

短距起飞垂直着陆推力矢量无人飞行器 减速过渡控制律设计

陈 坤, 史志伟, 龚 正

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 为实现短距起飞垂直着陆(STOVL)无人飞行器在推力矢量控制下的减速过渡,研究减速过渡阶段的控制律综合设计方法.首先通过分析 STOVL 无人飞行器减速过渡性能,对减速过渡推力矢量控制方案进行了评估;然后采用隐式动态逆方法设计导引律,为 STOVL 无人飞行器按预设任务减速过渡提供可达的控制指令;最后采用改进的特征结构配置方法进行内环控制律设计,跟踪导引指令并保持姿态稳定,伴随动压降低加入姿态喷管控制,辅助气动舵面稳定姿态.由全量六自由度飞行仿真结果表明:当减速过渡速度低于最小平飞速度以后,STOVL 无人飞行器依然保持良好的航迹跟踪和姿态稳定.该方法完全采用直接配置法,有利于随控布局总体方案的快速评估.

关 键 词: 减速过渡; 短距起飞垂直着陆; 推力矢量; 动态逆; 特征结构配置

中图分类号: V212.5

文献标志码: A

Deceleration transition control law design for short take-off vertical landing unmanned aerial vehicle with thrust vector

CHEN Kun, SHI Zhi-wei, GONG Zheng

(College of Aerospace Engineering,

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

Abstract: In order to achieve the deceleration transition of short take-off vertical landing (STOVL) unmanned aerial vehicle (UAV) with thrust vector, a comprehensive control law design method for deceleration transition was studied. First, the deceleration transition thrust vectoring control schemes were evaluated based on the analysis of STOVL UAV deceleration transition performance. Then implicit dynamic inversion method was used to design guidance laws which provide guidance instructions for STOVL UAV deceleration transition mission. Finally, an improved eigen-structure assignment method was applied for the inner loop control laws design, enabling to track guidance instructions and maintain stable attitudes; the attitude nozzles were joined for the attitude control with the drop of dynamic pressure. Results from six degree of freedom (DOF) flight simulation platform show that, when the deceleration transition speed is lower than the minimum level flight speed, STOVL UAV still keeps favorable trajectory tracking and stable attitude. Deceleration transition integrated control laws fully adopt direct collocation methods, making it conducive to rapid assessment for control configuration of vehicle program.

Key words: deceleration transition; short take-off vertical landing; thrust vector; dynamic inversion; eigen-structure assignment

短距起飞垂直着陆(short take-off vertical landing,STOVL)飞行器在军事和民用领域具有重要的应用前景,而具有 STOVL 能力的无人飞行器(unmanned aerial vehicle,UAV)也是下一代无人飞行器的发展方向之一^[1].相对于常规起降固定翼飞机(conventional take-off and landing, CTOL)和直升机,STOVL 飞行器在短距起飞、加减速过渡及垂直着陆飞行阶段均具有特殊的飞行动力学特性和导引控制需求^[2-5].特别在减速过渡过程中,随着飞行速度持续下降,气动力逐渐减弱,使飞机升力丧失、动态稳定性降低、气动舵面操纵效率下降^[6].因此,需要引入发动机的推力矢量控制,对升力进行补偿;并且通过从发动机引气的姿态喷管与气动控制面进行组合控制,保证飞机姿态受控稳定.同时,与有人飞机不同,对于必须具备自主飞行能力的 STOVL 无人飞行器,需要同时综合设计该飞行阶段的外环导引律和内环控制增稳控制律,并避免内外环相互耦合,实现综合性能最佳,以完成自主飞行任务.

非线性动态逆控制方法是设计飞行器控制律的重要技术手段之一.该方法采用反馈线性化技术求解非线性动力学/运动学方程组的逆系统,从而获得虚拟的闭环伪线性系统.该方法应用于导航/导引律中,物理意义明确,可将航迹差转换为内环控制律输入指令,保证航迹偏差呈现线性收敛.但一般应用中通常将运动学关系求解过程与导航系统动态特性配置分开进行,较为复杂^[7-9].在内环控制律设计中,特征结构配置方法是对飞行器多变量输入输出(MIMO)系统进行控制的有效技术手段之一.Smith^[10]采用同时配置系统左右特征向量的方法,解决了 STOVL 飞行器多输入和多输出动力学系统在过渡状态下稳定性及模态耦合的问题;文献[11]引入多项式特征结构技术,设计系统动态补偿器,对系统模态进行解耦并提高了 STOVL 飞行器的对航迹角跟踪性能.但单纯的特征结构配置方法无法直接考虑被控对象模型不确定等鲁棒性问题.目前国内对 STOVL 无人飞行器减速过渡飞行过程的自主导引和控制律综合设计方法的研究尚不多见.

