

复合翼无人机加速段纵向飞行特性分析与控制设计

王子安¹, 龚 正¹, 陈永亮¹, 徐锦法², 王苏丹¹

(1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016;

2. 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: 针对高成本的大型复合翼(VTOL)无人机(UAV)从悬停到巡航的纵向加速飞行转换阶段开展气动/控制综合研究。基于叶素动量(BEMT)理论建立斜向入流下旋翼气动载荷计算模型,并与 CFD 算例对比验证其准确性。分析出旋翼系统引起整机焦点前移产生静不定效应,其中心应置于全机重心之后。仿真对比不同加速策略下的加速特性、控制效能余量等指标,给出 -5° 俯仰角,定推进油门的加速策略。考虑控制输入冗余,作动器动态响应不同,引入虚拟控制量的概念,采用频域分解的效能分配准则实现静态分配。考虑建模误差,设计 L_1 自适应姿态控制框架实现动态控制增稳,拉偏仿真验证其鲁棒性。飞行试验验证了所述建模方法、加速策略及控制律框架的有效性。

关 键 词: 复合翼无人机; 飞行特性; 叶素动量; 控制分配; L_1 自适应控制; 试飞验证

中图分类号: V249.1; V212.4

文献标志码: A

Longitudinal flight characteristics analysis and control design for hybrid VTOL UAV in accelerative transition

WANG Zian¹, GONG Zheng¹, CHEN Yongliang¹,

XU Jinfa², WANG Sudan¹

(1. College of Aerospace Engineering,

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

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: A comprehensive aerodynamic/flight-control problem was studied on a high-cost hybrid vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicle (UAV) in the accelerative stage from hovering to cruising. A computational model of the rotor under oblique inflow was established based on the blade-element momentum theory (BEMT), and its accuracy was verified by comparison with the CFD calculation model. It was analyzed that the rotor system caused the aerodynamic focus of the aircraft to move forward, resulting in static instability effect, and its center should be placed after the center of gravity of the aircraft. By analyzing acceleration features and the control input margin under different acceleration strategies, the fixed -5° degree pitch angle and fixed throttle acceleration strategy were determined. Considering the control input redundancy and the different response of the actua-

收稿日期: 2019-02-17

基金项目: 国家自然科学基金(11402115); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 王子安(1994—),男,博士生,主要从事飞行器总体设计、先进制导与控制方法研究。E-mail: wangzian@nuaa.edu.cn

引用格式: 王子安,龚正,陈永亮,等. 复合翼无人机加速段纵向飞行特性分析与控制设计[J]. 航空动力学报,2019,34(10):2177-2190. WANG Zian, GONG Zheng, CHEN Yongliang, et al. Longitudinal flight characteristics analysis and control design for hybrid VTOL UAV in accelerative transition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2177-2190.

tor, the allocation criterion of frequency domain was adopted to realize static allocation. Considering the modeling error, the L_1 adaptive attitude control framework was designed to achieve dynamic control stabilization, and the deflection simulation was used to verify its robustness. Flight test verified the effectiveness of the modeling method, acceleration strategy, and control law framework.

Key words: hybrid vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle; flight characteristics; blade-element momentum theory; control allocation; L_1 adaptive control; flight test

复合翼无人机兼具垂直起降的旋翼优点以及长航程与长航时的固定翼优点,且其结构简单易于拆卸安装维护,使其广泛应用于遥感航测、电力巡线、边防巡逻、军事侦察等领域。

目前国内外学者与研究机构主要对十几千克量级复合翼的总体/气动/控制问题展开相关研究。随着智能城市、智能物流的理念兴起,国内航空市场需要更大载荷的大型复合翼平台。复合翼受电池、电动机功率、旋翼气动性能以及物理尺寸等约束,使其总体设计指标、有效控制余量受限。其次受旋翼桨引入的旋翼/机翼/机身耦合的气动干扰影响,复合翼气动特性随来流速度、来流迎角显著变化,增加了总体/气动/控制的设计难度。最后,复合翼存在旋翼模式、过渡模式、固定翼模式,不同飞行模式下的主操纵机构不同,且在加速过渡模式下存在操纵冗余特点,需要合适的操纵分配准则。

在整个飞行包线内,复合翼旋翼主要处于非对称入流工作状态。文献[1]通过对比旋翼在不同来流速度与迎角下的风洞测力实验数据,认为在大的动态入流角下,旋翼产生的俯仰、滚转力矩量级与偏航力矩一致,且不能忽视。文献[2]给出考虑结构刚度的旋翼(螺旋桨)气动模型,但该模型基于叶素有效迎角沿径向不变假设及均匀入流假设不适宜斜向入流的旋翼(螺旋桨)气动建模。文献[3-4]给出垂直入流场下的基于叶素动量理论的旋翼气动载荷工程计算方法。文献[5-6]总结了悬停、垂直升降以及低速和高速前飞等不同入流场下的旋翼气动特性,给出了存在非对称入流下的诱导速度修正公式。

针对控制输入冗余的情况,文献[7]提出数学规划法求解控制分配方案。链式递增法^[8]考虑不同操纵机构的控制效能与所需能耗,采用优先分配高效能低能耗的逐级控制分配准则。文献[9-11]给出了短距起降无人机加减速过渡段的控制分配机制。由于旋翼系统具有能量损耗大、动态

响应慢的特点,因此只针对无人机气动舵冗余的控制分配准则不能直接解决复合翼的控制分配问题。

由于旋翼引入了不确定的气动干扰,复合翼动力学存在建模不准确的特点。为寻求一种能适应模型不确定性以及外界扰动的控制器,其控制结构又能适应操纵冗余的效能分配机制。本文采用 L_1 自适应控制算法^[12-18],将模型的非线性因素及其耦合项当作时变参数及干扰,并通过设置低通滤波器将系统的自适应性能与鲁棒性解耦,使控制输出频率始终处于控制带宽域内,又能时刻补偿系统的不确定性。文献[14]通过将飞行器解耦为纵向/横向/航向三通道,设计以动态逆为基准控制器, L_1 自适应做辅助增强的控制框架用于抵消系统的不确定性,但这种控制框架很大程度上限制了 L_1 自适应控制器的控制能力。文献[18]为应对气动舵冗余的飞行器,设计了 L_1 相结合的控制框架与并行分配器,从而保证闭环系统的动态特性,但未采用通道解耦的控制形式,增加了控制系统设计的复杂度。结合上述文献描述,本文分为以下几部分:

1) 考虑斜向入流对旋翼气动载荷的影响,建立斜向入流修正的叶素动量理论计算模型。

2) 分析高速前进飞行下,旋翼系统对全机静稳定性的影响。

3) 根据无人机在不同模式下的配平特性,结合加速特性、功率输出、控制余量等性能指标给出合适的加速控制策略。

4) 根据无人机在不同飞行模式下的操纵特性,提出一种适应全状态飞行的频域尺度效能分配准则。

5) 结合一级飞行品质规范以及效能分配准则,内回路解耦设计基于显示模型跟踪的 L_1 自适应控制器。

6) 试飞及仿真验证建模的准确性、控制器精准性及鲁棒性。

1 旋翼气动力建模

复合翼在加减速段处于倾斜前飞的飞行模式,存在较大的倾斜角 α_p ,旋翼入流模型受诱导速度,前飞状态以及桨叶运动影响,如图 1。由于缺少变桨距机构,旋翼无法通过周期变距的形式抵消由于前行桨叶与后行桨叶有效迎角不同引起的额外力矩^[9]。考虑到斜向入流对旋翼引起的非对称气动载荷,本文需对轴向入流叶素动量理论做非对称入流修正。由于旋翼根部不是铰接式,在高速旋转下其挥舞运动是通过桨叶根部的弹性来实现,需建立刚性旋翼的等效挥舞修正模型。

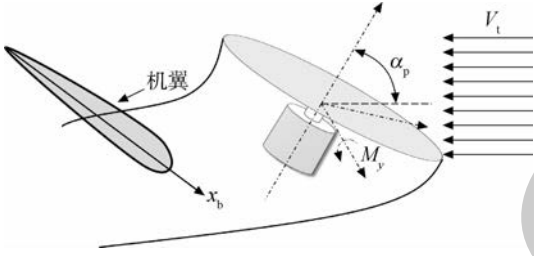


图 1 自由尾迹示意图

Fig. 1 Free wake schematic

图 1 中机体纵轴 x_b ,俯仰附加倾覆力矩 M_y ,前向来流 V_i 。

假设 1:旋翼叶素沿径向为线性扭转。假设 2:不考虑诱导速度沿周向与径向流动。则轴向入流下的叶素剖面如图 2,各微元计算如下式。

叶素升力

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_i^2 C_{Lc} dr \quad (1)$$

叶素阻力

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_i^2 C_{Dc} dr \quad (2)$$

推力微元

$$dT = dL \cos \phi - dD \sin \phi \quad (3)$$

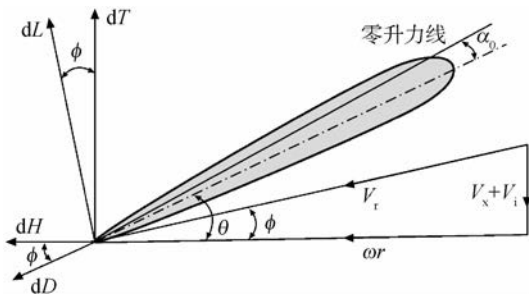


图 2 叶素剖面

Fig. 2 Blade profile

扭矩微元

$$dQ = (dL \sin \phi + dD \cos \phi) r \quad (4)$$

动量定理

$$dT = 4\pi \rho r V_i (V_x + V_i) dr \quad (5)$$

结合式(1)~式(5)得

$$C_L - C_D \tan \phi = \frac{8\pi \sin \phi}{\omega N c} (\omega r \tan \phi - V_x) \quad (6)$$

