、 $C_D$  和  $C_m$  分别是飞机的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数. 从式(2)可以看出,系统具有很强的非线性.

本文所有执行器的动态使用一阶惯性环节来建模,其带宽、位置及速率饱和如表2所示. 其中主发

动机推力  $T_N$  的带宽要小于其他执行器的带宽,这给控制带来了较大的困难. 如果忽视执行器带宽设计所得控制律,将会出现控制效果退化甚至不稳定的情况.

表2 执行器带宽和饱和参数

执行器	带宽/(rad/sec)	位置饱和参数	速率饱和参数
$\delta_e$	20	$[-30, 30]\text{deg}$	50 deg/s
$T_F$	20	$[0, 120]\text{N}$	120 N/s
$T_N$	6	$[0, 120]\text{N}$	120 N/s
$\delta_F$	20	$[-5, 45]\text{deg}$	50 deg/s
$\delta_N$	20	$[0, 96]\text{deg}$	50 deg/s

为了方便起见,本文用  $P_{i,l}$ 、 $P_{i,h}$ 、 $R_i$ 、 $k_i$  分别表示第  $i$  个执行器的最大位置、最小位置、最大速率以及带宽. 对于某一特定的飞行状态  $\mathbf{x}^{(0)} = [V_{xg}^{(0)}, V_{zg}^{(0)}, q^{(0)}, \theta^{(0)}]$ ,  $\mathbf{u}^{(0)} = [\delta_e^{(0)}, T_F^{(0)}, \delta_F^{(0)}, T_N^{(0)}, \delta_N^{(0)}]$ , 式(2)对  $\mathbf{u}$  求小扰动线性化后的方程如下:

$$\begin{cases} F_x = F_x^{(0)} + \sum_{i=1}^5 a_{1i} \Delta u_i, \\ F_z = F_z^{(0)} + \sum_{i=1}^5 a_{2i} \Delta u_i, \\ M_y = M_y^{(0)} + \sum_{i=1}^5 a_{3i} \Delta u_i. \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $F_x^{(0)}$ 、 $F_z^{(0)}$ 、 $M_y^{(0)}$  分别表示在状态  $\mathbf{x}^{(0)}$  和  $\mathbf{u}^{(0)}$  下产生的  $x$  轴、 $z$  轴的力以及  $y$  轴的力矩;  $\Delta u_i (1 \leq i \leq 5)$  表示下一时刻执行器状态的改变量;  $a_{ij} (1 \leq i \leq 3, 1 \leq j \leq 5)$  分别表示为

$$\begin{cases} a_{11} = 0, \ a_{21} = 0, \ a_{31} = 0.5 \rho V^2 S \bar{c} C_m, \\ a_{12} = \sin(\delta_F^{(0)} - \theta^{(0)}), \\ a_{22} = -\cos(\theta^{(0)} - T_F^{(0)}), \\ a_{32} = x_F \cos(\delta_F^{(0)}) + z_F \sin(\delta_F^{(0)}), \\ a_{13} = T_F^{(0)} \cos(\delta_F^{(0)} - \theta^{(0)}), \\ a_{23} = T_F^{(0)} \sin(\delta_F^{(0)} - \theta^{(0)}), \\ a_{33} = -T_F \sin(\delta_F) x_F + T_F \cos(\delta_F) z_F, \\ a_{14} = \cos(\delta_N^{(0)} + \theta^{(0)}), \\ a_{24} = -\sin(\delta_N^{(0)} + \theta^{(0)}), \\ a_{34} = -x_N \sin(\delta_N) + z_N \cos(\delta_N), \\ a_{15} = -T_N^{(0)} \sin(\delta_N^{(0)} + \theta^{(0)}), \\ a_{25} = -T_N^{(0)} \cos(\delta_N^{(0)} + \theta^{(0)}), \\ a_{35} = -T_N \cos(\delta_N) x_N - T_N \sin(\delta_N) z_N. \end{cases} \quad (4)$$

从式(4)可以看出,将式(2)线性化的计算量较小,机载计算机可以承受.