本文针对某带推力矢量 STOVL 无人飞行器的技术特点,着重研究了减速过渡飞行过程中的自主导引和控制律的快速综合设计方法,为该随

控布局飞行器总体设计提供闭环仿真评估手段.采用隐式动态逆方法设计的外环导引律将航迹偏差转化为姿态控制指令.该方法根据外环导引环节与内环指令跟踪环节时标分离的准则,忽略内环动态特性,从而将外环导引律动力学被控对象简化为标准的二阶系统.通过直接配置法设计二阶闭环导引系统的固有频率和阻尼特性.相对于常规的非线性动态逆方法,该简化方法求逆过程更为简单,并可应用于曲线航迹跟踪.内环控制律则采用改进的带积分器的特征结构配置方法.通过引入积分环节,在实现特征模态解耦的同时,提高控制系统鲁棒性能,减少跟踪误差.该综合设计方法能同时求解控制器所有的增益参数,设计过程简单,适用于总体方案快速评估.在外环导引律和内环控制律综合设计的基础上,对某推力矢量 STOVL 无人飞行器减速过渡过程进行了飞行仿真计算,评估了总体设计方案的有效性,同时验证了该快速综合设计方法的可行性.

1 减速过渡控制方案设计

1.1 STOVL 无人机推力矢量方案

该 STOVL 无人飞行器采用推力矢量技术,以提供气动效率丧失后低速飞行状态的力平衡与姿态操作能力.图 1 给出了 STOVL 无人飞行器发动机推力矢量系统示意图.该方案采用头部进气,发动机喷管分为两个左右前置升力矢量喷管和一个后置的主矢量喷管,两个前置升力喷管和主喷管均可在飞机对称平面方向从水平位置自由向下偏转至最大 98°(略前倾用于减速).升力矢量喷管主要提供短距起飞、过渡和垂直降落阶段

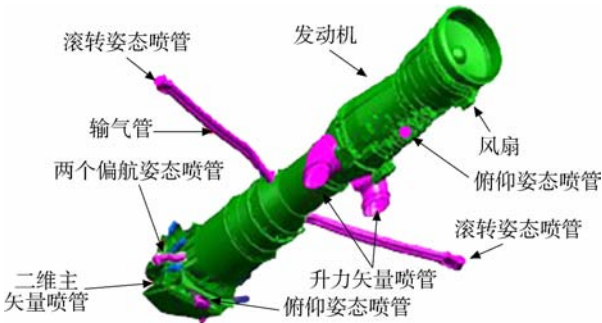


图 1 STOVL 无人飞行器发动机推力矢量示意图
Fig. 1 STOVL UAV vectored engine diagram

的上升动力,此外还提供静态的俯仰(通过调整前后推力矢量差动)与滚转(通过左右推力矢量差动)配平能力. 通过从发动机涡轮处引气,动力系统还提供一对安装在机头机尾的俯仰姿态控制喷管、一对安装在左右机翼的滚转姿态喷管和一对安装在机尾的偏航姿态喷管,提供低速下有限的三轴滚转控制力矩,用于姿态增稳控制. 该STOVL 无人飞行器外形采用常规布局,提供了升降舵、方向舵和副翼等气动操纵舵面. STOVL 无人飞行器的主要参数如表 1 所示.

表 1 STOVL 无人飞行器主要参数

Table 1 STOVL UAV main parameters

参数	数值
质量/kg	580
转动惯量/(kg·m ²)	$I_x=158, I_y=256, I_z=391$
机翼面积/m ²	4.3
机翼展长/m	4.8
机翼弦长/m	0.9

1.2 减速过渡性能分析

首先分析该 STOVL 无人飞行器的减速过渡性能. 减速过渡定义为飞行器沿近进航线等高平飞减速的过程.

该飞行器的减速过渡包线是从巡航速度减速到 60 km/h,当减速到最小平飞速度(160 km/h)以下后,姿态喷管逐渐加入内环姿态控制中. 其反馈值与气动舵面反馈值之间比例随飞行速压减小而增大,以保证低速下姿态喷管与气动舵面组合而成的“当量气动舵面”对应的控制效能(即控制矩阵 $\mathbf{B}$)与设计点状态一致.

在速度方向上,减速过程中升力喷管和主喷管均偏转到最大角度(98°),以提供最大的减速效果. 通过飞行仿真发现,减速段油门位置对应的推质比越小,减速过程后段的配平迎角需求越大(见图 2,图中纵坐标 α 为迎角, δ 为升降舵偏转角, N_x 为纵向过载,横坐标 V_e 为空速),减速距离与时间均可缩短(变化小于 10%,见图 3,图中 L 为距离),但最低油门选择受到以下条件限制:

- 1) 最低油门必须保证外涵道加力燃烧室的正常工作.
- 2) 最低油门受到减速段结束时配平迎角限制(如限制迎角小于 10°).

