

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.02.053

组合动力原型机吸气爬升段纵向控制器设计

牧童,黄一敏,王浩鑫

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 211106)

摘要:针对飞行器的飞行特点和自身的气动结构,建立复杂的非线性数学模型,进行静稳定性和模态特性的分析。为解决高超声速飞行器在吸气爬升段纵向的姿态角抖动问题,提出控制系统在吸气爬升段要使得对象飞行器保持低动态特性的理念。设计基于角速率阻尼内回路的纵向控制律,从时域、频域两个方面进行分析,并进行不确定性仿真,验证了其鲁棒性,最终得出阻尼内回路适用于对象无人机吸气爬升段纵向控制的结论。

关键词:吸气爬升段;高超声速飞行器;低动态;阻尼内回路

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)02-0252-06

Longitudinal Controller Design for Climb Phase of Combined-cycle Vehicle

MU Tong, HUANG Yimin, WANG Haoxin

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: According to the flight characteristics of the aircraft and its own aerodynamic structure, a complex nonlinear mathematical model is established, and the static stability and modal characteristics are analyzed. To cope with the longitudinal attitude angle jitter of hypersonic vehicle in inspiratory climb phase, the idea that the control system should keep the target vehicle low dynamic characteristics in the inspiratory climb phase is proposed. The longitudinal control law based on angular rate damping inner loop is designed and analyzed from time domain and frequency domain, and its robustness is verified by uncertainty simulation. The final conclusion is that the damping inner loop is suitable for the longitudinal control of the object UAV in the suction climb phase.

Keywords: climb phase; hypersonic vehicle; low dynamic characteristics; damping inner loop

0 引言

组合动力原型机采用水平滑跑起飞方式从机场起飞,到达安全高度后进入吸气爬升段。在吸气爬升段,组合动力发动机工作为吸气模态,以空气中的氧气作为助燃剂,消耗携带的燃料提供动力,发动机的推力大小和方向不可控。

因此,对象飞行器在吸气爬升段纵向控制具有其独特的控制难点。首先需要保证其进气,从而保证吸气爬升段的动力安全,因此要保证迎角等姿态角在约束范围之内;其次对象组合动力飞行器吸气爬升段需要以较大的速度穿过大气密度大的空域,因此其动压变化大的同时高度变化也大。由于飞行时间较长,其燃料的消耗大,致使飞行器质心位置变化较大。因此需要分析对象飞行器吸气爬升段升阻比特性、纵向静稳定性和操稳特性等气动特性,并针对性地设计出合适的控制回路以保证其吸气爬升段的稳定飞行。

本文将首先分析对象飞行器吸气爬升段的推

力特性、升阻比特性和操稳特性,揭示控制难点后采用对比指令内回路和阻尼内回路两种增稳回路方式,研究探讨适合对象飞行器吸气爬升段的纵向控制方案。

1 建模与对象特性分析

1.1 对象特性建模

组合动力原型机气动构型和舵面较为复杂,且其飞行时间较长,燃料消耗较大,质心位置、质量等变化较大;组合动力飞行器吸气爬升段飞行包线大,速度、高度变化剧烈,因此动压变化也较大,其气动特性变化较大。建立高精度的非线性六自由度模型是对其进行控制和仿真的基础。在考虑大气环境、地球自转影响的同时结合飞行器的气动数据、推力数据和质量数据,实时解算飞行器合力和合力矩,得到飞行器的实时姿态和位置信息,最终实现置信度较高的吸气爬升段全过程仿真。

本实验室在飞行器建模软件方面持续开发,

第一作者简介:牧童(1996—),男,回族,河南郑州人,硕士研究生,研究方向为先进飞行控制技术,mutong0178@126.com。

现已经形成了一套成熟的通用化建模软件。图1给出了组合动力飞行器基于该软件仿真的建模结构图。其中 u 表示气动舵面的输入量, F 和 M 表示需要计算气动数据和推力产生的所有力和力矩, y 表示输出量, 主要是飞行器的位置和姿态角信息^[1]。