给定入流速度 V_x ,旋翼角速度 ω ,由式(6)求解出入流角 ϕ ,诱导速度 V_i 。

式中入流角 $\phi = \arctan[(V_x + V_i)/(\omega r)]$,旋翼速度 $V_r = \omega r / \cos \phi$,大气密度 ρ ;升力系数 $C_L = C_{La}(\theta_0 - \alpha_0 - \phi)$,升力系数斜率 C_{La} ,叶素弦长 c ;阻力系数 $C_D = C_{D0} + AC_L^2$,零升阻力系数 C_{D0} ,升致阻力因子 A ,入流速度 V_x ,桨叶片数 N ,叶素倾角 θ_0 ,零升迎角 α_0 。现引入修正因子对轴向入流模型作非对称入流修正。当存在非对称入流场时,流经桨盘的诱导速度与桨的方位角 ψ 及径向距离 r 有关(图 3),前行桨叶承受更大的气动载荷^[5]。前行桨叶与后行桨叶不对称的气动载荷将产生附加的气动力矩。

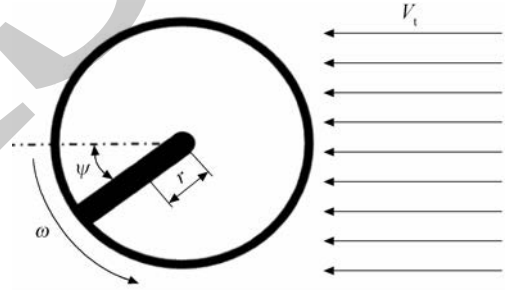


图 3 桨方位角定义

Fig. 3 Definition of blade azimuth

文献[2]所提均匀入流模型假设以及叶素有效迎角沿径向不变假设均无法表征斜向入流下旋翼诱导速度特征分布。文献[5]通过风洞试验以及试飞等手段对铰接式旋翼进行诱导速度分布总结和归纳(假设 1:诱导速度场朝向桨盘后端线性增加;假设 2:诱导速度在叶素前向旋转时线性增加),得静态线性入流模型的诱导速度修正:

$$V_i(r, \psi) = V_{i0} (1 + k_x r \cos \psi + k_y r \sin \psi) \quad (7)$$

本文研究对象为无铰式旋翼,刚度较大,无法直接使用 Drees^[6]所提的梯度因子。简化认为式(7)中横向梯度因子 k_y 数量级小可忽略($k_y \approx 0$),纵向梯度因子 k_x 可采用 Coleman 基于经典涡流理论分析法的梯度因子式^[19],将诱导分布修改为式(8)。前飞状态下的旋翼平均诱导速度参考文

献[19-20]迭代求解获得。

$$V_i(r, \psi) = V_{i0} \left(1 + \tan \frac{\chi}{2} r \cos \psi \right) \quad (8)$$

式中前向飞行的平均诱导速度 V_{i0} ，其由入流比迭代方程(9)获得，桨盘尾迹的斜入角 $\chi = \arctan(\mu/\lambda)$ ，前进比 $\mu = V_t \sin \alpha_p / \omega R$ ，入流比 $\lambda = (V_{i0} + V_t \cos \alpha_p) / \omega R$ ，桨盘半径 R ，倾斜角 α_p 。文献[20]给出结合动量理论的人流比迭代方程：

$$\lambda_{m+1} = \mu \sec \alpha_p + \frac{C_T}{2 \sqrt{\mu^2 + \lambda_m^2}} \quad (9)$$

式中迭代步数 m ，轴向入流时的拉力系数 C_T ，入流比迭代初始值可选择轴向入流时的入流比 $\lambda_0 = \sqrt{C_T/2}$ 。

若迭代误差满足 $\|(\lambda_{m+1} - \lambda_m) / \lambda_m\| \leq \epsilon$ ，则退出迭代，获得平均诱导速度 V_{i0} ；否则通过 Newton-Raphson 公式更新入流比 $\lambda_{m+1} = \lambda_m - f(\lambda) / f'(\lambda)$ ，直至满足截止条件，获得平均诱导速度 V_{i0} 。

$$f(\lambda) = \lambda - \mu \sec \alpha_p - \frac{C_T}{2 \sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (10)$$

结合式(1)~式(10)得旋翼推力 T

$$T = \frac{1}{2} \rho N \omega^2 \sum_{i=1}^S \sum_{r=R_h}^R \frac{r^2}{\cos \phi_{\psi_i}} c (C_L - C_D \tan \phi_{\psi_i}) \Delta r \quad (11)$$

旋翼扭矩 Q

$$Q = \frac{1}{2} \rho N \omega^2 \sum_{i=1}^S \sum_{r=R_h}^R \frac{r^3}{\cos \phi_{\psi_i}} c (C_D + C_L \tan \phi_{\psi_i}) \Delta r \quad (12)$$

俯仰倾覆力矩 M_y

$$M_y = \frac{\rho N \omega^2}{2S} \sum_{i=1}^S \sum_{r=R_h}^R \frac{cr^3}{\cos \phi_{\psi_i}} (C_L - C_D \tan \phi_{\psi_i}) \Delta r \quad (13)$$

式中桨叶片数 N ，方位角位置数 S ，旋翼径向起始距离 R_h ，在桨方位角 ψ_i 下的入流角 ϕ_{ψ_i} 。

文献[2]基于准平衡条件给出了恒定挥舞角的弹性修正模型。其旋翼挥舞角由气动力矩、离心力矩和刚度力矩的平衡决定。本文亦将根部刚度等效成铰接式弹簧组合形式，通过恒定挥舞角假设增加结构刚度模型进而完善弹性的旋翼修正气动模型。

$$\begin{cases} a = (K_r q + K_{rq} p + K_v u + K_{vq} v) / K_d \\ b = (-K_r p + K_{rq} q + K_v v - K_{vq} u) / K_d \end{cases} \quad (14)$$

其中

$$\begin{cases} u = V_t \sin \alpha_p \cos \beta_p \\ v = V_t \sin \alpha_p \sin \beta_p \\ \omega = V_{i0} + V_t \cos \alpha_p \\ \gamma = \rho c C_{L\alpha} R^4 / (8 I_\beta) \\ K_d = \gamma \omega^2 + k_\beta^2 / (\gamma I_\beta^2 \omega^2) \\ K_r = 2\omega + k_\beta / (I_\beta \omega) \\ K_{rq} = i[\gamma \omega - 2k_\beta / (\gamma I_\beta \omega)] \\ K_v = 2\gamma \omega / R^2 \\ K_{vq} = 2ik_\beta \omega / (I_\beta R^2 \omega^2) \end{cases} \quad (15)$$

式中后倒角 a ，侧倾角 b ，桨叶洛克数 γ ，桨叶质量惯性矩 I_β ，旋翼根部刚度系数 k_β ，桨盘侧滑角 β_p ， $i = \{-1, 1\}$ 分别代表逆时针方向与顺时针方向，机体轴角速度 p, q ，机体轴速度 u, v, ω ，弹性旋翼修正气动模型系数 $K_d, K_r, K_{rq}, K_v, K_{vq}$ 。

则单个旋翼的桨盘前向力 H 与桨盘侧向力 S 为

$$\begin{cases} H = -Ta \\ S = -Tb \end{cases} \quad (16)$$

2 纵向操纵效能分配

复合翼的俯仰姿态控制依赖于旋翼转速差与升降舵，控制输入冗余^[10]。在旋翼模式下，其主操纵效能由旋翼转速差提供，巡航模式由升降舵提供，而加速过程中需要旋翼与升降舵组合控制^[21-24]。不同控制输入具有不同的动态响应特性、能耗与优先级。根据复合翼在不同速压下的操纵特性，引入虚拟控制量的概念，本文提出一种频域尺度的效能分配准则。该分配策略引入高/低通滤波器，利用低通滤波器优先将低频控制量分配于高动态、低能耗的升降舵，高频部分则漏向旋翼系统，转速差进行姿态调整；其次根据高低频部分所需操纵量与各操纵器最大操纵量的匹配关系，按照优先分配升降舵的原则，得到如下串并联结合分配策略，如图4。