由图 3 还可以发现,减速过渡阶段飞行器实际使用的推质比对减速距离影响较小. 因此可以

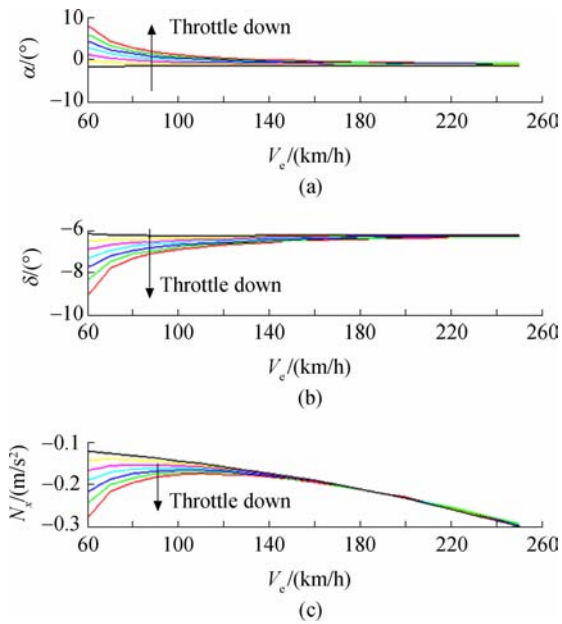


图 2 不同油门位置下减速过渡配平曲线

Fig. 2 Deceleration transition trim curves at different throttles positions

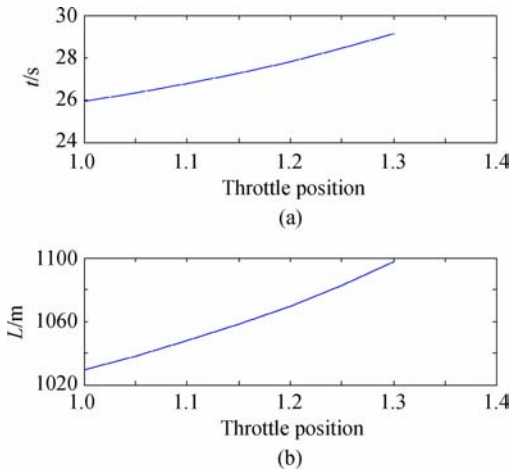


图 3 不同油门位置下减速时间与距离曲线

Fig. 3 Deceleration transition time and distance curves at different throttle positions

较为精确地设计进场窗口(approach landing interface, ALI)位置,使飞行器完成减速后与预定着陆点偏差较小,减少垂直着陆段的悬停修正时间.

2 减速过渡控制律综合设计

2.1 外环导引律隐式动态逆设计方法

2.1.1 动态逆方法概述

对可进行仿射非线性简化处理的非线性动力学系统^[12-14]

$$\dot{\mathbf{X}} = f(\mathbf{X}, \boldsymbol{\delta}) \approx f_A(\mathbf{X}) + \mathbf{B}(\mathbf{X})\boldsymbol{\delta} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{X}$ 为系统状态向量, $\boldsymbol{\delta}$ 为控制向量, $\mathbf{B}(\mathbf{X})$ 为仿射控制矩阵. 若状态向量与控制向量维数相同, 且控制矩阵 $\mathbf{B}(\mathbf{X})$ 可逆, 则根据给定的伪指令 $\dot{\mathbf{X}}_{\text{des}}$ 可获得对应近似控制向量

$$\boldsymbol{\delta}_{\text{des}} = f^{-1}(\mathbf{X}, \dot{\mathbf{X}}_{\text{des}}) = \mathbf{B}^{-1}(f_A(\mathbf{X}) - \dot{\mathbf{X}}_{\text{des}}) \quad (2)$$

通常希望状态量随指令线性收敛, 而动态逆方法可以方便地构造符合该理想要求的控制方程

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{des}} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{1,\text{des}} \\ \dot{x}_{2,\text{des}} \\ \vdots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/T_1 & & \\ & 1/T_2 & \\ & & \ddots \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{1,\text{c}} - x_1 \\ x_{2,\text{c}} - x_2 \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (3)$$

即不同状态量按照各自需要的时间常数线性收敛.

2.1.2 导引律近似隐式动态逆设计方法

飞行器的导引律的目标是根据航迹偏差计算控制指令, 使飞行器按照预定的方式收敛于预定航迹. 本文受篇幅限制, 仅以横向为例说明设计方法.

首先设计导引律外环的航迹偏差动态逆控制方程

$$\dot{y}_{\text{des}} = k_y(y_{\text{c}} - y) = k_y \Delta y \quad (4)$$

式中 Δy 为导航系统计算出的侧向偏差 (cross track error, CET). 该动态逆控制生成侧向速度指令, 并表示希望侧向偏差按照时间常数 $\tau = 1/k_y$ 线性收敛.

