

文章编号:1674-8190(2015)03-319-07

# 升力风扇无人机动力补偿系统设计与分析

申懿,张炜

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:** 升力风扇无人机具有独特的动力系统,对升力风扇无人机着陆过程的动力补偿系统的设计与分析显得尤为重要。建立升力风扇无人机纵向状态方程并进行简化,在此基础上构建动力补偿控制基本结构,针对升力风扇无人机的特点建立多种补偿相结合的动力补偿系统并对其进行仿真分析,表明迎角恒定的动力补偿系统比速度恒定的动力补偿系统响应时间短,但是存在阻尼不足的问题。针对阻尼不足造成的震荡问题,结合升力风扇无人机自身的特性进行纵向过载的反馈以及在扰流片参与下的动力补偿,结果表明补偿后的飞机运动模态阻尼良好,有效地增加了航迹角对姿态角的跟踪精度。

**关键词:** 升力风扇;无人机;着陆;动力补偿;轨迹控制

**中图分类号:** V249

**文献标识码:** A

## Design and Analysis of the Power Compensator System of Lift-fan UAV

Shen Yi, Zhang Wei

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The lift-fan UAV is of unique power system, which is very important for design and analysis of the power compensator system during the landing process of lift-fan UAV. Firstly, the longitudinal state equation of lift-fan UAV is established and simplified. Then the basic control structure of power compensator is built. Finally, aiming at the characteristic of lift-fan UAV, the power compensator system integrating various compensators is established, and this system is simulated and analyzed. The result indicates that the simulation response time in the power compensator system with the constant angle of attack is shorter than the constant air-speed. However, the damping which can cause oscillation is deficiency. In order to alleviate the oscillation, the longitudinal overloading is analyzed according to the specific characteristics of lift-fan UAV, and the effect of power compensation with spoiler is also researched. The results show that the states of aircraft movement with the compensation are good, and the tracking precision of the attitude angle and flight path angle is efficiently increased.

**Key words:** lift-fan; UAV; landing; power compensator system; path-line control

## 0 引言

典型的垂直起降飞机有 F-35B 战斗机、升力风扇概念运输机<sup>[1]</sup>以及扇翼战斗机<sup>[2]</sup>。升力风扇无人飞机是垂直起降飞机的一种,是升力风扇技术在无人飞机设计中新的应用方向,它能够兼具短距/垂直起降

和高速飞行能力,从而实现固定翼多功能无人机在特殊环境(例如航母、常规水面舰艇、岛礁等)下的常态部署,以加强其快速反应和综合作战能力<sup>[3]</sup>。

飞机的自动飞行控制系统和自动动力补偿系统(Automatic Power Compensator System,简称 APCS)分别操纵和控制飞机的舵面和油门<sup>[4-5]</sup>。动力补偿系统是自动飞行控制系统的重要环节,它是将一定的控制指令施加在发动机的自动油门控制杆上,通过改变发动机的推力来改变飞行器的速度,从而使航迹角的变化能够快速准确地跟踪姿态角的变

收稿日期:2014-03-05; 修回日期:2015-02-27

通信作者:张炜,weizhangxian@nwpu.edu.cn

化,从而提高着陆轨迹的精度,在自动着陆控制系统中具有非常重要的作用。在无动力补偿时,由于重力的影响,航迹角不能精确地跟踪姿态角的变化,此时必须引入动力补偿来抑制由姿态变化而引起的速度变化。20世纪中叶,保持速度恒定的动力补偿系统<sup>[6]</sup>被应用于自动飞行控制系统<sup>[7]</sup>。速度恒定的动力补偿能够改善长周期运动的阻尼,但会引起航迹角跟踪俯仰角的静差<sup>[8]</sup>。采用迎角恒定的动力补偿<sup>[3]</sup>可以使飞机在姿态控制时始终保持所设计的基准迎角。迎角恒定的动力补偿系统不仅保持迎角恒定,并且与速度恒定的动力补偿系统相比具有更好的响应特性<sup>[6]</sup>。上述两种典型的动力补偿方法已经在飞机中得到了广泛的应用,但升力风扇无人机具有独特的动力系统,对其动力补偿系统的相关研究仍是空白,常规方法是否可以用于升力风扇无人机还未定论。

因此,本文对升力风扇无人机进行动力补偿系统的设计和分析。首先建立升力风扇无人机的纵向小扰动方程,然后构建其动力补偿的基本结构,并在此基础上分析对比两种典型动力补偿系统的影响,建立引入法向加速度和扰流片控制量反馈的迎角恒定动力补偿系统,最终得出其油门控制律。