1) 若低频部分所需控制量小于升降舵最大控制量，则剩余升降舵控制量与旋翼俯仰控制量并行分配高频部分所需控制量。

2) 若低频部分所需控制量大于升降舵最大控制量，则剩余低频部分由旋翼俯仰控制量补偿，高频部分仍由剩余旋翼俯仰控制量提供。

并行分配按照最大效能的比例分配原则，得升降舵量 δ_e

$$\delta_e = \frac{\dot{q}_e}{q_{\max}} \eta_{\theta_e} \delta_{e, \min} \quad (17)$$

俯仰转速差 n_q

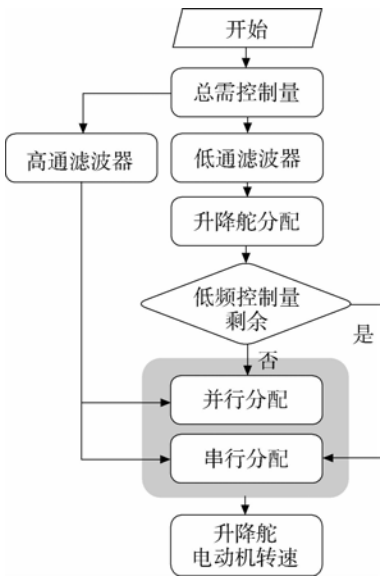


图 4 操纵效能分配流程图

Fig. 4 Chart of control efficiency allocation

$$n_q = \frac{\dot{q}_c}{q_{\max}} n_{q,\max} \quad (18)$$

其中

$$\dot{q}_{\max} = \frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_e} \eta_{\delta_e} \delta_{e,\min} + \frac{\partial \dot{q}}{\partial n_q} n_{q,\max} \quad (19)$$

$$\frac{\partial \dot{q}}{\partial \delta_e} = \frac{q_{\text{bar}} s_{\text{ref}} \bar{C}_{m\delta_e}}{I_y} \quad (20)$$

$$\frac{\partial \dot{q}}{\partial n_q} = \frac{\partial T(\hat{n})}{\partial n_q} \cdot \frac{L}{I_y} \quad (21)$$

$$\eta_{\delta_e} = \begin{cases} 0 & 0 \leq V \leq V_1 \\ \left(\frac{V - V_1}{V_2 - V_1} \right)^2 & V_1 \leq V \leq V_2 \\ 1 & V_2 \leq V \end{cases} \quad (22)$$

式中动压 q_{bar} , 气动参考面积 s_{ref} , 平均气动弦长 $\bar{c}$, 操纵导数 $C_{m\delta_e}$, 俯仰角加速度 $\dot{q}$, 旋翼平均转速 $\hat{n}$, 全机绕机体 y_b 轴转动惯量 I_y , 旋翼在对称面投影到质心的距离 L , 最大舵偏角随速压变化的权值系数 η_{δ_e} 。

配平低通滤波器采用 1 阶低通滤波器 $G_1(s)$, 传递函数如式(23), 其时间常数 τ 按闭环控制带宽选取。

$$G_1(s) = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (23)$$

高通滤波器 $G_h(s)$ 为低通滤波器的互补滤波器, 其为

$$G_h(s) = 1 - G_1(s) \quad (24)$$

3 俯仰姿态控制器设计

3.1 俯仰姿态控制器框架

姿态角控制根据时标分离原则解耦设计角度

与角速度两个环路: 角度环使用动态逆控制器, 角速度采用模型显示跟踪的 L_1 自适应控制器^[16-17], 用于增强指令跟踪能力与抵消系统的不确定性, 保证内环路的稳定及闭环动态特性, 其控制框架如图 5。图中俯仰角指令输入 θ_c , 俯仰角度环控制输出 q_c , 俯仰角 θ 。

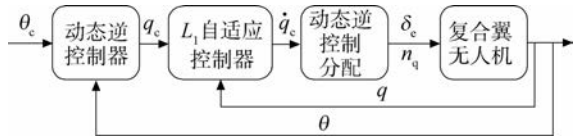


图 5 俯仰姿态控制结构图

Fig. 5 Pitch attitude feedback loop structure diagram

3.2 俯仰角环动态逆控制器设计

俯仰姿态运动方程可写成仿射非线性系统形式

$$\dot{\theta}(t) = f_1(\theta, t) + g_1(\theta, t)q(t) \quad (25)$$

式中

$$f_1(\theta, t) = 0, \quad g_1(\theta, t) = 1 \quad (26)$$

式中仿射系统向量场 f_1, g_1 。

给定 θ_c , 引入误差项 $\Delta\theta = \theta_c - \theta$, 则动态逆控制器设计其控制律为

$$q_c = g^{-1}(K_\theta \Delta\theta - f_1) \quad (27)$$

式中姿态环带宽 K_θ 按照内外环 3 倍的频带分离原则以及一级飞行品质规范给定。

3.3 俯仰角速率环 L_1 自适应控制器设计

由 1 阶线性动力学方程

$$\dot{q}(t) = M_a \alpha(t) + M_q q(t) + M_{\delta_{ac}} \delta_{ac}(t) \quad (28)$$

其控制输出可写成如下形式

$$\delta_{ac}(t) = \frac{1}{M_{\delta_{ac}}} [\dot{q}_c(t) - M_a \alpha(t) - M_q q(t)] \quad (29)$$

综合考虑系统存在建模误差、测量误差以及外部扰动, 则非线性动力学方程可表示为

$$\dot{q} = (M_a + \hat{M}_a) \alpha + (M_q + \hat{M}_q) q + (M_{\delta_{ac}} + \hat{M}_{\delta_{ac}}) \delta_{ac} + \sigma_1 \quad (30)$$

将式(29)代入式(30)得

$$\dot{q} = \hat{M}_a \alpha + \hat{M}_q q + \frac{\hat{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}} (\dot{q}_c - M_a \alpha - M_q q) + \dot{q}_c + \sigma_1 \quad (31)$$

选择 1 阶指令参考模型

$$\dot{q}(t) = -K_q q(t) + K_q q_c(t) \quad (32)$$

将式(31)~式(32)改写得俯仰通道被控对象模型:

$$\begin{cases} \dot{q}(t) = -K_q q(t) + K_q \eta(t) \\ \eta(t) = \omega(t) \dot{q}_c(t) + \theta(t) q(t) + \sigma(t) \end{cases} \quad (33)$$

式中静稳定力矩 M_a , 阻力力矩 M_q , 串联虚拟操纵量 δ_{ac} , 操纵力矩 $M_{\delta_{ac}}$, 不确定力矩, $\hat{M}_q, \hat{M}_{\delta_{ac}}, \hat{M}_a$, 干扰项因子 σ_1 。 $\omega(t) = 1 + \frac{\hat{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}}$ 为操纵效能因子, $\theta(t) = K_q - \frac{\hat{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}} M_q$ 为俯仰阻尼项因子, $\sigma(t) = -\frac{\hat{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}} M_a \alpha + \sigma_1$ 为静稳定项。

假设 1: 操纵效能不确定性参数 $\hat{\omega}$ 有界, 即存在 $\hat{\omega} \in \Omega \subset R, \Omega$ 为已知凸集。

假设 2: $\sigma(t)$ 有界, 存在 $\Delta > 0$ 满足 $\sigma(t)_{\infty} \ll \Delta, \forall t \geq 0$, 其中 $\|x\|_{\infty}$ 表示 x 的无穷范数。

假设 3: $\hat{\theta}(t) q + \sigma(t)$ 的偏导数半全局一致有界。根据以上假设设计 L_1 自适应控制器的状态观测器、自适应律、控制律。

1) 状态观测器

$$\begin{cases} \dot{\hat{q}}(t) = -K_q \hat{q}(t) + K_q \hat{\eta}(t) \\ \dot{\hat{\eta}}(t) = \hat{\omega}(t) \dot{\hat{q}}_c(t) + \hat{\theta}(t) \hat{q}(t) + \hat{\sigma}(t) \\ \hat{y}(t) = \hat{q}(t) \end{cases} \quad (34)$$

式中对操纵效能的不确定性估计 $\hat{\omega}(t)$, 对俯仰阻尼项不确定性估计 $\hat{\theta}(t)$, 俯仰静稳定项与外界干扰的不确定性估计组合 $\hat{\sigma}(t)$ 。

2) 自适应律

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}}(t) = \Gamma K_{proj} [\hat{\theta}(t), -\tilde{q}(t) PK_q q(t)] \\ \dot{\hat{\sigma}}(t) = \Gamma K_{proj} [\hat{\sigma}(t), -\tilde{q}(t) PK_q] \\ \dot{\hat{\omega}}(t) = \Gamma K_{proj} [\hat{\omega}(t), -\tilde{q}(t) PK_q \dot{q}_c(t)] \end{cases} \quad (35)$$

式中自适应增益 Γ , 投影算子 K_{proj} , 跟踪误差 $\tilde{q}(t) = \hat{q}(t) - q(t)$, P 为李雅普诺夫方程 $K_q P + P K_q = -Q$ 的解, 其中 $Q > 0$ 。

3) 控制律

$$\begin{cases} \dot{q}_c = K_d F[K_g q_c(t) - \hat{\eta}(t)] \\ \delta_{ac} = \frac{1}{M_{\delta_{ac}}} [\dot{q}_c - M_a \alpha(t) - M_q q(t)] \end{cases} \quad (36)$$