其次设计导引律内环的航向角偏差动态逆控制方程

$$\dot{\psi}_{\text{des}} = k_{\psi}(\psi_{\text{c}} - \psi) = k_{\psi} \Delta \psi \quad (5)$$

式中 $\Delta \psi$ 是航向角指令与航向角偏差, 实际处理时需要将周期变化的 $\Delta \psi$ 统一到 $(-\pi, \pi)$ 区间内.

式(4)、式(5)两伪线性系统控制方程通过 ψ_{c} 指令耦合在一起

$$\psi_{\text{c}} = \psi_{\text{des}} + \Delta \psi_{\text{c}} = \psi_{\text{des}} + \arcsin\left(\frac{\dot{y}_{\text{des}}}{V_{\text{g}}}\right) \approx \psi_{\text{des}} + \frac{\dot{y}_{\text{des}}}{V_{\text{g}}} \quad (6)$$

等式右侧的第 1 项 ψ_{des} 是预定航迹的航向角度. 第 2 项是由于侧向航迹偏差 CTE 产生的偏航角度指令 $\Delta \psi_{\text{c}}$. 其由式(4)的侧向速度指令转化而来. V_{g} 为地速.

实际使用中必须限制 $\Delta \psi_{\text{c}}$ 的值域范围: 当横向偏差大于当前最小可用机动盘旋半径时, 允许 $\Delta \psi_{\text{c}}$ 处于 $(-\pi/2, \pi/2)$ 区间内, 表示可用垂直趋向于预定航迹; 当横向偏差较小时, 必须限制 $\Delta \psi_{\text{c}}$ 处

于 $(-20^\circ, 20^\circ)$ 区间内, 使式(6)中约等于号成立, 保证线性化设计的参数有效性.

最终, 根据质点运动方程, 获得侧向加速度 a_{sc} 指令

$$a_{\text{sc}} = \dot{\psi}_{\text{des}} V_{\text{g}} + \frac{V_{\text{g}}^2}{R_{\text{des}}} \quad (7)$$

式中第 1 项是由于航迹偏差、航向偏差所产生的侧向过载需求. 随着在线航迹生成及飞行任务的复杂化, 曲线航迹跟踪的应用也日渐普及, 由此产生了式(7)中的第 2 项是由于预定航迹弯曲 (曲率半径为 R_{des}) 构成的侧向过载需求.

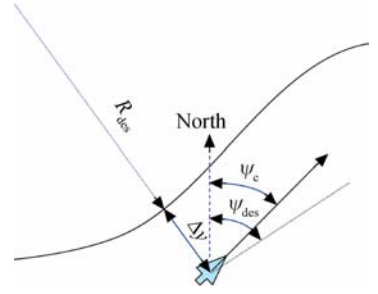


图 4 横向导引示意图

Fig. 4 Lateral guidance diagram

为了设计导引律中的反馈参数, 引入如下假设:

- 1) 忽略内环指令跟踪动态特性 (用增益 1 替代, 要求时标分离).
- 2) 忽略运动方程的非线性 (用串联积分环节替代).
- 3) 式(7)中线性关系成立 (飞行器靠近预定航迹且航向夹角较小).

则导引律与其被控对象都可近似简化为线性系统 (图 5). 因此分别写出航向偏差与航迹偏差的闭环传递函数.

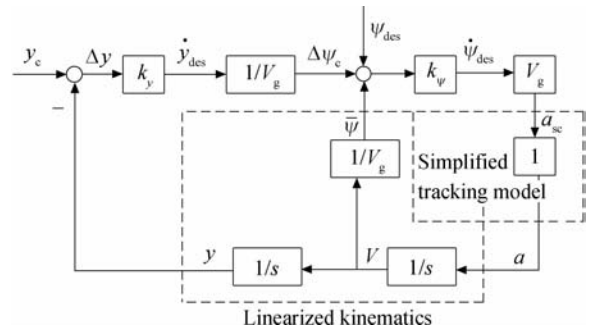


图 5 横向导引律结构框图

Fig. 5 Lateral guidance law structure diagram

$$\begin{aligned} \phi(s) &= \frac{a_{sc}}{V_g s} = \frac{\dot{\psi}_{des}}{s} = \frac{k_\psi \Delta \psi}{s} = \\ \frac{k_\psi [\psi_c(s) - \phi(s)]}{s} &\Rightarrow \frac{\phi(s)}{\psi_c(s)} = \frac{k_\psi}{s + k_\psi} \quad (8) \\ y(s) &= \frac{\phi(s) V_g}{s} = \frac{k_\psi V_g \psi_c}{s(s + k_\psi)} = \frac{k_\psi V_g \frac{\dot{y}_{des}}{V_g}}{s(s + k_\psi)} = \\ \frac{k_\psi \dot{y}_{des}}{s(s + k_\psi)} &= \frac{k_\psi k_y [y_c(s) - y(s)]}{s(s + k_\psi)} \Rightarrow \\ \frac{y(s)}{y_c(s)} &= \frac{k_\psi k_y}{s^2 + k_\psi s + k_\psi k_y} \quad (9) \end{aligned}$$