## 1 升力风扇无人机纵向状态方程

### 1.1 升力风扇无人机过渡飞行方式

本文的升力风扇无人机采用无尾式布局,安装两台翼扇和一台前端风扇,两台主风扇提供的水平推力由百叶窗扰流片推力换向方案<sup>[9]</sup>来实现。俯仰控制主要通过前端风扇来实现,风扇出口扰流片组合偏转能够实现飞机偏航和滚转控制<sup>[10]</sup>。升力风扇无人机过渡飞行示意图如图1所示。

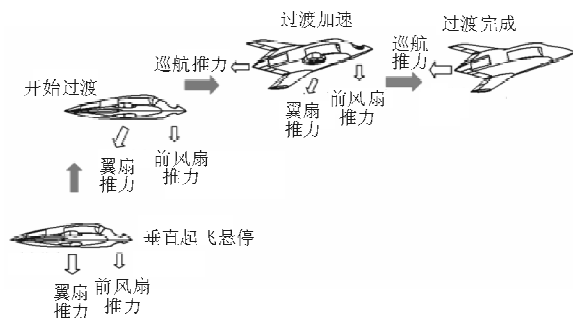


图1 升力风扇无人机过渡飞行

Fig. 1 Transition flight of the lift-fan UAV

起飞过程主要分为垂直起飞悬停阶段、过渡阶段和巡航阶段。垂直起飞悬停阶段前端风扇和两个主风扇的扰流片处于垂直状态,产生向下的推力。达到安全高度后进入过渡阶段,此时主风扇的两个扰流片由垂直状态逐渐向后偏转,并逐渐地增大巡航推力,开始过渡加速。当扰流片向后偏转到最大偏角时,姿态控制由扰流片和风扇控制逐渐转换为传统的舵面控制。当速度增加到产生的气动升力大于重力时,逐渐关闭前端风扇和主风扇盖,动力完全由巡航推力装置提供,过渡飞行过程完成。着陆的过程与起飞过程相反。

### 1.2 纵向无人机线化小扰动方程

为了抑制长周期运动,动力补偿设计需计算法向加速度方程,为此引入垂直下沉速度方程以简化无人机法向方程。

无人机垂直下沉速度方程为

$$\dot{h} = U_0 \sin \gamma = U_0 \sin(\theta - \alpha) \quad (1)$$

式中: $U_0$ 为空速; $\gamma$ 为爬升角; $\theta$ 为俯仰角; $\alpha$ 为迎角。

当迎角增量和俯仰角增量较小时,有

$$\dot{h} = U_0 \gamma = U_0(\theta - \alpha) = U_0 \dot{\theta} - w \quad (2)$$

对式(2)两边求导,得

$$U_0 \dot{\gamma} = U_0 \ddot{\theta} - \dot{w} \quad (3)$$

无人机法向加速度方程为

$$n_z = -U_0 \ddot{\theta} + \dot{w} - l_x \ddot{\theta} \quad (4)$$

式中: $l_x$ 为加速度计沿 $Ox$ 轴上到中心的距离; $w$ 为沿 $Oz$ 轴的速度分量。

通常情况下,加速度计安装在质心附近,所以 $l_x$ 较小,可以忽略 $l_x$ 的影响,则式(4)简化为

$$n_z = -U_0 \ddot{\theta} + \dot{w} = -U_0 \dot{\gamma} \quad (5)$$

升力风扇无人机纵向和横侧向分离并作合理简化,可得只含小扰动变量的线化方程。

$$\frac{du}{dt} = X_u u + X_w w + X_{\delta_{lou}} \Delta \delta_{lou} + X_{\delta_{ym}} \Delta \delta_{ym} + X_{\delta_{ymf}} \Delta \delta_{ymf} - g \Delta \theta \quad (6)$$

$$-U_0 \Delta q - \frac{dw}{dt} = Z_u u + Z_w w + Z_{\delta_{lou}} \Delta \delta_{lou} + Z_{\delta_{ym}} \Delta \delta_{ym} + Z_{\delta_{ymf}} \Delta \delta_{ymf} \quad (7)$$

式中: $u$ 为沿着 $Ox$ 轴速度分量; $q$ 为俯仰角速度; $\delta_{ele}$ 为升降舵偏角; $\delta_{lou}$ 为风扇出口扰流片偏角; $\delta_{ym}$