式中前馈增益 $K_g = -(CA^{-1}B)^{-1}$, 自适应反馈增益 K_d , 低通滤波器 F 。

4 算例分析

4.1 叶素动量修正算例验证

本算例通过 CATIA 软件将某旋翼桨沿半展长 5%~95% 处截取 12 段叶素, 并用 XFOIL 软件计算叶素在 110000 量级雷诺数下的升阻特性。

利用带修正的叶素动量理论得到旋翼在不同前进比、入流角下的俯仰力矩气动载荷特性(暂不考虑旋翼的结构弹性), 并与 CFD 计算结果对比。如图 6 可知, 相同迎角(α)与来流速度下, 旋翼转速越高俯仰力矩越大; 相同转速与来流速度下, 迎角越大俯仰力矩越大, 分析此由于轴向入流速度增加使叶素剖面的有效迎角减小, 降低了旋翼的拉力; 相同转速与迎角下, 来流速度越大俯仰力矩越大; 当来流速度逐渐增大, 俯仰力矩呈现递减趋势。

在力矩稳定段, CFD 计算结果与叶素动量理论误差小, 考虑其误差主要由叶素升阻系数计算偏差以及微元数值积分引起。随着前进速度继续增加, 叶素动力理论所得的力矩稳定区比 CFD 延迟, 且最大俯仰力矩大于 CFD 计算值。CFD 计

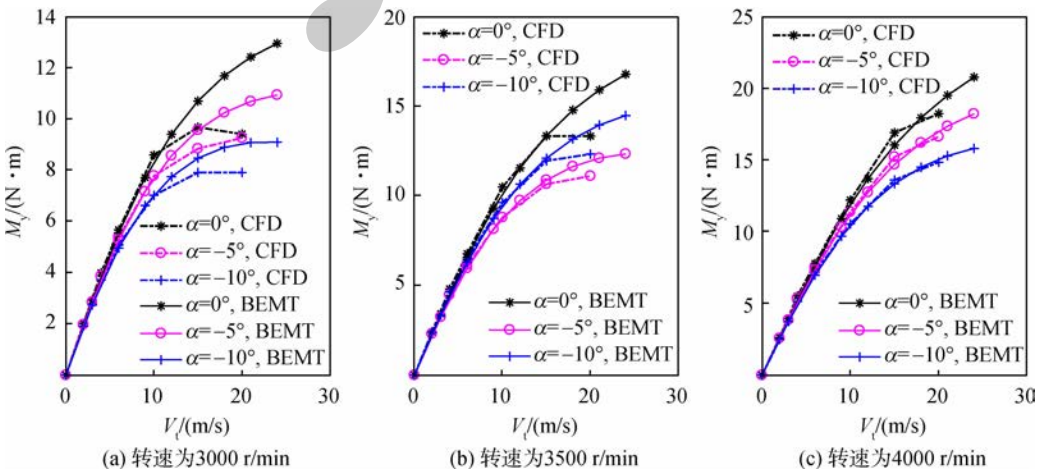


图 6 不同转速下 CFD 与 BEMT 俯仰气动载荷计算对比

Fig. 6 Aerodynamic load comparison between CFD and BEMT under different rotor speeds

算的气动力矩的下降区在 BEMT 的稳定区内。

现比较在相同转速不同前进比下,旋翼拉力作用点的变化,如式(37)。如图 7,相同前进比下 α 由负迎角逐渐增加到正迎角时,位移量 δ_y 逐渐增加。在前进比 u 较低,位移量随前进比线性增加,随着前进比继续增加,位移量趋于稳定值。

$$\delta_y = \frac{M_y}{T}$$

(37)

综上,CFD 与 BEMT 都能描述旋翼桨在非对称入流过程中变化的趋势。两者在力矩增长区(低前进速度)误差较小,在力矩稳定区以及力矩下降区(高前进速度)存在误差;拉力作用点位置随前进比 u 的增加先线性增加后趋于稳定。基于叶素动量理论的旋翼气动载荷模型适用于复合翼快速动力学建模。

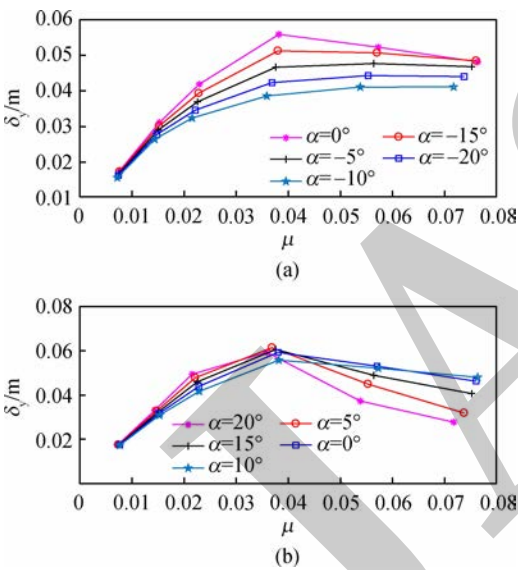


图 7 复合翼同转速不同迎角下前进比与位置偏移量
(2500 r/min)

Fig. 7 Forward ratio and position offset of the hybrid VTOL UAV at different angles of attack and the same speed (2500 r/min)

4.2 复合翼性能分析

大型复合翼工程样机为上单翼、倒 V 形尾翼、双尾撑、后置螺旋桨,旋翼系统混合的布局形式,旋翼桨盘置于机身上方,如图 8。全机的重心位置为旋翼系统的重心,参数如表 1。

4.2.1 静稳定特性分析

飞机按放宽静稳定设计而全程又是静稳定。由 BEMT 计算结果可知,旋翼拉力作用点在复合翼高速前进飞行时前移,产生附加的抬头力矩,其受力如图 9。图中全机重力为 G ,全机升力为 L 。



图 8 大型复合翼工程样机
Fig. 8 Largehybrid VTOL UAV

表 1 复合翼主要参数
Table 1 VTOL UAV main parameters

参数名称	参数值
总质量 m/kg	120
绕 x_b 轴的转动惯量 $I_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	60.36
绕 y_b 轴的转动惯量 $I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	145.42
绕 z_b 轴的转动惯量 $I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	196.22
参考展长 $\bar{L}/\text{m}$	6
平均气动弦长 $\bar{c}/\text{m}$	0.56
旋翼半径 R/m	0.6
电动机桨转动惯量 $J/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.035
旋翼间距 H_p/m	2.06
推进桨半径 R_p/m	0.48

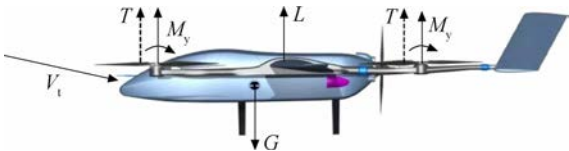


图 9 复合翼受力分析

Fig. 9 Force analysis of the hybrid VTOL UAV

现分析旋翼的静稳定特性,如图 10。其单位迎角的增加引起不稳定抬头力矩增量,从而使飞机的静稳定度降低,如式(38)。

$$\frac{\partial M_y}{\partial \alpha} > 0$$

(38)

图 10 分析可知旋翼附加抬头力矩具有饱和特性,且其随前进速度幂指数增长。在加速阶段前期,飞机的气动焦点前移现象最为明显。为使飞机在全包线范围内处于静稳定状态(暂不考虑旋翼诱导的自由尾迹引起机翼负载荷,机翼对旋翼下洗流存在阻塞作用以及高速状态前桨与后桨尾迹卷起对后桨正升力的影响),复合翼纯固定翼模式采取静稳定的设计方案,其单位迎角的增加

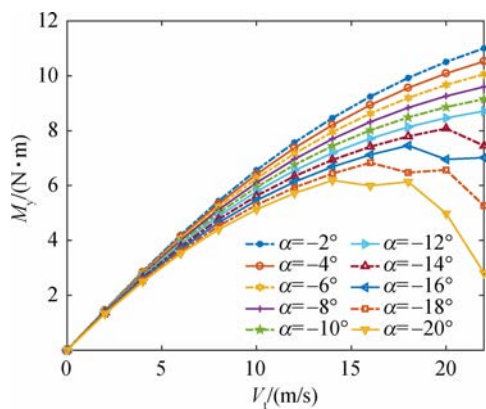


图 10 旋翼附加气动载荷力矩特性

Fig. 10 Rotor additional aeodynamic load torque characteristics

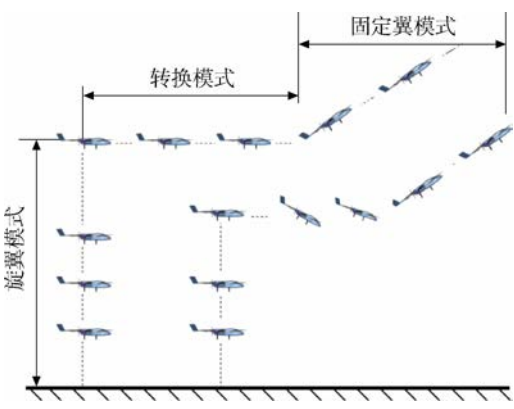


图 12 复合翼加速剖面

Fig. 12 Hybrid VTOL UAV acceleration profile

引起静态力矩 M_f 增量如式(39)。

$$\frac{\partial M_f}{\partial \alpha} < 0 \tag{39}$$

现将纯固定翼模式的纵向本体力矩特性与旋翼力矩特性叠加,满足式(40),则全机静稳定特性如图 11。

$$\frac{\partial M_{vtol}}{\partial \alpha} = \frac{\partial (M_y + M_f)}{\partial \alpha} < 0 \tag{40}$$