由式(9)可见,航迹偏差位置 y 的传递函数被简化为标准的二阶动力学环节形式

$$\frac{y(s)}{y_c(s)} = \frac{k_\psi k_y}{s^2 + k_\psi s + k_\psi k_y} = \frac{\omega_0^2}{s^2 + 2\xi\omega_0 s + \omega_0^2} \quad (10)$$

因此导引律中的反馈参数与闭环系统标准二阶环节形式的无阻尼频率与阻尼比存在如下对应关系:

$$\begin{cases} \omega_0 = \sqrt{k_\psi k_y} \\ \xi = \frac{k_\psi}{2\omega_0} = \sqrt{\frac{k_\psi}{k_y}} \frac{1}{2} \sqrt{\frac{k_\psi}{k_y}} \Rightarrow \begin{cases} k_\psi = 2\xi\omega_0 \\ k_y = \frac{\omega_0}{2\xi} \end{cases} \end{cases} \quad (11)$$

由此,无人机设计者可根据任务期望,配置导引闭环系统的阻尼比与频率,根据式(11)计算反馈参数,可以方便的获得理想的引导效果。

设计中通常取阻尼比 $\xi=0.8$,使飞行器无超调的接近预定航迹.而导引频率 ω_0 则受到与内环控制动力学环节时标分离的准则限制(假设 a).通常选择 ω_0 最大频率不超过 1/3 的内环姿态跟踪频率。

2.2 内环特征结构配置控制律设计方法

2.2.1 特征结构配置方法概述

用状态反馈或输出反馈对系统的特征值和特征向量进行配置的方法称为特征结构配置法.与特征值配置方法相比,特征结构的配置在使系统达到预定动态性能要求基础上,实现了模态之间的解耦^[15-18]。

设线性时不变系统的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}u \\ \mathbf{Y} = \mathbf{C}\mathbf{X} \end{cases} \quad (12)$$

$$\text{rank}(\mathbf{B}) = m, \quad \text{rank}(\mathbf{C}) = r$$

则特征结构配置的数学描述为:对于给定点的自共轭标量集 $\{\lambda_i^d\}, i=1,2,\dots,r$ 和对应的自共轭 n 维向量集 $\{\nu_i^d\}$,要找出一个 $m \times r$ 维的实矩阵 $\mathbf{K}$,使得 $\mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{K}\mathbf{C}$ 的特征值就是自共轭集 $\{\lambda_i^d\}$,而对应的特征向量为自共轭集 $\{\nu_i^d\}$ 。

若系统可控,且所配置的特征向量满足一定的条件时,可求得反馈增益矩阵: $\mathbf{K} = (\bar{\mathbf{Z}} - \bar{\mathbf{A}}_1 \bar{\mathbf{V}}) \cdot (\bar{\mathbf{C}}\bar{\mathbf{V}})$,当 $\text{rank}(\mathbf{B}) = m$ 时, $\mathbf{K}$ 为唯一. 式中 $\bar{\mathbf{A}}_1$ 是矩阵 $\mathbf{A}$ 的分块, $\bar{\mathbf{A}}_1 = [\mathbf{A}_{11} \quad \mathbf{A}_{12}]$; $\bar{\mathbf{V}}$ 是由可达特征向量构成的列矩阵; $\bar{\mathbf{Z}}$ 矩阵的列与 r 个可达特征值及特征向量相关; $\bar{\mathbf{C}}$ 是系统输出矩阵。

2.2.2 改进的特征结构配置方法

特征结构配置方法需要模型具有较高的精度,当存在建模不确定性和扰动等问题时,鲁棒性无法保证.本文采用带积分的特征结构配置方法设计内环控制律,通过引入积分环节,在实现模态解耦的同时,提高控制系统鲁棒性,减少跟踪误差.为提高系统响应速度,可以加入比例环节.以纵向俯仰角 θ 控制为例,原理如图 6 所示(图中 θ_{cmd} 为俯仰角指令, q 为俯仰角速率, K_q 为反馈参数)。

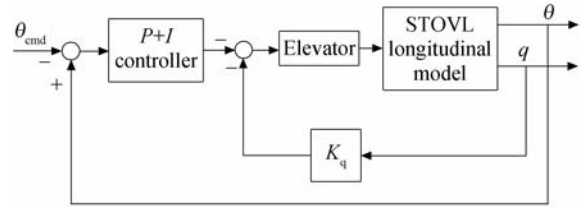


图 6 改进的特征结构配置框图

Fig. 6 Improved eigen-structure assignment method diagram

开环动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}} &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}_\theta & 0 & \mathbf{B}_\theta \\ \mathbf{C}_\theta & \mathbf{D}_\theta & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{A}_{act} \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathbf{B}_{act} \end{bmatrix} u \\ \mathbf{Y} &= \begin{bmatrix} \mathbf{C}_\theta & 0 & \mathbf{D}_\theta \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{X} \quad (13) \end{aligned}$$