为主风扇油门位置;  $\delta_{ymnf}$  为前端风扇油门位置。

将式(3)代入式(6), 式(5)代入式(7), 得

$$\frac{du}{dt} = X_u u + X_w w + X_{\delta_{lou}} \Delta\delta_{lou} + X_{\delta_{ym}} \Delta\delta_{ym} + X_{\delta_{ymnf}} \Delta\delta_{ymnf} - g\Delta\theta \quad (8)$$

$$-U_0 \dot{\gamma} = Z_u u + Z_w w + Z_{\delta_{lou}} \Delta\delta_{lou} + Z_{\delta_{ym}} \Delta\delta_{ym} + Z_{\delta_{ymnf}} \Delta\delta_{ymnf} \quad (9)$$

## 2 升力风扇无人机动力补偿控制基本结构

### 2.1 升力风扇无人机动力补偿的特点

常规布局的飞行器发动机只在一个方向产生推力, 因此只有一个动力补偿, 即巡航发动机的动力补偿。而升力风扇无人机采用两个发动机, 前端风扇采用一个发动机, 后端升力风扇和巡航推力的产生采用一个发动机, 因此带来更大的灵活性。在动力补偿时进行合适的比例组合, 在后续工作中若能够找到两个发动机合理的推力补偿控制律则会提高控制精度。

升力风扇无人机增加了扰流片控制, 主风扇出口扰流片的控制原理如图 2 所示。

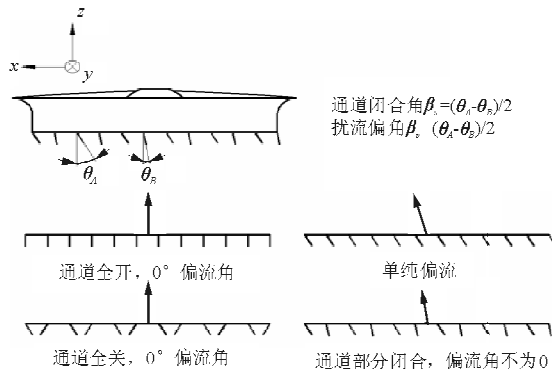


图 2 主风扇出口扰流片控制原理

Fig. 2 Main fan egress spoiler control principle

主风扇出口扰流片按照顺序间隔分为 A、B 两组, 两组扰流片的动作方式分为三种: ①两组扰流片同向等角度偏转, 改变风扇喷流方向, 从而改变推力方向, 通道面积不变; ②两组扰流片反向等角度偏转, 改变风扇出口的通道面积, 从而在不改变推力方向的情况下, 改变推力大小; ③两组扰流片同向不等角度偏转, 在改变推力大小的同时改变推力的方向。左右主风扇出口扰流片通过上述三种

偏转组合形式实现偏航力矩和滚转力矩的单独调节, 同时提供横航向力矩的耦合控制。在低动压的着陆末端, 升降舵舵效很低, 主要靠扰流片和升力风扇进行姿态和轨迹的控制, 因此对加入扰流片控制量后的动力补偿系统进行分析显得十分必要。

### 2.2 无动力补偿的 $W_\theta^\gamma(s)$ 结构

无动力补偿时, 飞机  $\gamma$  对  $\theta$  的响应特性  $W_\theta^\gamma(s)$  的结构如图 3 所示,  $W_\theta^\gamma(s)$  的阶跃响应过程如图 4 所示。

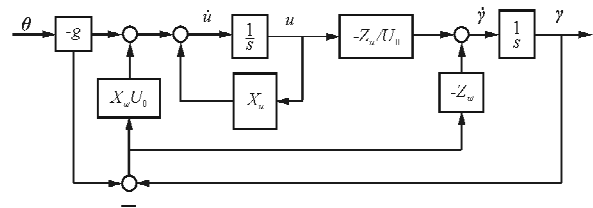


图 3 无动力补偿的  $W_\theta^\gamma(s)$  结构

Fig. 3  $W_\theta^\gamma(s)$  structures without APCS

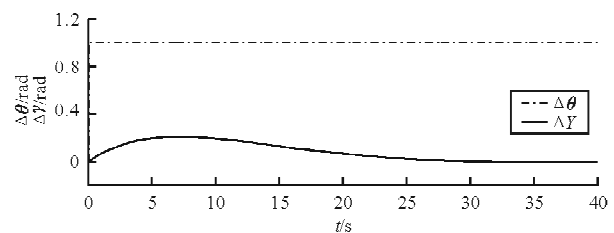


图 4 无动力补偿的  $W_\theta^\gamma(s)$  结构单位阶跃响应

Fig. 4  $W_\theta^\gamma(s)$  structures without APCS of unit step response

从图 4 可以看出: 当升力风扇无人机没有动力补偿时, 稳态的姿态角无法跟踪俯仰角。其原因是: 当姿态角增加  $\Delta\theta$  时, 飞机有抬头的趋势, 由于重力的影响, 重力在  $Ox$  轴方向的分力相当于增加了阻力, 使飞行速度降低, 升力相应减小, 此时需要相应的动力补偿, 补偿法向力降低而引起的高度降低。若速度的变化未得到补偿, 在动压更低的情况下,  $W_\theta^\gamma(s)$  可能出现负的稳态值, 因此着陆过程中必须有动力补偿。