## 2 单步最优控制器设计

推力矢量垂直短距飞机的过渡过程具有强耦合、强非线性的特点. 对于起飞过渡过程(悬停转平飞)而言, 判断过渡过程是否完成的主要依据是水平速度是否达到巡航速度, 以及三轴承推力矢量喷管的转角是否转平. 而对于着陆过渡过程(平飞转悬停)则恰好相反, 过渡过程完成的标准应当是水平速度足够低的前提下, 三轴承推力矢量喷管的转角为 $90^\circ$ . 单步最优控制器的设计思想在于, 在每一个时刻都尝试使水平速度和喷管转角以最快的速度达到预期的值. 与此同时, 飞机必须保持一定的高度和一定的俯仰角, 以确保飞机飞行安全. 本文使用 $\tilde{\theta}$ 表示在过渡过程中某一时刻的期望俯仰角大小, 则在该时刻期望作用于飞机的合力矩 $\tilde{M}_y$ 为

$$\tilde{M}_y = k_1(k_2(\tilde{\theta} - \theta) - q), \quad (5)$$

其中 $k_1$ 和 $k_2$ 分别代表可调节的比例增益. 为了保证飞机在过渡过程中不发生触地危险, 飞机在 $z$ 轴的合力应小于0, 即

$$F_z < 0. \quad (6)$$

对于起飞过渡过程而言, 为了获得最大的前向加速度, 同时三轴承推力矢量喷管能够尽快转到 $0^\circ$ , 需要求出一组控制输出 $\mathbf{u}$ 使得下式取得最小值, 即起飞过渡过程的优化目标为

$$\begin{aligned} \min J &= -\rho_1 F_x + \rho_2 \delta_N; \\ \text{s.t. } F_z &< 0, \\ M_y &= \tilde{M}_y. \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $\rho_1$ 和 $\rho_2$ 是大小可调的系数. 由于式(2)中具有较强的非线性环节, 不易直接求解, 本文使用线性化之后的式(3)进行求解. 目标是在解得最优的 $\Delta \mathbf{u}$ 后, 与当前时刻执行器状态相加得到控制输出

$$\mathbf{u} = \Delta \mathbf{u} + \mathbf{u}^{(0)}. \quad (8)$$

对于着陆过渡过程而言, 目标是获得尽可能大的负向加速度, 同时使得三轴承推力矢量喷管的转角尽可能接近 $90^\circ$ , 则着陆过渡过程的优化目标为

$$J = \rho_1 F_x - \rho_2 \delta_N. \quad (9)$$

为了保证不会让执行器出现位置或速率饱和, 需要对 $\Delta \mathbf{u}$ 的大小进行限制. 位置饱和和速率饱和对 $\Delta \mathbf{u}$ 的约束可以表示为

$$P_{i,l} - u_i^{(0)} \leq \Delta u_i \leq P_{i,h} - u_i^{(0)}, \quad (10)$$

$$-R_i/k_i \leq \Delta u_i \leq R_i/k_i. \quad (11)$$

其中: 式(10)是第 $i$ 个执行器的位置约束, 它代表控制

输出值不应超过执行器的最大、最小位置; 式(11)是速率约束, 表示 $\Delta u_i$ 绝对值对应的上界. 本文未对式(10)和(11)合并处理, 原因是希望在控制过程中为执行器留下充足的控制余量. 对于所有的位置饱和, 本文的罚函数设计如下:

$$\begin{aligned} c_i^p &= \\ &1/(P_{i,h} - u_i^{(0)} - \Delta u_i) + 1/(\Delta u_i + u_i^{(0)} - P_{i,l}), \end{aligned} \quad (12)$$