式中 M_{vtol} 为全机静态力矩。

此放宽静稳定设计,又不失静稳定特性,兼顾飞机的加减速段飞行特性,提高加速的抗扰能力以及固定翼模式下的飞行性能。

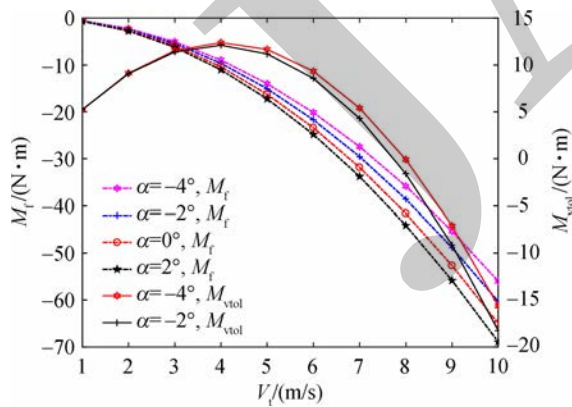


图 11 复合翼纯固定翼模式与复合模式静稳定特性

Fig. 11 Hybrid VTOL UAV pure fixed wing mode and VTOL mode static stability characteristics

4.2.2 加速策略分析

由飞机的构型可知,飞机可通过推进桨和旋翼倾斜(负俯仰姿态)两种方式进行加速。经工程简化分析,本文归纳为如下两种加速模式,其加速剖面如图 12。

1) 保持旋翼俯仰角姿态水平、定高,变推进

桨油门加速。

2) 定负的俯仰姿态、定推进桨油门加速。

整个配平过程必须使旋翼和机翼提供的升力与复合翼的重力平衡,推进油门与飞行器倾斜姿态下旋翼产生的水平合推力与气动阻力平衡^[13]。本文设置复合翼在不同俯仰角度,按照串行分配的配平策略,保证升降舵优先使用,同时使用虚拟推力的补偿方式进行配平分析,得到定推进油门,不同俯仰角下的加速段(悬停模式至固定翼模式)配平曲线,如图 13~图 15。

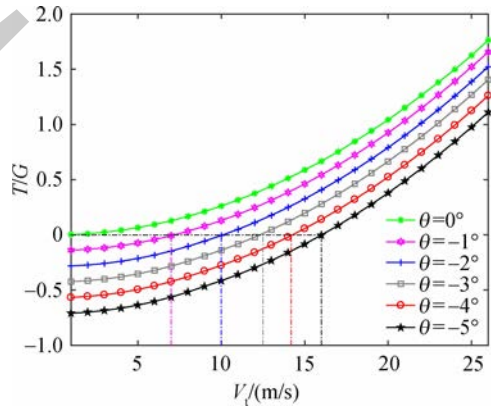


图 13 复合翼不同俯仰角下配平推质比随速度的变化

Fig. 13 Thrust weight ratio of the hybrid VTOL UAV with speed at different pitch angles

图 13 可知,在低速压,复合翼气动阻力可忽略,需要负的虚拟推力平衡旋翼水平拉力分量,且俯仰角度负值越大,所需负的虚拟推力越大。在各个俯仰角度下,复合翼都存在气动阻力与旋翼切向拉力相等的平衡点(图 13 中虚线交点),其所在的速度区间为 6.5~15.8 m/s(对速度更敏感)。复合翼诱导阻力随着速压增大逐渐增大,为平衡气动阻力,需要额外的正的配平推力。

图 14 展示复合翼在不同俯仰角下悬停需用旋翼转速与虚拟配平量随速度的变化关系。可知,复合翼悬停需用旋翼悬停转速 n_h 随速压增大逐渐减小,其升力从由旋翼提供逐渐过渡到由机翼提供。 δ_{ac} 为虚拟串联操纵量,其映射形式如式(41)。不同俯仰角下,所需的配平量无较大差别。在速压较低时,其值小于 -0.5 ,映射为升降舵能量满偏,此时俯仰姿态主要由旋翼控制。在 5 m/s 速度下,所需的旋翼控制量最大,分析此由于旋翼系统引入的附加抬头力矩引起。在速压较高时,其表征纯固定翼的配平特性。

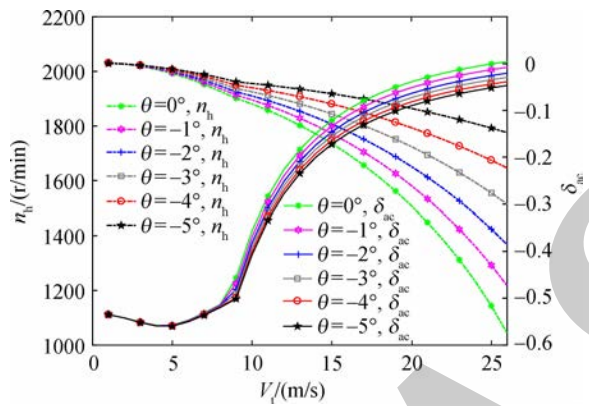


图 14 复合翼不同俯仰角下悬停旋翼转速与虚拟串联配平量随速度的变化

Fig. 14 Hovering rotor speed and virtual trimming of the hybrid VTOL UAV with speed under different pitch angles

图 15 展示不同俯仰角与速度下,俯仰转速差 n_q 与升降舵配平量 δ_e 随速度的变化关系。由串行分配原理知,在速压较低时,升降舵不足以提供配平能力,其主控制能量由旋翼系统提供。加速过程中,由于旋翼系统引入的附加抬头力矩引起额外需求的旋翼控制量,但由于附加力矩具有饱和特性,当速压继续增大,气动舵逐渐占据主导,使得旋翼的需求逐渐减小。当加速至 8 m/s ,升降舵足以提供配平力矩,旋翼减小到零,不再参与俯仰控制。整个过程中,6 种模式下旋翼都具有至少 60% 的操纵冗余,用于应对突发干扰。

$$f(\delta_{ac}) = \begin{cases} -2\delta_{ac}\delta_{e,\max} & -1 < \delta_{ac} \leq -0.5 \\ 2\delta_{ac}n_{q,\max} & -0.5 \leq \delta_{ac} \leq 0.5 \\ -2\delta_{ac}\delta_{e,\max} & 0.5 < \delta_{ac} \leq 1 \end{cases}$$

(41)

给定 0.2 的推质比的推力,比较在不同俯仰角下各飞机加速特性,所用功耗,以及控制量需求。由图 16 及表 2 可知,复合翼从悬停模式加速

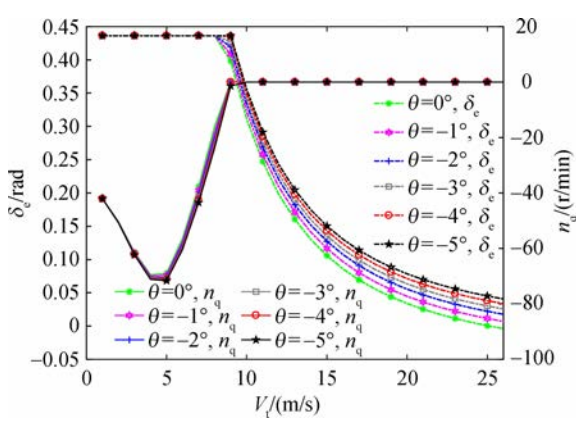


图 15 复合翼不同俯仰角下旋翼转速配平量、升降舵配平量随速度的变化

Fig. 15 Speed trimming amount and elevator trimming amount of the hybrid VTOL UAV at different pitch angles

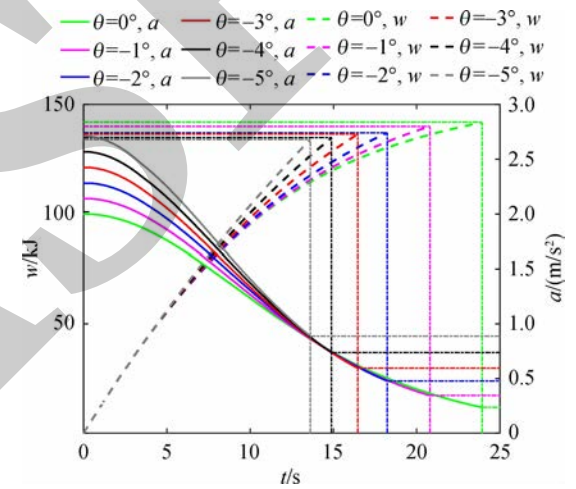


图 16 复合翼在不同俯仰角下的飞行性能

Fig. 16 Flight performance of the hybrid VTOL UAV at different pitch angles

表 2 复合翼不同俯仰角加速下的飞行性能

Table 2 Flight performance of the hybrid VTOL UAV with different pitch angle accelerations