式中输入 $u = \delta_e$, 输出 $\mathbf{Y} = [\theta \quad q \quad \int \Delta]$, 状态向量为 $\mathbf{X} = [\alpha \quad q \quad \int \Delta \quad \delta_e \quad \dot{\delta}_e]$, $\int \Delta$ 表示积分特性环节, δ_e 和 $\dot{\delta}_e$ 表示舵机特性环节, $\mathbf{A}_\theta, \mathbf{B}_\theta, \mathbf{C}_\theta$ 和 $\mathbf{D}_\theta$ 表示某一状态下线化的系统矩阵, $\mathbf{A}_{act}$ 和 $\mathbf{B}_{act}$ 表示舵机动态特性矩阵。

当减速过渡速度为 160 km/h 时,配置的短周期特征值和特征向量见式(14),达到一级飞行品

质要求,并实现一定的模态解耦。

$$\mathbf{V}_{al} = \begin{bmatrix} -2.4 - 2i \\ -2.4 + 2i \\ -2 \end{bmatrix} \quad \mathbf{V}_{ec} = \begin{bmatrix} N & 1 & 1 \\ 1 & N & 0 \\ 0 & 0 & N \\ N & N & N \\ N & N & N \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中特征向量 $\mathbf{V}_{ec}$ 中的 0 和 1 为事先确定的元素期望值, N 表示不预先确定的元素值. 该方法能根据设计要求同时求解控制器增益参数, 包括比例参数 P , 积分参数 I 和角速率反馈参数 K_q , 设计过程简单。

2.3 姿态喷管控制律设计

当飞行器减速到最小平飞速度(160 km/h)以下, 俯仰、滚转、偏航姿态喷管逐渐加入内环姿态控制中, 在舵效逐渐减弱的过程中维持姿态的稳定, 使其平滑的过渡到垂直着陆段. 俯仰姿态喷管力最大值为 80 N(布置在头部与尾部, 向下喷气, 同时只有一个工作), 滚转姿态喷管力最大值为 100 N(布置在左右机翼, 向下喷气, 同时只有一个工作), 偏航姿态喷管力最大值为 80 N(布置在尾部, 向左向右喷气, 同时只有一个工作). 在建模的过程中, 对喷管的推力做了归一化处理, 喷管的推力范围为 0~1. 对姿态喷管的控制, 使用二阶动力学环节直接配置, 以俯仰姿态控制为例, 首先建立俯仰姿态喷管油门大小与俯仰姿态之间的关系

$$\ddot{\theta} = M_y / I_{yy} = T_{pn} l_{pn} / I_{yy} \quad (15)$$

式中 T_{pn} 为俯仰姿态喷管的油门大小, l_{pn} 为俯仰姿态喷管到重心的距离. 采用 proportion differentiation(PD)控制器直接配置喷管姿态控制的动力学环节, 简化为标准的二阶动力学环节形式

$$[\theta(s) - \theta_c(s)]k_p + \dot{\theta}(s)k_d = -\ddot{\theta}(s) \Rightarrow$$

$$\frac{\theta(s)}{\theta_c(s)} = \frac{k_p}{s^2 + k_d s + k_p} = \frac{\omega_{pn}^2}{s^2 + 2\xi_{pn}\omega_{pn}s + \omega_{pn}^2} \Rightarrow$$

$$k_p = \omega_{pn}^2, \quad k_d = 2\xi_{pn}\omega_{pn} \quad (16)$$

式中 ω_{pn} 表示姿态喷管的固有频率, ξ_{pn} 表示姿态喷管的阻尼比。

设计中通常取阻尼比 $\xi_{pn} = 0.8$, 而 ω_{pn} 则受到与外环导引频率动力学环节时标分离的准则限制和姿态喷管控制机构频率的限制. 通常选择 ω_{pn} 最大频率不超过控制机构的 1/3, 假设姿态喷管控制机构频率 5 rad/s, 则 ω_{pn} 取为 5/3 rad/s.

3 飞行仿真验证

为了消除减速过渡垂向高度差, 将高度指令

转化为俯仰角指令 θ_c , 将横向航迹偏差转化为滚转角指令 ϕ_c , 滚转角度指令由垂直方向加速度指令 a_{vc} 与侧偏方向加速度指令 a_{sc} 生成. 由于飞行器须通过侧滚产生偏航加速度, 因此需要限制侧滑角指令 β_c (或侧向过载指令 n_{sc})

$$\begin{cases} \phi_c = \arctan \frac{a_{sc}}{a_{vc}} \\ n_{sc} = \beta_c = 0 \end{cases} \quad (17)$$