其中 $c_i^p$ 表示第 $i$ 个执行器的位置饱和和罚函数的值. 对于所有的速率饱和, 罚函数可以表示为

$$c_i^r = \max(0, \Delta u_i^2 - (R_i/k_i)^2), \quad (13)$$

其中 $c_i^r$ 表示第 $i$ 个执行器速度饱和的罚函数数值. 通过仿真实验可以发现, 如果数值 $R_i/k_i$ 较大, 则可能会出现执行器变化剧烈的情况. 尤其是主发动机 $T_N$ 的带宽较小, 但其相应的 $R_i/k_i$ 却很大, 容易导致控制输出优化结果变化过于剧烈. 为了解决该问题,  $\Delta u_4$ 的最大绝对值限定与 $\Delta u_5$ 相同, 从而避免 $R_i/k_i$ 过大带来的问题. 对于式(7)中的不等式, 可引入如下罚函数:

$$c_{Tz} = \max(0, F_z). \quad (14)$$

则对于起飞过渡过程, 优化问题转化为

$$\begin{aligned} J &= \\ &-\rho_1 F_x + \rho_2 \delta_N + \rho_3 \sum_{i=1}^5 c_i^p + \rho_4 \sum_{i=1}^5 c_i^r + \rho_5 c_{Tz}, \end{aligned} \quad (15)$$

其中 $\rho_3$ 、 $\rho_4$ 、 $\rho_5$ 均为可调参数. 如果力矢量垂直短距飞机在过渡过程中姿态不稳, 则很容易发生危险. 故接下来重点讨论如何满足力矩的等式约束. 本文采用消元的方法来确保式(7)中等式约束得到满足. 为了消元, 将等式转化为

$$\Delta u_4 = \frac{1}{a_{34}} \left( \tilde{M}_y - M_y^{(0)} - \sum_{i \neq 4} a_{3i} \Delta u_i \right). \quad (16)$$

将式(16)代入到(15)中, 则会剩余一个只含有 $\Delta u_1$ 、 $\Delta u_2$ 、 $\Delta u_3$ 、 $\Delta u_5$ 的表达式. 通过梯度下降即可求得当前情况下的单步最优控制量.

对于着陆过渡过程, 优化问题转为

$$J = \rho_1 F_x - \rho_2 \delta_N + \rho_3 \sum_{i=1}^5 c_i^p + \rho_4 \sum_{i=1}^5 c_i^r + \rho_5 c_{Tz}. \quad (17)$$

但由于着陆过渡过程开始时, 三轴承推力矢量喷管转角为 $0^\circ$ , 此时 $a_{34}$ 绝对值极小, 容易产生数值计算问题, 故消元转换可针对 $\Delta u_5$ 进行, 即

$$\Delta u_5 = \frac{1}{a_{35}} \left( \tilde{M}_y - M_y^{(0)} - \sum_{i \neq 5} a_{3i} \Delta u_i \right). \quad (18)$$

同理,在式(18)代入(17)后,可针对目标函数直接使用梯度下降法计算得出.

在计算导数时,如果当前控制量接近饱和,则 $c_i^p$ 可能出现数值过大的问题.为了解决该问题, $c_i^p$ 对 $\Delta u_i$ 的导数计算方法如下所示:

$$\frac{\partial c_i^p}{\partial \Delta u_i} = \begin{cases} 4 - 1/(\Delta u_i + u_i^{(0)} - P_{i,l})^2, \\ \text{if } P_{i,h} - 0.5 \leq \Delta u_i + u_i^{(0)}; \\ 1/(P_{i,h} - u_i^{(0)} - \Delta u_i)^2 - 4, \\ \text{if } P_{i,l} + 0.5 \geq \Delta u_i + u_i^{(0)}; \\ 1/(P_{i,h} - u_i^{(0)} - \Delta u_i)^2 - 1/(\Delta u_i + \\ u_i^{(0)} - P_{i,l})^2, \text{ otherwise.} \end{cases} \quad (19)$$

该计算方法限制了 $\partial c_i^p / \partial \Delta u_i$ 的最大绝对值,使之避免出现数值计算问题.