序号	俯仰角 $\theta/(^{\circ})$	加速时间 t/s	做功 w/kJ	加速度 $a/(m/s^2)$
1	0	23.9175	141.88	1.997
2	-1	20.7887	140.09	2.1395
3	-2	18.2313	137.15	2.2817
4	-3	16.4663	136.53	2.4241
5	-4	14.8938	134.86	2.5668
6	-5	13.6138	134.01	2.7098

到固定翼模式, $\theta = -5^\circ$ 状态下, 所需时间最短, 需用功耗最小。6 种加速策略所需控制量差别不大。策略 $\theta = -5^\circ$ 所需加速时间较策略 $\theta = 0^\circ$ 缩短一半。随着速压增大, 诱导阻力增加, 各个状态下的加速度均逐渐减小。

以上几种策略可知, 当俯仰角 $\theta = -5^\circ$ 时的加速策略最优。

4.2.3 控制性能及鲁棒性分析

考虑到旋翼诱导速度对机翼的干扰, 动态入流对旋翼拉力的影响, 非均匀流场对阻尼导数的影响, 推进桨的滑流效应以及装配误差, 动力学仿真模型存在一定误差。

旋翼升力系数由静态拉力实验测得, 旋翼引起的附加俯仰力矩、飞机的气动导数以及推进桨滑流效应均由 CFD 以及风洞实验所得。现可假设模型误差一致有界, 将误差归结为旋翼升力系数 e_{C_t} , 斜向入流引起附加俯仰力矩 e_{M_y} , 旋翼俯仰控制力矩 $e_{M_{nq}}$, 俯仰静导数 $e_{C_{ma}}$, 机翼静升力系数斜率 $e_{C_{La}}$, 阻力不确定性 $e_{C_{Dk}}$, 俯仰阻尼导数 $e_{C_{mq}}$, 俯仰操纵导数 $e_{C_{m\delta_e}}$, 飞机的质心位置 $e_{x_{cg}}$ 。误差向量

$$\mathbf{e} = [e_{C_t}, e_{M_y}, e_{M_{nq}}, e_{C_{ma}}, e_{C_{La}}, e_{C_{Dk}}, e_{C_{mq}}, e_{C_{m\delta_e}}, e_{x_{cg}}]^T \tag{42}$$

定义标称状态下误差向量为

$$\mathbf{e} = [1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1]^T \tag{43}$$

则误差区间范围见表 3。

表 3 误差区间
Table 3 Error interval

误差向量	误差区间
e_{C_t}	0.5~1.5
e_{M_y}	0.5~4
$e_{x_{cg}}$	0.9~1.1
$e_{C_{ma}}$	0.5~1.5
$e_{C_{La}}$	0.5~1.5
$e_{C_{Dk}}$	0.5~1.5
$e_{C_{mq}}$	0.5~1.5
$e_{M_{nq}}$	0.5~1.5
$e_{C_{m\delta_e}}$	0.5~2

为验证控制器在模型参数边界区域的鲁棒性以及控制性能, 分类考虑旋翼拉力引起的偏差、固定翼气动导数引起的偏差、以及旋翼/固定翼耦合

及安装引起的物理偏差。现在加速过程中取状态点 2、6、10、26 m/s 进行小扰动线化, 其初始状态如表 4。为便于控制参数整定与分析, 暂不考虑舵面卡死、电动机时延、电动机转速饱和、电动机速率饱和等非线性因素, 传感器测量误差以及传感器噪声。

表 4 模型初始条件
Table 4 Model initial condition

状态量	状态值
角速率 $[p, q, r]/(\text{rad/s})$	$[0, 0, 0]$
姿态角 $[\phi, \theta, \psi]/\text{rad}$	$[0, -0.087, 0]$
空速 $V_t/(\text{m/s})$	2, 6, 10, 15
高度 h/m	30

通过性能指标 L_2 范数进行比较各个基准状态点以及拉偏状态下的误差状态, 跟踪误差的 L_2 范数定义为

$$\|e_p\|_{L_2} = \sqrt{\int_0^T |e_p|^2 dt} \tag{44}$$

图 17 为 $V_t = 6 \text{ m/s}$ 状态点的俯仰角与俯仰角速率标称与参数摄动下阶跃响应。此状态点下, 设定两种控制器的时间常数一致。 L_1 自适应控制器与动态逆控制器 (NDI) 指令跟踪均无超调, 整体响应慢于角速率环 3 倍, 满足时标分离设计原则。在 $t = 18 \text{ s}$ 加载拉偏工况, L_1 自适应控制器能迅速估计外界扰动进行自适应补偿, 抵抗外扰, 从而指令快速跟踪, 具有较强鲁棒性; 而动

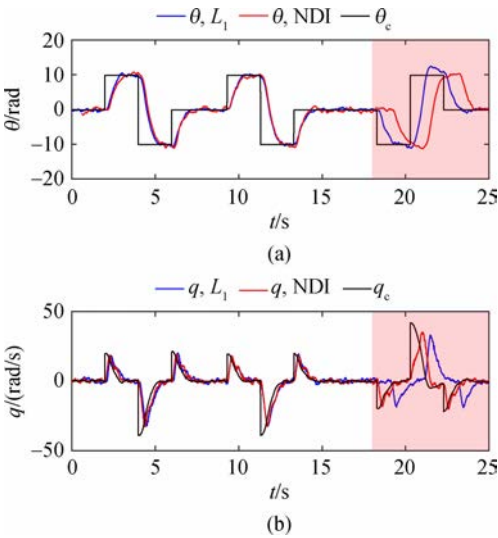


图 17 俯仰角与俯仰角速率标称与参数摄动下响应仿真
Fig. 17 Pitch angle and angle rate nominal and parameter perturbation response

态逆依赖系统模型参数,缺乏估计扰动的能力,对此干扰响应明显滞后。由式(44), L_1 自适应控制器的最大 L_2 范数为 2.078,而动态逆控制器为 3.22。可知, L_1 自适应控制器稳态跟踪性能优于动态逆。

5 试飞验证分析

5.1 加速过渡段特性分析

针对图 18 的试飞数据,从加速段的配平需求、加速特性、控制余量特性分析可知:

1) 如图 18(a)与图 18(d),无人机在定 -5° 俯仰角加速策略加速下,平衡重力所需旋翼转速为 2600 r/min。由于在总体气动设计阶段将整机的零升迎角置于 -6° 附近,飞机机翼在整个加速过程能提供部分平衡升力。当其飞行速度达到转换速度 26 m/s 时,平衡重力需用转速降为 2200 r/min。此精巧设计一定程度上减轻电动机的负载与功耗。

2) 如图 18(c),由于后推进油机存在惯性特性及加速特性,当推进桨转速稳定时,飞机存在最大加速度为 2.5 m/s^2 。在定推进油门的加速策略下,诱导阻力逐渐增大使得飞机的加速度不断减

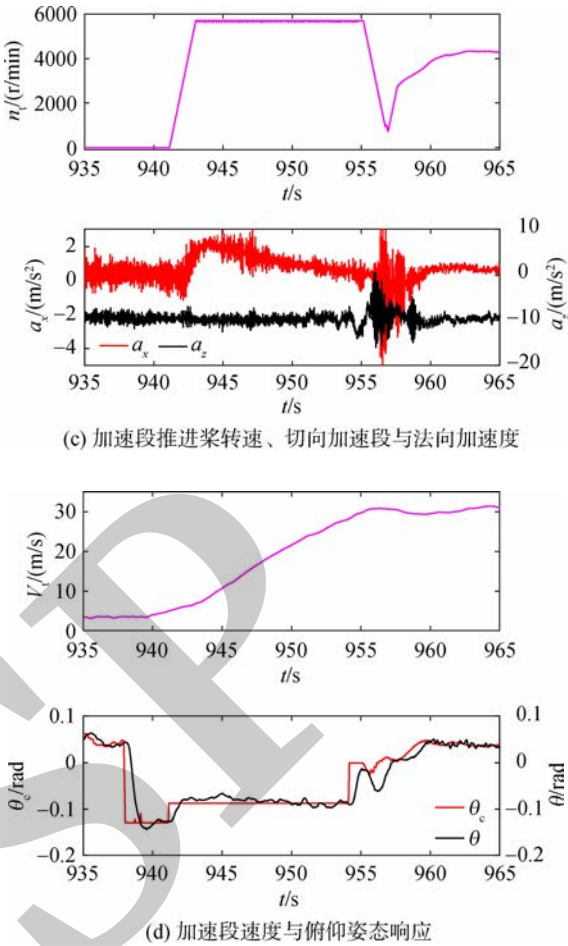
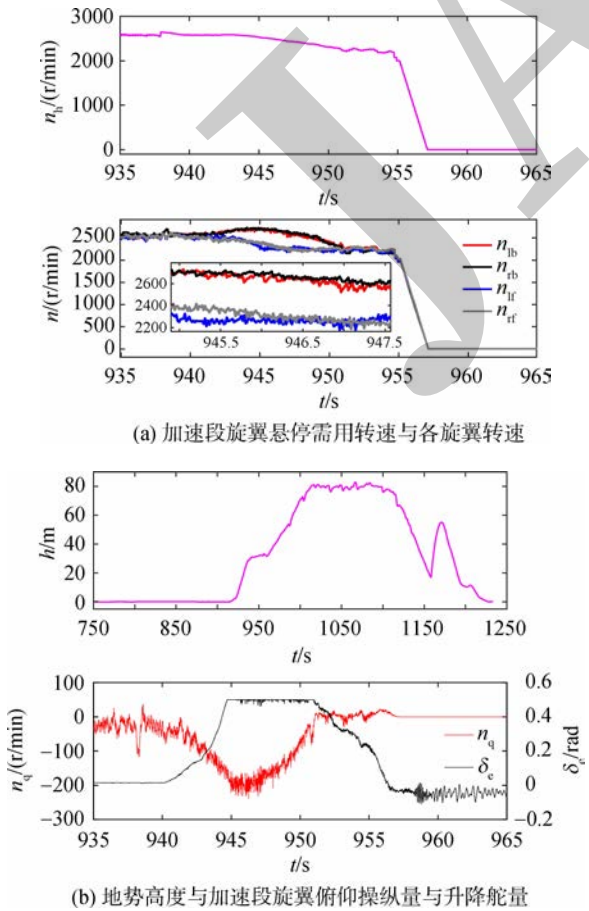