设定外环导引频率 $\omega_0 = 0.3$ rad/s、阻尼比 $\xi = 0.8$, 可以直接求得导航参数 $k_\psi = 0.48$, $k_v = 0.1875$. 内环指令跟踪控制律采用改进的特征结构配置方法在特征过渡飞行速度下(160 km/h)对六自由度飞行动力学模型进行配平、线性化及反馈设计. 根据时标分离原则, 选择跟踪频率为 $\omega = 1 \sim 3$ rad/s, 阻尼比 $\xi = 0.8$, 满足内环飞行品质、模态解耦特性及稳态跟踪需求. 纵向、横向和航向通道均进行解耦设计, 俯仰角度指令、滚转角度指令、侧滑角度指令分别由升降舵、副翼和方向舵进行控制。

STOVL 无人飞行器从巡航状态转入减速过渡状态时速度约为 250 km/h, 高度约为 50 m, 横向位置差约为 10 m; 减速过渡过程中, 要求保持飞机的高度不变和横向位移差为零, 逐渐缩小与垂直着陆点的纵向位置差; 当过渡空速低于 60 km/h, 转入垂直着陆阶段。

将设计得到的导引律和控制律用于 STOVL 无人飞行器减速过渡仿真. 仿真时考虑了阵风扰动的影响, 风速为 5 m/s. 减速过渡过程中的空速变化如图 7 所示, 速度从约 250 km/h 平滑过渡到 60 km/h; 图 8 和图 9 分别给出了在有风和无风情况下高度(h)跟踪和横向位移差(d_y), 可见在无风条件下的高度跟踪效果和消除横向位移差效果更好; 图 10 给出了迎角(β)和侧滑角(γ)在有风情况下的变化情况, 在低速情况下受风扰动比较明显. 当速度低于最小平飞速度以后(空速 160 km/h), 引入俯仰、滚转、偏航姿态喷管变化如图 11 所

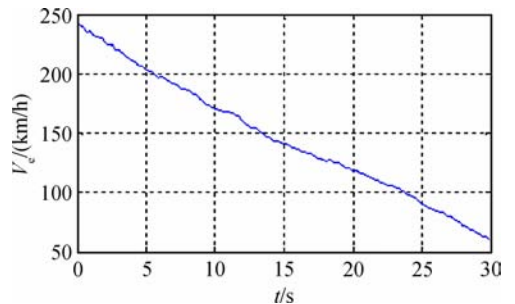


图 7 减速过渡空速变化

Fig. 7 Airspeed change at deceleration transition

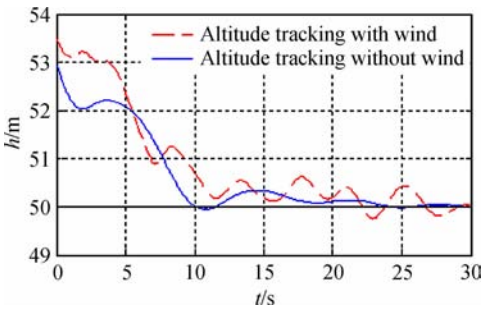


图 8 减速过渡高度跟踪变化
Fig. 8 Altitude tracking change at deceleration transition

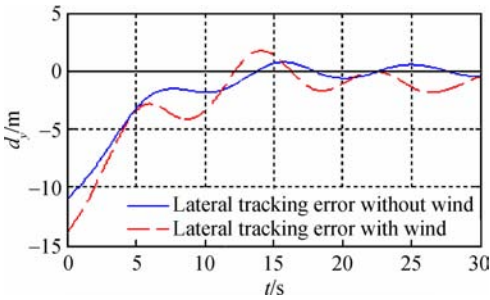


图 9 减速过渡横向跟踪误差变化
Fig. 9 Lateral tracking errors change at deceleration transition

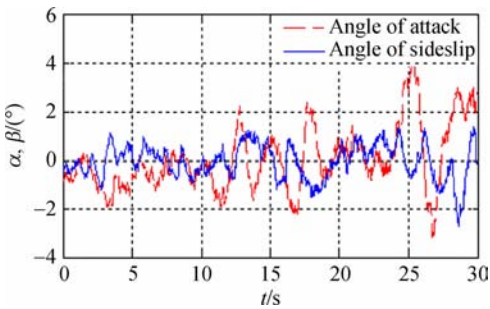


图 10 减速过渡迎角和侧滑角变化
Fig. 10 Angles of attack and sideslip changes at deceleration transition

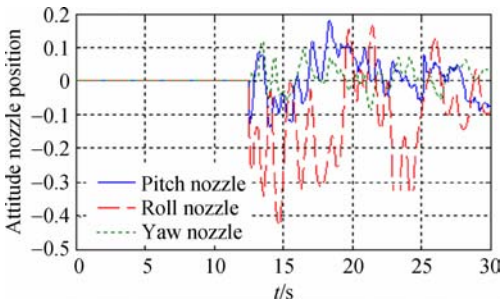


图 11 减速过渡姿态喷管变化
Fig. 11 Attitude nozzle changes at deceleration transition

示. 在风扰动情况下, 考虑引入姿态对控制舵面需求的影响, 以副翼为例, 如图 12 所示 (图中 d_a 为副翼偏转角), 可以引入滚转姿态喷管后可明显减少对副翼舵面的需求量.