考虑到机载计算机计算能力有限,按照本文设计方法,每周期仅迭代10次便可获得较为理想的效果,进一步的仿真验证将在下节展开.最后,需要确定过渡过程控制器与平飞控制器以及悬停控制器之间的切换条件.对于起飞过渡过程而言,考虑到升降舵效率在过渡过程中不断变大,切换条件应当由最低空速和最大升力风扇推力组成.该条件可以用下式表示:

$$V_{xg} > 30 \text{ m/s and } T_F < 20 \text{ N}. \quad (20)$$

如果飞机的飞行状态达到切换条件,则飞机应当切换为平飞控制器.该条件意味着过渡过程控制切换平飞控制器时,三轴承推力矢量喷管转角离 $0^\circ$ 可能还有一定距离.事实上,在达到该条件后,切换控

制器并不会对飞机飞行安全造成威胁.原因是在过渡过程刚开始时,三轴推力矢量喷管垂直于机体轴,其推力 $T_N$ 产生的低头力矩主要由升力风扇推力 $T_F$ 产生的抬头力矩抵消.当 $T_F$ 足够小时, $T_N$ 产生的低头力矩已主要由升降舵抵消.当切换为平飞控制器后, $\delta_N$ 会快速减小,随之 $T_N$ 产生的低头力矩也会快速减小.此时升降舵控制效率已足够大,且其带宽较高,故足以快速补偿 $\delta_N$ 减小产生的力矩变化.在此过程中飞机的俯仰角虽有一定的波动,但不会危及飞行安全.

着陆过渡过程切换条件为

$$V_{xg} < 10 \text{ m/s and } \delta_N > 80^\circ. \quad (21)$$

该条件限定了在着陆过渡过程中,如果速度足够低, $\delta_N$ 足够接近 $90^\circ$ ,便可切换为悬停控制器.

### 3 仿真实验

对于起飞过渡过程,优化的主要参数取值为 $\rho_1 = 1, \rho_2 = 1.5, \rho_3 = 2, \rho_4 = 10, \rho_5 = 0.1$ ;参考俯仰角 $\theta = 0$ ;比例增益 $k_1 = 2, k_2 = 5$ ;而对于着陆过渡过程而言,优化参数为 $\rho_1 = 0.2, \rho_2 = 0.5, \rho_3 = 2, \rho_4 = 2, \rho_5 = 0.01$ ;参考俯仰角为 $\theta = 25$ ;比例增益与起飞过渡过程相同.着陆过渡过程采取较大的俯仰角是为了依靠空气阻力进行减速.在求导后,本文以0.01的步长迭代10次得到最终的优化结果,而平飞控制器和悬停控制器都由线性控制器进行控制.为了模拟噪声对控制器的影响,本文引入ADIS16488传感器噪声作为加速度计和陀螺的标准噪声.为了对比,本文实现了文献[8]中的过渡过程控制器.仿真结果如图3~图6所示.考虑到仿真结果图中每张子图的图例都相同,故仅在第一幅子图中加入图例.