### 2.3 简化的飞机 $W_\theta^\gamma(s)$ 结构和典型的 $W_\theta^\gamma(s)$ 环节

为了研究推力补偿对航迹的控制, 对式(8)和式(9)进行合理地简化。

当只考虑发动机的动力补偿、不考虑扰流片的偏转影响时,得到的运动方程为

$$\frac{du}{dt} = X_u u + X_w w + X_{\delta_{ym}} \Delta T_2 + X_{\delta_{ymnf}} \Delta T_1 - g \Delta \theta \quad (10)$$

$$-U_0 \dot{\gamma} = Z_u u + Z_w w + Z_{\delta_{lou}} + Z_{\delta_{ym}} \Delta T_2 + Z_{\delta_{ymnf}} \Delta T_1 \quad (11)$$

式中: $\Delta T_1$  为前端风扇动力补偿; $\Delta T_2$  为主风扇动力补偿。

由式(10)~式(11)得到含动力补偿系统的升力风扇无人机  $W_\theta^\gamma(s)$  结构,如图 5 所示。

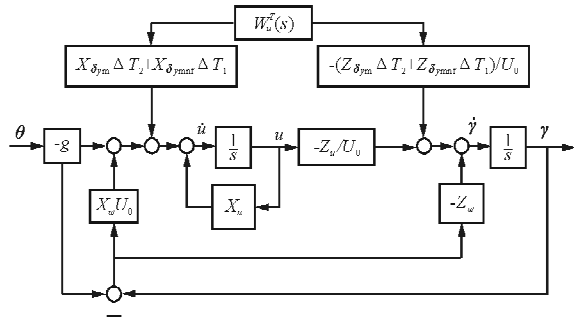


图 5 含动力补偿系统的升力风扇无人机  $W_\theta^\gamma(s)$  结构  
Fig. 5 Lift-fan UAV  $W_\theta^\gamma(s)$  structures with APCS

尽管飞行推力综合系统采用不同的控制参数和控制律,但是推力补偿总是俯仰角  $\theta$  的某种形式<sup>[8]</sup>。

$$\Delta T(s) = G_\theta^T(s) \theta(s) \quad (12)$$

式中: $\Delta T$  为推力变化。

舰载飞机在进场着陆阶段的由姿态角控制航迹角的控制系统是一个以二阶系统为主要环节的系统<sup>[8]</sup>。在没有动力补偿系统时, $W_\theta^\gamma(s)$  是一个典型的二阶系统,由飞机本身气动布局、气动参数和进场着陆段的飞行状态参数决定。加入动力补偿系统后会改变系统的相应特性。

求得的典型的  $W_\theta^\gamma(s)$  环节<sup>[8]</sup> 如下:

$$W_\theta^\gamma(s) = \frac{\gamma(s)}{\theta(s)} = \frac{T_1 s + K_1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} + \frac{T_2 s + K_2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} G_\theta^T(s) \quad (13)$$

### 3 升力风扇无人机动力补偿系统

根据升力风扇无人机的动力特点,动力补偿系统采用四种补偿相结合的方式。

### 3.1 动力补偿系统的设计

飞机姿态角对俯仰角的响应特性  $W_\theta^\gamma(s)$  直接影响自动着陆控制系统的性能。根据动力学方程和初始条件  $V^* = 10 \text{ m/s}, \alpha^* = 5^\circ, \theta^* = 5^\circ, \delta_{ym} = 0.2, \delta_{ymnf} = 0.2, \delta_{lou} = 45^\circ, \delta_{ele} = 0^\circ$ , 对四种方式动力补偿效果进行分析。