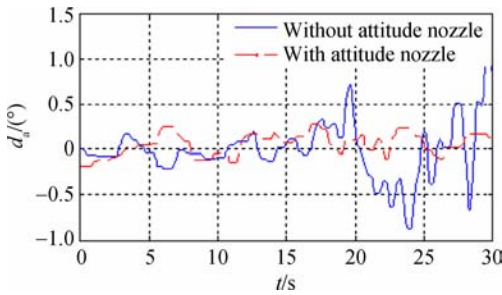


图 12 减速过渡副翼偏转角变化
Fig. 12 Angles of aileron deflection change at deceleration transition

3 结 论

1) 针对 STOVL 无人飞行器减速过渡对推力矢量的要求, 基于减速过渡性能分析, 采取合理的控制策略, 实现了 STOVL 无人飞行器减速过渡控制.

2) 采用隐式动态逆方法, 简洁直观的设定了期望的导航系统动力学特性, 实现内外环动态特性解耦, 而且物理意义明确, 将航迹控制转化为对姿态的要求; 在传统特征结构配置的基础上, 引入了积分环节, 提供了良好的跟踪性能, 同时也增加了鲁棒性, 为控制器设计提供一种有效简便且具有工程实用价值的手段.

3) 在舵面和推力矢量控制分配上, 只做了比较简单的分配, 如何进行舵面和推力矢量最优分配和容错分配, 还有待进一步研究.

参考文献:

[1] Armstrong F, Levir J. Overview of the US/UK ASTOVL program[R]. SAE Paper 87236, 1996.
[2] Anderson, Seth B. History overview of VSTOL aircraft technology[R]. NASA TM81280, 1981.
[3] Bordignon K, Bessolo J. Control allocation for the X-35B [C] // Biennial International Powered lift Conference and Exhibit, Virginia; AIAA, 2002; 327-335.
[4] Denham J, Paines J. Converging on a precision Hover control strategy for the F-35B STOVL aircraft[C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Reston; AIAA, 2008; 579-584.
[5] Yang X L, Fan Y, Zhu J H. Transition flight control of two vertical/short takeoff and landing aircraft[J]. Journal of

Guidance,Control and Dynamic,2008,31(4):371-385.

[6] Martinez F. Performance mapping of a thrust augmenting ejector in transition for short takeoff and vertical landing aircraft[J]. Journal of Aircraft,2013,45(3):431-435.

[7] Yamasaki T, Sakaida H, Enomoto K. Roubst trajectory tracking method for UAV guidance using proportional navigation[J]. Proceedings of the International Conference and Control,2007,10(4):1404-1409.

[8] Giampiero C,Brad S. NLDI guidance control laws for close formation flight[C]// American Control Conference. Oregon;IEEE,2005;2972-2977.

[9] Hever M,Mario G. UAV adaptive control laws using non-linear dynamic inversion augmented with an immunity-based mechanism[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Minnesota;AIAA,2012:156-166.

[10] Smith P R. Use of eigenstructure assignment in VSTOL aircraft control law design[C]//IEE International Conference Control. Brighton;IEEE,1991:481-489.

[11] White B A. Flight control of a VSTOL aircraft using polynomial eigenstructure assignment[C]//International IEEE Conf. Control UKACC. Kobe;IEEE,1996:152-157.

[12] Brinker J S, Wise K A. Stability and flying Qualities robustness of a dynamic inversion aircraft control law[J]. Journal of Guidance,Control, and Dynamic,1996,19(6):27-35.

[13] Enns D,Bugajski D,Hendrick R. Dynamic inversion;An evolving methodology for flight control design[J]. International Journal of Control,1994,59(1):71-91.

[14] Balas G J,Garrard W L,Reiner J. Robust dynamic inversion control laws for aircraft control[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Hilton Head Island;AIAA,1992:192-205.

[15] Shapiro E Y,Chung J C. Flight control system synthesis using eigenstructure assignment[J]. Optimization Theory and Applications,1984,43(3):415-429.

[16] Bennett D, Burge S E, Bradshaw A. Nonlinear controller design for a highly coupled VSTOL aircraft[C]// International IEE Conference Control UKACC. Swansea; IET,1998:576-585.

[17] White B A. ,Robust flight control of a VSTOL aircraft using polynomial matching[C]// Proceeding of American Control Conference. Florida;IEEE,1998:271-278.

[18] Bates D G,Gatley S L,Berry A J. Design and piloted simulation of a robust integrated flight and propulsion controller[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamic,2000,23(2):269-277.

(编辑:叶 青)