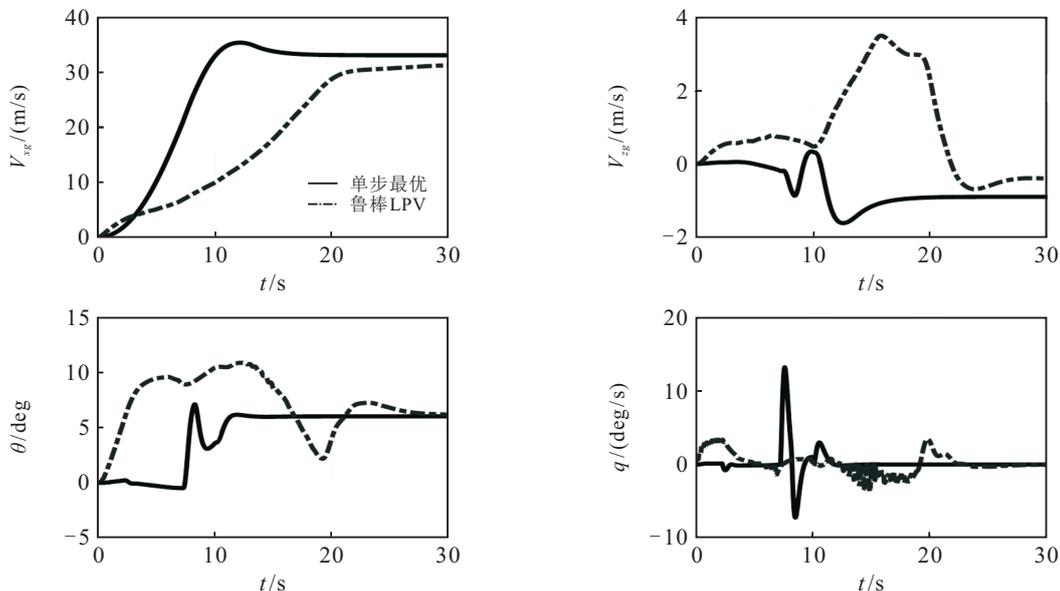


图3 起飞过渡过程状态变化

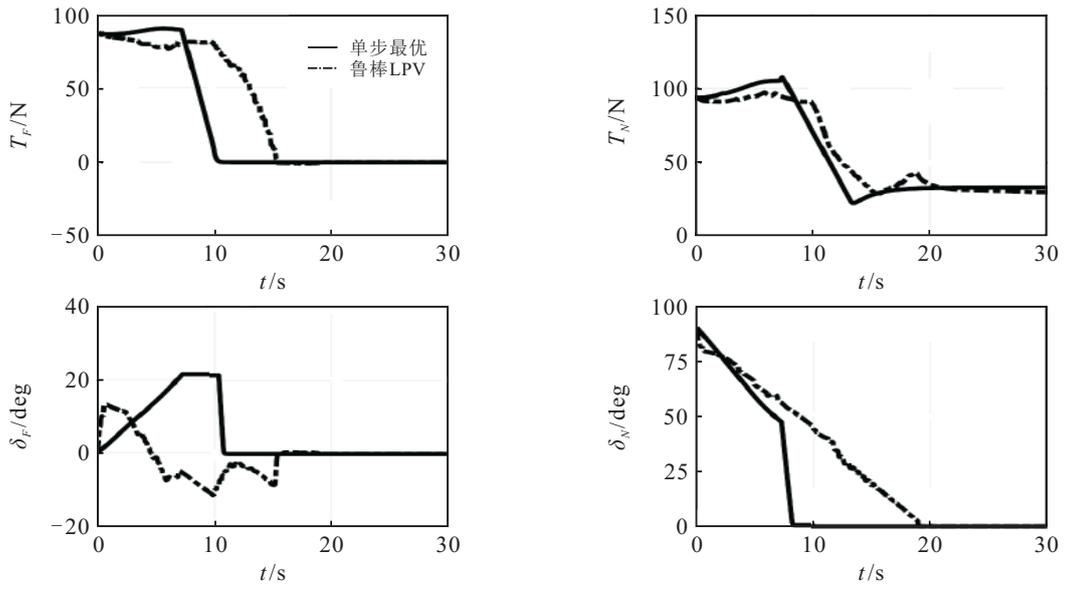


图4 起飞过渡过程控制量变化

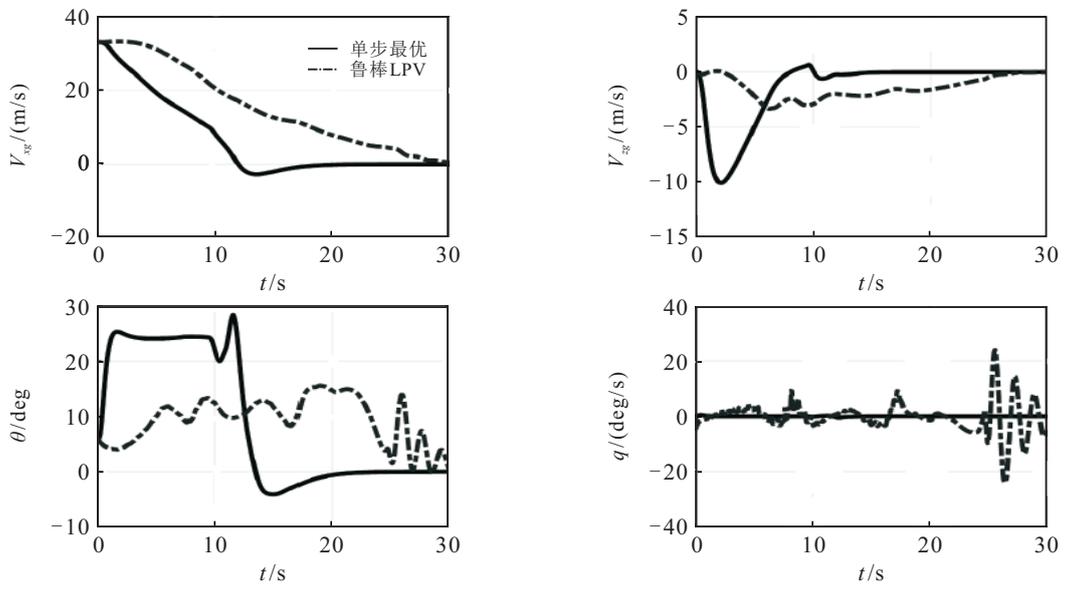


图5 着陆过渡过程状态变化

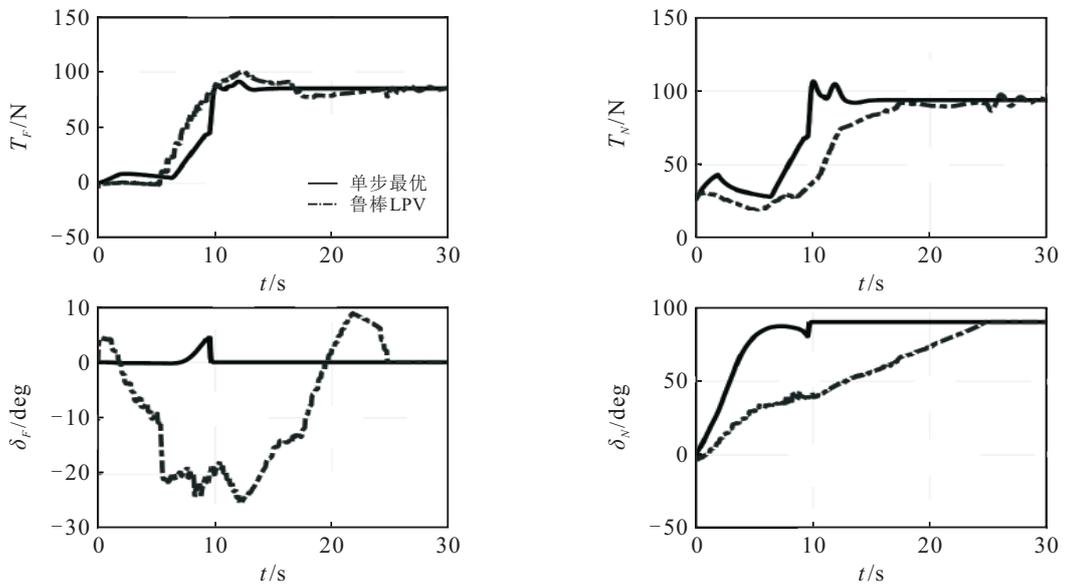


图6 着陆过渡过程控制量变化

从图5和图6可以看出,本文提出的控制器可以在9.7s左右完成过渡过程.相比较而言,文献[8]中的控制器用了20s才完成过渡过程,且其空速依然较慢.在着陆过渡过程控制中,本文提出的控制器需要12.5s完成过渡过程,较鲁棒LPV方法有较大的优势.

## 4 结论

本文提出了一种针对推力矢量垂直短距飞机的过渡过程控制方法.该方法将水平加速度和三轴承推力矢量转角设为优化目标,在限制掉高和姿态的前提下,通过梯度下降法计算得到控制增量.为了考虑执行器动态可能对控制带来的影响,首先线性化控制对象,并设置反映执行器执行能力的罚函数,使得控制量变化始终不超过执行器的执行能力.该方法具有简单直观、物理意义明确的优点.通过与文献[10]的仿真结果对比,验证了本文方法具有良好的平稳性和动态特性.