图 18 复合翼加速段试飞数据
Fig. 18 Hybrid VTOL UAV flight test data in the acceleration section

小。整个加速阶段,飞机始终处于加速模式,最小加速度为 0.5 m/s^2 。此加速段所需推进油门指令与俯仰的组合模式合理匹配。

3) 如图 18(b),最大旋翼俯仰转速差为 200 r/min,此时对应空速 13 m/s。当空速达到 24 m/s 时,升降舵提供的操纵效能足以提供配平力矩,并逐渐退出饱和,旋翼俯仰控制量降至零。整个加速段所需时间为 15 s。

4) 控制余量:整个加速过程,控制冗余。旋翼俯仰控制权限设计为平衡重力所需转速的 20%,即为 520 r/min。在整个加速过程,旋翼最大转速为 2650 r/min,均未进入饱和状态,保证其拥有 60%的控制余量抵抗外界扰动,如图 18(a)。在低速压状态下,由于串联的效能分配策略,升降舵始终处于饱和状态,在加速末端气动舵控制余量增至 50%。

5) 如图 18(a),前左与前右电动机转速重合,后左与后右电动机转速重合。可知飞机在加速过程中,始终保持滚转水平,无额外的滚转控制力矩

需求,此加速走廊设计使得横纵解耦明确,支撑以上论述。

图中:左前、右前、左后、右后旋翼转速指令分别为 n_{lf} 、 n_{rf} 、 n_{lb} 、 n_{rb} ,推进桨转速指令 n_i ,切向加速度 a_x ,法向加速度 a_z 。

5.2 建模误差分析

由图 15 配平特性与图 18(b)试飞数据分析可知,仿真模型体现出旋翼引起的全机焦点前移的气动特性。已知实验测得的旋翼静拉力系数误差小于 20%,升降舵操纵导数误差小于 30%,且不考虑电池电压降、旋翼电动机安装误差等不利因素。图 19 比较了仿真与试飞实际配平需用控制力矩,数据显示由旋翼、机翼耦合引起的附加俯仰气动力矩是仿真的 4 倍。在仿真下,旋翼提供的配平力矩峰值为 $200\text{ N}\cdot\text{m}$ (此时升降舵控制能力开始强于旋翼,串联分配策略使得升降舵承担配平力矩,旋翼俯仰转速差需求量下降),而试飞显示所需配平力矩峰值高达 $600\text{ N}\cdot\text{m}$,由此可知仍有其他干扰因素产生附加的抬头力矩。图中全机所需配平力矩 M_{all} ,旋翼俯仰控制力矩 M_{nq} ,气动舵控制力矩 M_{δ_e} 。

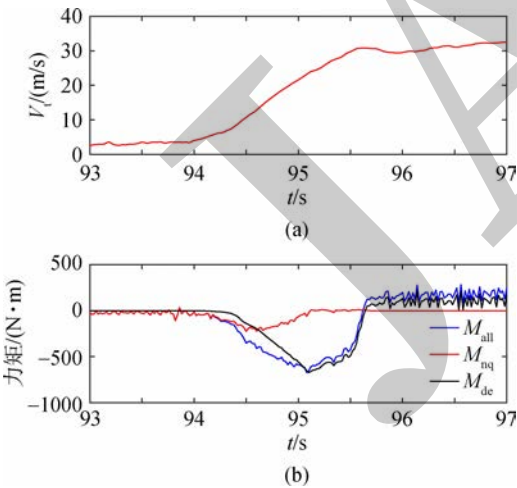


图 19 俯仰配平力矩特性建模误差分析
Fig. 19 Modeling error analysis of pitch trimming torque characteristics

5.3 自适应控制器性能分析

5.3.1 参考模型与实际模型对比

复合翼按照一级飞行品质选择角速度闭环带宽,其一阶参考模型的带宽 $\omega_{nq} = 7\text{ rad/s}$,其测量 q_t ,指令 q_c 与参考值 q_m 如图 20。在各飞行模式下,复合翼始终能按参考模型的动态响应特性保持指令跟踪性能。而测量值 q_t 较指令值 q_c 滞

后 13ms,分析其为指令数据传输、电动机响应、舵面死区以及较大的跟踪误差引起的纯时滞。在模式切换过程中,由于指令的阶跃变化以及非线性的控制逻辑保护措施使得其过渡期的跟踪效果下降。

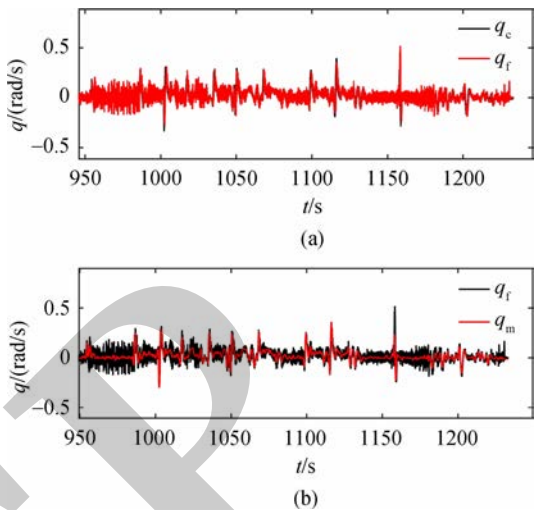


图 20 俯仰角速率环参考模型跟踪性能分析
Fig. 20 Analysis of pitch angle rate loop reference model tracking performance

5.3.2 自适应参数

受旋翼系统影响,表征复合翼本体特性参数不够精确,并且缺乏测量迎角状态信息手段。故略去式(33)表征本体特性的 θ 项,将其归结为外界扰动,并通过 σ 实时估计

$$\begin{cases} \dot{q}(t) = -K_q q(t) + K_q \eta(t) \\ \eta(t) = \omega(t) \dot{q}_c(t) + \sigma(t) \end{cases} \quad (45)$$

式中

$$\begin{cases} \omega(t) = 1 + \frac{\dot{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}} \\ \sigma(t) = -\frac{\dot{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}} M_{a\alpha} + \sigma_1 + \left(K_q - \frac{\dot{M}_{\delta_{ac}}}{M_{\delta_{ac}}} M_q \right) q \end{cases} \quad (46)$$

其自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\sigma}}(t) = \Gamma K_{\text{proj}} [\hat{\sigma}(t), -\tilde{q}(t) P K_q] \\ \dot{\hat{\omega}}(t) = \Gamma K_{\text{proj}} [\hat{\omega}(t), -\tilde{q}(t) P K_q \dot{q}_c(t)] \end{cases} \quad (47)$$

由图 21 及式(46)可知,估计值 σ 与俯仰角速率相关,当角速率增大时, σ 亦增大。当存在模式切换以及机动动作时,自适应参数值随之增大(对应图 21 的峰值区)。整个飞行过程自适应参数均能保持一致有界。