#### (1) 保持速度恒定的动力补偿

本文研究包含两个发动机的推力补偿,在此考虑的重点是两个动力补偿的特点,因此采用 1:1 的推力补偿。

保持速度恒定的  $W_\theta^\gamma(s)$  结构如图 6 所示,阶跃响应过程如图 7 所示。

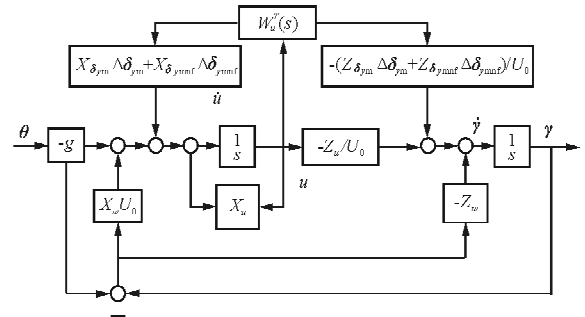


图 6 保持速度恒定的 APCS  $W_\theta^\gamma(s)$  结构  
Fig. 6 APCS  $W_\theta^\gamma(s)$  structures

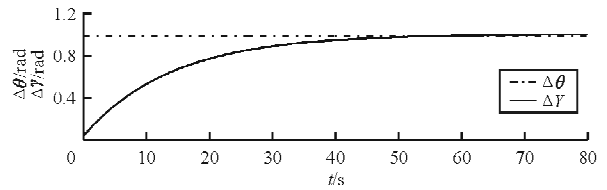


图 7 速度恒定动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构动特性响应  
Fig. 7 APCS  $W_\theta^\gamma(s)$  structures dynamic response

保持速度恒定的动力补偿系统是较早出现的动力补偿系统,是为了补偿重力对法向速度的影响而产生的。其推力控制律<sup>[8]</sup> 为

$$W_u^T(s) = \frac{K_E}{T_E s + 1} \cdot \frac{1}{T_{\delta_T} s + 1} \cdot \left[ -K_T \frac{s + K_T}{s} \right] \quad (14)$$

式中: $T_E$  和  $T_{\delta_T}$  为飞机发动机和油门伺服器动特性时间常数。

速度恒定的动力补偿系统相当于增加了图 5 中飞机的速度稳定性导数 ( $X_u$ ),从而能够抑制由

于姿态角变化引起的速度变化。飞机纵向受到扰动后,在长周期时间尺度内,飞机作迎角几乎不变的上下起伏运动,速度恒定的补偿能够改善长周期运动的阻尼,使航迹角能够较好地跟踪俯仰角的变化。但是由于  $Z_{\delta_{ym}}$  和  $Z_{\delta_{ymnf}}$  的存在,引起  $\Delta\gamma$  跟踪  $\Delta\theta$  的静差<sup>[8]</sup>。

$$\Delta\gamma_s = \left[ Z_{\Delta T} \left( \frac{g}{U_0} - X_w \right) / Z_w X_{\Delta T} \right] \cdot \Delta\theta \quad (15)$$

从图 6 可以看出,该仿真的静差较小。 $Z_{\Delta T}$  的大小直接影响静差的大小, $Z_{\Delta T}$  越大则影响越大,静差也相应越大<sup>[8]</sup>。从图 7 可以看出:尽管航迹角的响应超调较小,但着陆末端需要快速精确的响应,此处响应时间达到了 50 s,该时间是不可接受的。综上所述,升力风扇无人机通过保持速度恒定的动力补偿系统不能满足末端着陆的要求。

(2) 保持迎角恒定的动力补偿

保持迎角恒定的  $W_\theta^\gamma(s)$  结构如图 8 所示,阶跃响应过程如图 9 所示。

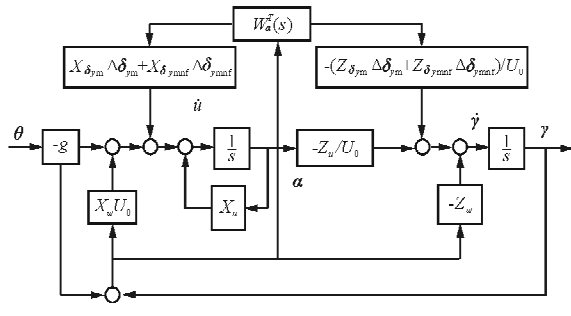


图 8 迎角恒定的  $W_\theta^\gamma(s)$  结构  
Fig. 8 APCS <sub>$\alpha=0$</sub>   $W_\theta^\gamma(s)$  structures

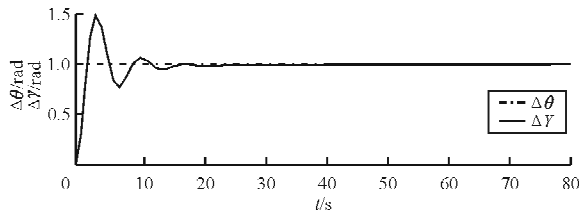


图 9 迎角恒定动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构动特性响应  
Fig. 9 APCS <sub>$\alpha=0$</sub>   $W_\theta^\gamma(s)$  structures dynamic responses