## 参考文献(References)

- [1] 宗群,王丹丹,邵士凯,等.多无人机协同编队飞行控制研究现状及发展[J].哈尔滨工业大学学报,2017,49(3):1-14.  
(Zong Q, Wang D D, Shao S K, et al. Research status and development of multi UAV coordinated formation flight control[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(3): 1-14.)
- [2] 段海滨,邱华鑫,范彦铭.基于捕食逃逸鸽群优化的无人机紧密编队协同控制[J].中国科学:技术科学,2015,45(6):559-572.  
(Duan H B, Qiu H X, Fan Y M. Unmanned aerial vehicle close formation cooperative control based on predatory escaping pigeon-inspired optimization[J]. Scientia Sinica Technologica, 2015, 45(6): 559-572.)
- [3] Yang Xili. Transition flight control of two vertical/short takeoff and landing aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(2): 371-385.
- [4] Argyle M E. Modeling and control of a Tailsitter with a ducted fan[D]. Provo: ProQuest Dissertations and Theses, Brigham Young University, 2016.
- [5] Kubo D, Suzuki S. Transitional flight control of tail-sitter vertical takeoff and landing mini unmanned aerial vehicle[C]. AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit. California: AIAA, 2007: 2752-2766.
- [6] Koichi Kita. Transition between level flight and hovering of a tail-sitter vertical takeoff and landing aerial robot[J]. Advanced Robotics, 2010, 24(5/6): 763-781.
- [7] Afshin Banazadeh. Optimal control of an aerial tail sitter in transition flight phases[J]. Journal of Aircraft, 2015, 53(4): 914-921.
- [8] Hartmann P, Schütt M, Moormann D. Control of departure and approach maneuvers of tiltwing VTOL aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Texas: AIAA, 2017: 1914-1928.
- [9] Philipp Hartmann. Unified velocity control and flight state transition of unmanned tilt-wing aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(6): 1348-1359.
- [10] Dickeson J J, Miles D, Cifdaloz O, et al. Robust LPV H gain-scheduled hover-to-cruise conversion for a tilt-wing rotorcraft in the presence of CG variations[C]. 2007 American Control Conference. New York: IEEE, 2007: 5266-5271.
- [11] Tran A T, Sakamoto N, Sato M, et al. Control augmentation system design for quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle via robust output regulation method[J]. IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, 2017, 53(1): 357-369.
- [12] Masayuki Sato. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, & Dynamics, 2014, 38(6): 1071-1082.
- [13] Totoki H, Ochi Y, Sato M, et al. Flight testing of a gain-scheduled stability and control augmentation system for a quad-tilt-wing UAV[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Florida: AIAA, 2015: 84-98.
- [14] Walker G, Allen D. X-35B STOVL flight control law design and flying qualities[C]. Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit. Virginia: AIAA, 2013: 15-30.
- [15] 刘凯,朱纪洪,余波.推力矢量飞机纵向鲁棒动态逆控制[J].控制与决策,2013,28(7):1113-1116.  
(Liu K, Zhu J H, Yu B. Longitudinal control of aircraft with thrust vectoring using robust dynamic inversion[J]. Control and Decision, 2013, 28(7): 1113-1116.)

## 作者简介

程志强(1992—),男,博士生,从事飞行控制及人工智能应用的研究, E-mail: czq92@qq.com;

袁夏明(1985—),男,博士,从事飞行控制、非线性控制、信息融合的研究, E-mail: summersbright@126.com;

王向阳(1986—),男,博士,从事飞行控制和发动机控制的研究, E-mail: wangxy668@tsinghua.edu.cn;

朱纪洪(1968—),男,教授,博士生导师,从事飞行控制和制导控制等研究, E-mail: jhzhu@tsinghua.edu.cn.

(责任编辑:齐霖)