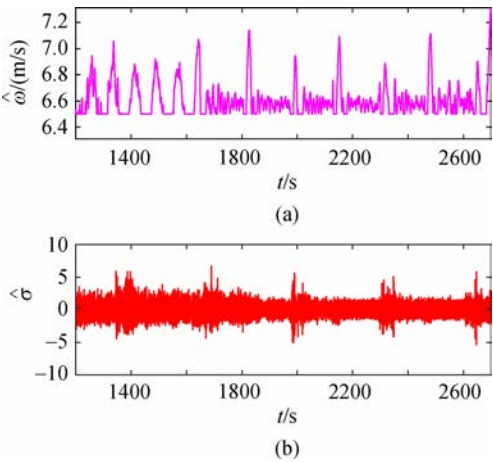


图 21 自适应估计因子
Fig. 21 Adaptive estimation factor

5.3.3 稳态跟踪性能

现分析其稳态跟踪性能。图 21 角速率指令跟随无超调与跟踪误差,但其在从加速阶段切换到固定翼模式时,由较大的俯仰角跟踪误差引起角速率收敛震荡。图 22 复合翼俯仰回路闭环带宽 $\omega_{n\theta} = 2 \text{ rad/s}$ 。在垂直起降以及定俯仰角加速过程中,俯仰角响应无稳态误差,但其在加速始刻做低头机动时存在 5% 的超调与 100ms 跟踪时延。当其在由旋翼模式切换至固定翼模式做拉起机动时,受控制策略以及复杂气动影响,其姿态响应出现较大的超调,需 3 s 时长恢复至稳态。

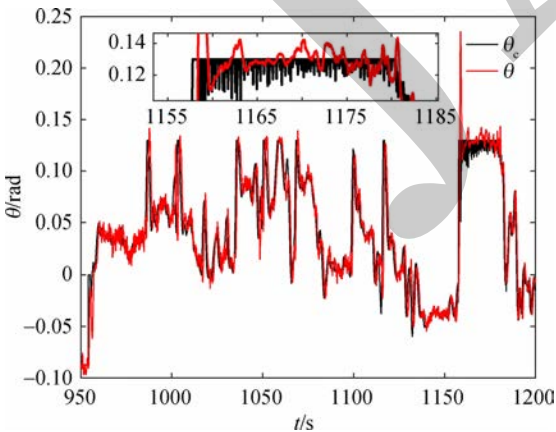


图 22 俯仰角稳态跟踪性能
Fig. 22 Steady state tracking performance of pitch angle

综上,由于引入了虚拟控制量,使得内环控制器框架适应不同飞行模式,无需进行控制结构切换与控制参数调度,并能保证闭环系统的动态响应特性。

6 结 论

针对高成本的大型复合翼从悬停到巡航的纵向加速飞行转换阶段旋翼/机身/机翼气动高度非线性耦合问题开展气动/控制综合研究。为复合翼总体布局设计、加速策略设计、控制方法设计提供了新的框架。该新框架的设计思想非常适合高成本的大型复合翼的迭代开发与试飞验证。具体结论如下:

- 1) 在旋翼动力学建模过程中,结合飞机飞行特点,并考虑斜向入流对旋翼气动载荷的影响,建立带入流修正的叶素动量计算模型。计算出由前行桨叶与后行桨叶有效迎角不同造成的不对称的气动载荷对全机产生一个额外的抬头力矩。所得计算结果与 CFD 计算数据对比,验证旋翼修正计算模型的精确性。
- 2) 揭示在高速前进飞行状态,旋翼系统影响飞机的纵向配平特性并引起全机气动焦点前移,产生静不稳定效应,为复合翼放宽静稳定总体布局设计提供指导依据(旋翼系统中心应置于全机重心之后)。
- 3) 通过加速特性、配平特性、需用功率以及控制余量等性能指标比较复合翼在不同姿态角下的加速性能,并给出一 5° 俯仰角,定推进油门指令的加速控制策略。
- 4) 所提出的基于频域尺度的效能分配准则解决了具有不同频率响应特性的操纵机构的效能分配问题。
- 5) 根据飞行品质规范,并结合频域尺度的效能分配准则,引入虚拟控制量的概念,设计出串级 L_1 自适应姿态控制器。拉偏仿真以及实际飞行试验验证 L_1 自适应控制器控制性能及鲁棒性。所设计的基于显示模型跟踪的 L_1 自适应姿态控制框架适用于复杂构型航空器的内环控制增稳。
- 6) 最终通过试飞试验,验证了建模方法及控制律设计的有效性,并通过试飞数据分析了多轴控制耦合效应等复杂因素对建模精度的影响,所建立的动力学仿真模型一定程度上反应出复合翼实际飞行的飞行特性。由快速计算方法建立的仿真模型能满足控制器设计及仿真需求。

参考文献:

[1] THEYS B, DIMITRIADIS G, ANDRIANNE T, et al. Wind tunnel testing of a VTOL MAV propeller in tilted operating mode[C] // 2014 International Conference on

- Unmanned Aircraft Systems. Orlando, US; IEEE, 2014; 1064-1072.
- [2] BRISTEAU P J, MARTIN P, SALAÜN E, et al. The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV[C]//Proceedings of the European Control Conference 2009. Budapest, Hungary; IEEE, 2009; 683-688.
- [3] KUHN R E, DRAPER J W. Investigation of the aerodynamic characteristics of a model wing-propeller combination and of the wing and propeller separately at angles of attack up to 90° [R]. Washington DC: NACA, National Advisory Committee for Aeronautics, NACA-TR-1263, 1956.
- [4] KHAN W, NAHON M. Toward an accurate physics-based UAV thruster model[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2013, 18(4): 1269-1279.
- [5] CHEN R T N. A survey of nonuniform inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications [J]. Vertica, 1990, 14(2): 147-184.
- [6] DREES J. A theory of airflow through rotors and its application to some helicopter problems[J]. Journal of the Helicopter Association of Great Britain, 1949, 3(2): 79-104.
- [7] PETERSEN J A, BODSON M. Constrained quadratic programming techniques for control allocation[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(1): 91-98.
- [8] BUFFINGTON J M, ENNS D F. Lyapunov stability analysis of daisy chain control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(6): 1226-1230.
- [9] 郭剑东, 宋彦国. 小型无人倾转旋翼机气动与操纵特性试验研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 107-112.
GUO Jiandong, SONG Yanguo. Testing study on aerodynamics and control characteristics of a small unmanned tilt rotor[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 107-112. (in Chinese)
- [10] 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 Qingyuan, XU Jinfa, JIN Kaibao. Tilt-rotor aircraft modeling and its manipulation assignment strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2016-2028. (in Chinese)
- [11] 陈坤, 史志伟, 龚正. 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[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 3002-3009.
CHEN Kun, SHI Zhiwei, GONG Zheng. Deceleration transition control law design for short take-off vertical landing unmanned aerial vehicle with thrust vector[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(12): 3002-3009. (in Chinese)
- [12] 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 Yunyun, CHEN Renliang. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2174-2180. (in Chinese)
- [13] CAO Chengyu, HOVAKIMYAN N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller: Part II guaranteed transient performance[C]//Proceeding of the 2006 American Control Conference. Piscataway, US; IEEE, 2006; 3403-3408.
- [14] CAMPBELL S F, KANESHIGE J T. A nonlinear dynamic inversion L_1 adaptive controller for a generic transport model [C] // 2010 American Control Conference. Baltimore, US; IEEE, 2010; 862-867.
- [15] LEMAN T, XARGAY E, DULLERUD G, et al. L_1 adaptive control augmentation system for X-48B aircraft[R]. AIAA 2009-5619, 2009.
- [16] 陈海, 何开锋, 钱炜祺. 基于非线性 L_1 自适应动态逆的飞行器姿态角控制[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(8): 1111-1118.
CHEN Hai, HE Kaifeng, QIAN Weiqi. Attitude control of flight vehicle based on a nonlinear L_1 adaptive dynamic inversion approach[J]. Control Theory and Applications, 2016, 33(8): 1111-1118. (in Chinese)
- [17] 陈海, 何开锋, 钱炜祺, 等. 基于扩展 L_1 自适应的战斗机大迎角非线性控制[J]. 控制与决策, 2017, 32(8): 1403-1408.
CHEN Hai, HE Kaifeng, QIAN Weiqi, et al. L_1 adaptive augmentation for high angle of attack nonlinear control of fighter[J]. Control and Decision, 2017, 32(8): 1403-1408. (in Chinese)
- [18] GEISER M, XARGAY E, HOVAKIMYAN N. L_1 adaptive augmented dynamic inversion controller for a high agility UAV[R]. AIAA 2011-6457, 2011.
- [19] JOHNSON W. Helicopter theory [M]. Princeton, US: Princeton University Press, 1980; 125-146.
- [20] LEISHMANN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2006; 92-97.
- [21] SONG Yanguo, WANG Huanjin. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3): 250-256.
- [22] TYAN M, NGUYEN N V, KIM S, et al. Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing VTOL electric UAV [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 30-41.
- [23] 陈森, 薛文超, 黄一. 推力矢量飞行器的自抗扰控制设计及控制分配[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(11): 1591-1600.
CHEN Sen, XUE Wenchao, HUANG Yi. Active disturbance rejection control and control allocation for thrust-vectored aircraft[J]. Control Theory and Applications, 2018, 35(11): 1591-1600. (in Chinese)
- [24] ZHANG Jian, GUO Zhiming, WU Liaoni. Research on control scheme of vertical take-off and landing fixed-wing UAV[C]//2017 2nd Asia-Pacific Conference on Intelligent Robot Systems. Wuhan; IEEE, 2017; 200-204.