迎角恒定的动力补偿系统使得姿态角对俯仰角具有快速准确的跟踪能力<sup>[2-3]</sup>,迎角恒定的动力补偿系统的设计思路是使用迎角的变化量以及其积分调节发动机的推力,使得飞机在姿态控制的同时能够始终保持基准迎角,以达到姿态角对俯仰角

具有良好的跟踪响应。迎角恒定的动力补偿控制律<sup>[5]</sup>为

$$W_\alpha^T(s) = \frac{K_E}{T_E s + 1} \cdot \frac{1}{T_{\delta_T} s + 1} \cdot \left[ \frac{K_a}{T_a s + 1} + \frac{K_d}{s} \right] \quad (16)$$

从图 8 可以看出:反馈结构中  $W_\alpha^T(s)$  与  $Z_w$  并联,相当于增加了体现飞机机动能力的气动导数  $Z_w$  的值,从而具有更强的  $z$  轴方向的机动能力,加快了航迹角对俯仰角的响应速度。

由参考文献[8]得出  $W_\theta^\gamma(s)$ :

$$W_\theta^\gamma(s) = \frac{A_{\theta\gamma}(T_m + 1)}{T_{\theta\gamma}^2 s^2 + 2\xi_{\theta\gamma} T_{\theta\gamma} s + 1} \quad (17)$$

$$A_{\theta\gamma} = 1 + \frac{gZ_w}{U_0}$$

$$\xi_{\theta\gamma} = \frac{1}{2\sqrt{(X_u Z_w - X_w Z_u) + W_\alpha^T(s)(X_u Z_{\Delta T} - X_{\Delta T} Z_u) - (X_u + Z_w + W_\alpha^T Z_{\Delta T})}} \quad (18)$$

从图 9 可以看出:与速度恒定的动力补偿相比,迎角恒定的动力补偿系统响应时间短,在 10 s 左右就基本收敛在幅值 1.0 附近,调节时间  $t_s$  只有 2 s 左右,但是在 0~20 s,尤其是 0~10 s 有较强的震荡,超调量  $\sigma\%$  达到 50%。综上所述,作为反映过渡过程时间长短的调节时间和反映过渡过程波动程度的超调量未得到很好的平衡,需要进一步改进。

(3) 引入法向加速度反馈的动力补偿

引入法向加速度反馈的动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  动特性结构如图 10 所示。

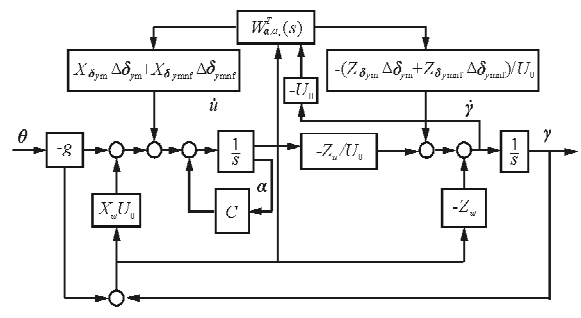


图 10 引入法向加速度的动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构  
Fig. 10 Lift-fan UAV  $W_\theta^\gamma(s)$  structures with APCS <sub>$\alpha+n$</sub>

由式(5)可以从图 10 中引出法向加速度,引入法向加速度后控制律<sup>[8]</sup>为

$$\Delta\delta_T(s) = \frac{1}{T_{\delta_T} + 1} \left[ \left( \frac{k_a}{T_a s + 1} + \frac{K_{at}}{s} \right) \Delta\alpha + \frac{k_a}{T_a s + 1} \Delta a_z \right] \quad (20)$$

式中： $T_a$  和  $T_a$  为相应的传感器的滤波时间常数。

保持迎角恒定的动力补偿系统阻尼不足，导致有较强的震荡，所以保持迎角恒定的结构中引入法向加速度反馈，从图 10 可知这相当于增加了气动导数( $X_u$ )，使得飞机具有阻尼良好的运动模式，减弱了整个沉浮过程的动态响应。仿真后基本满足精确着陆中航迹角对俯仰角的跟踪要求，如图 11 所示。

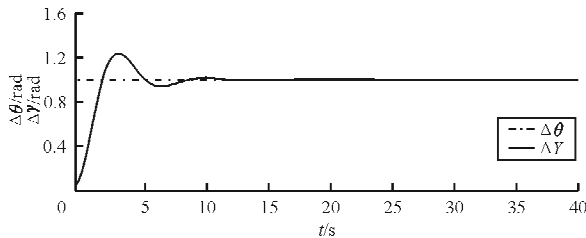


图 11 引入法向加速度的动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构动特性响应

Fig. 11 APCS $_{a+az}$   $W_\theta^\gamma(s)$  structures dynamic response

#### (4) 引入法向加速度和扰流片控制量的动力补偿

引入法向加速度反馈和扰流片控制量的动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构如图 12 所示，阶跃响应过程如图

13 所示。其中： $K_z = \frac{k_1}{k_2 s + 1}$ ,  $K_1 = \frac{Z_w U_0}{Z_{\delta_{lou}}}$ 。

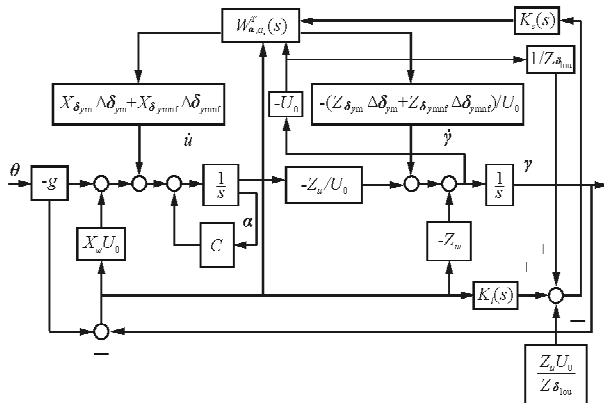


图 12 引入法向加速度反馈和扰流片信息的动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构

Fig. 12 Lift-fan UAV  $W_\theta^\gamma(s)$  structures with APCS $_{a+nz+\delta_{lou}}$

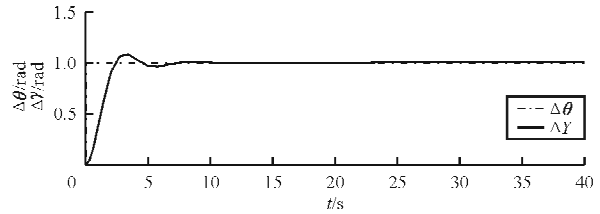


图 13 引入法向加速度和扰流片控制量反馈的动力补偿  $W_\theta^\gamma(s)$  结构动特性响应

Fig. 13 APCS $_{a+az+\delta_{lou}}$   $W_\theta^\gamma(s)$  structures dynamic response

在飞行器机动时，升降舵偏转使轨迹发生变化，舵面偏转也将引起速度和迎角的相应变化<sup>[11]</sup>。由升力风扇无人机的特点可知，当扰流片偏转时也必然引起速度、加速度、迎角和轨迹的变化。因此将扰流片的控制量一并作为反馈引入油门的补偿，将有效地补偿其带来的影响。

从图 13 可以看出，在扰流片偏转时，将扰流片同时作为反馈引入动力补偿系统，只要选择合理的参数，可以达到精确的跟踪控制。

在仿真过程中改变扰流片的反馈环节对动力补偿具有一定的影响，体现在反馈环节  $K_s = \frac{k_1}{k_2 s + 1}$  中， $k_2$  若太小则会产生静差，并且  $k_2$  越小静差越大。通过仿真当  $k_2$  取 100 左右时静差基本消除，在 10 s 开始收敛； $k_1$  应该为负值，若  $k_1$  为正值则曲线发散，且  $k_1$  值较大时也会产生静差，该仿真取  $k_1 = -0.000 1$  可满足跟踪要求。

由式(5)和式(9)得

$$n_z = Z_u U + Z_w W + Z_{\delta_{lou}} \Delta\delta_{lou} \quad (21)$$

$$n_z = Z_u U + Z_w u\alpha + Z_{\delta_{lou}} \Delta\delta_{lou} \quad (22)$$

### 3.2 动力补偿系统的油门控制律

该动力补偿系统最终的油门控制律为

$$\Delta\delta_T(s) = \frac{1}{T_{\delta_T} + 1} \left[ \left( \frac{k_a}{T_a s + 1} + \frac{k_{ad}}{s} \right) \Delta\alpha + \frac{k_a}{T_a s + 1} \Delta a_z - k_{\delta_T} \Delta\delta_\varepsilon - k_{\delta_{lou}} \Delta\delta_{lou} \right] \quad (23)$$

不同动力补偿系统  $W_\theta^\gamma(s)$  动特性响应比较，如图 14 所示。曲线 1 是俯仰角的阶跃输入信号，曲线 2 是无动力补偿的  $W_\theta^\gamma(s)$  动特性图，曲线 3 是速度恒定的动力补偿的  $W_\theta^\gamma(s)$  动特性图，曲线 4 是迎角恒定的动力补偿的  $W_\theta^\gamma(s)$  动特性图，曲线 5 是引

入法向加速度反馈的动力补偿  $W_{\theta}^*(s)$  动特性图, 曲线 6 是引入法向加速度和扰流片控制量反馈的动力补偿的  $W_{\theta}^*(s)$  动特性图。

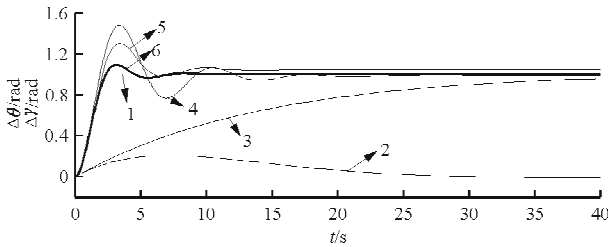


图 14 不同动力补偿系统  $W_{\theta}^*(s)$  动特性响应比较

Fig. 14 comparison of  $W_{\theta}^*(s)$  dynamic response among of different APCS

从图 14 可以看出, 曲线 6 得到的结果满足精确着陆的要求, 航迹角对俯仰角具有快速精确的响应, 达到了预期目的, 表明这种方法正确可行。

## 4 结 论

升力风扇无人机只有在着陆时进行动力补偿, 才能满足着陆精度要求。动力补偿主要由巡航推力发动机提供, 前端风扇主要是对俯仰的控制。

典型的保持速度恒定的动力补偿系统或保持迎角恒定的动力补偿系统无法满足精度要求。保持迎角恒定的动力补偿系统存在阻尼不足问题, 引入了法向加速度反馈后, 使得飞机具有阻尼良好的运动模态, 能够满足精确着陆中航迹角对俯仰角的跟踪要求。由于升力风扇过渡飞行过程扰流片必须参与, 加入扰流片后通过相应的参数选择也能够满足姿态角对俯仰角跟踪, 即升力风扇无人机引入法向加速度和扰流片控制量反馈的动力补偿系统能够满足跟踪的精度要求, 并且改变扰流片的反馈环节对动力补偿后的静差产生影响, 但是通过选择合理的扰流片反馈环节能够基本消除静差。

## 参考文献

- [1] James E Goebel. Design of a lift fan engine for a heavy lift aircraft. [D]. USA: University of Notre Dame, 1988; 5-9.
- [2] Anthony Corgiat, George Lind, James Hartsel. Fan-in-

wing technology, from the XV-5A to the present [R]. AIAA-93-4838, 1993.

- [3] Thomas C Nietz, Scott Baber. An innovative UAV design [C]. AIAA -2004-6380, 2004.
- [4] 张顺. 战斗机/攻击机/战斗轰炸机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001; 1-75.  
Zhang Shun. Fighter/bomber/fighter-bomber [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001; 1-75. (in Chinese)
- [5] 刘长林. 舰载机自动着舰控制系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1995.  
Liu Changlin. Automatic carrier landing system research [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1995. (in Chinese)
- [6] 杨一栋, 江驹. 保持迎角恒定的飞行/推力综合控制[J]. 航空学报, 1996, 17(4): 460-464.  
Yang Yidong, Jiang Ju. Integrated flight/thrust control system with constant angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(4): 460-464. (in Chinese)
- [7] 鲁道夫·布罗克豪斯. 飞行控制[M]. 金长江, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999; 420-423.  
Rudolf Brockhaus. Flight control [M]. Translated by Jin Changjiang. Beijing: National Defense Industry Press, 1999; 420-423. (in Chinese)
- [8] 郭锁风, 申功璋, 吴成富, 等. 先进飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.  
Guo Suofeng, Shen Gongzhang, Wu Chengfu, et al. Advanced flight control system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [9] S Lieblein. A review of lift fan propulsion systems for civil VTOL transports [C]. NASA TM X-52829, 1970.
- [10] Russell H O, Kochansk K B. Testing and evaluating lift fan systems [C]. Los Angeles, California: Aerodynamic Testing Conference, 1966; 1-8.
- [11] 李应涛. 舰载飞机的动力补偿和自动油门控制系统设计 [D]. 成都: 电子科技大学, 2007.  
Li Yingtao. Carrier-based aircraft approach power compensation and automatic throttle control system design [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2007. (in Chinese)

## 作者简介:

申懿(1986—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 总体设计。  
张炜(1963—), 男, 副教授。主要研究方向: 飞行器总体设计与综合设计、人机与环境工程。

(编辑: 赵毓梅)