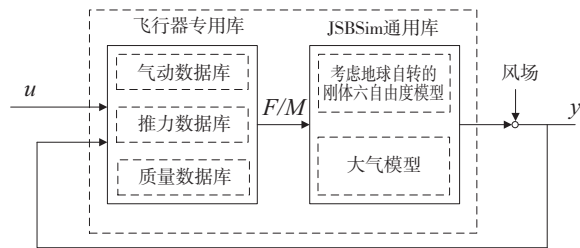


图1 飞行器吸气爬升段非线性数学模型架构

1.2 静稳定性及模态分析

吸气爬升段组合动力飞行器从海拔 1.1 km、0.8Ma 开始, 飞行到海拔 25 km、5.0Ma 结束。飞行速度从 240 m/s 增大到 1 500 m/s, 动压参数变化大, 气动特性变化剧烈。此阶段发动机工作于吸气涡轮模态, 为保证发动机进气, 飞行迎角必须约束在 $[-6^\circ, 6^\circ]$ 范围内, 消耗燃料约 3 t, 占全部质量的 10%, 质量质心变化也较大。具体如表 1 所示。因此, 对对象飞行器吸气爬升段的气动特性分析必不可少。

表1 吸气爬升段特征点飞行状态

特征点	马赫数	质量/kg	轴向质心/m	动压/kPa
起点	0.8	29 800	14.1	28.5
终点	5.0	27 000	13.9	44.6

飞行器的纵向静稳定性指的是飞行器对纵向姿态扰动的抗扰能力, 即纵向姿态受扰后回到平衡状态的能力, 一般以俯仰静稳定性导数 $C_{m\alpha}$ 表示:

$$C_{m\alpha} = (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac}) \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad (1)$$

式中: α 为迎角; C_L 为升力系数, \bar{x}_{cg} 和 \bar{x}_{ac} 分别表示飞行器质心、气动焦点在平均气动弦长上的相对位置, 两者的计算公式如式(2)所示。

$$\begin{cases} \bar{x}_{cg} = x_{cg}/c \\ \bar{x}_{ac} = x_{ac}/c \end{cases} \quad (2)$$

当 $C_{m\alpha} < 0$ 时, 飞行器的质心在气动焦点之前, 在这种情况下, 飞行器是纵向静稳定的, 反之飞行

器纵向静不稳定, 且 $|C_{m\alpha}|$ 越大, 相应的静稳定和静不稳定程度越大。升降舵的偏转并不会影响飞行器静稳定性, 只会影响其俯仰力矩大小^[2]。

图2给出了对象飞行器吸气爬升段在不同马赫数下的基态俯仰静稳定性导数 $C_{m\alpha}$ 随迎角变化的曲线。根据上述分析可以知道, 整个吸气爬升段飞行器都俯仰静稳定, 其静稳定程度随马赫数的增加先增大后减小, 变化的转折出现在跨音速阶段, 在末端随着马赫数接近 5Ma, 俯仰静稳定性越来越差。

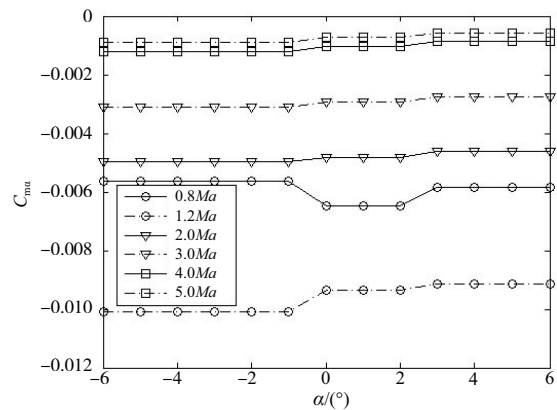


图2 吸气爬升段基态俯仰静稳定导数曲线

飞行器的动态特性主要体现在模态特性上, 飞行器的纵向模态由短周期模态和长周期模态组成, 分别对应纵向运动状态方程的短周期极点和长周期极点。表2是吸气爬升段特征点对应的飞行状态。

表2 吸气爬升段特征点飞行状态

马赫数	高度/m	迎角/(°)	俯仰角/(°)
0.8	2 500	3.000 0	19.340 6
1.2	6 100	2.535 5	11.618 3
2.0	10 900	2.548 0	10.217 3
3.0	14 800	2.484 2	4.760 2
4.0	18 400	2.767 7	4.121 0
5.0	21 300	2.887 9	3.163 3

设计控制律时主要考虑飞行器的短周期运动模态, 图3直观给出了吸气爬升段对象飞行器典型状态点的纵向极点分布图。

可以看出在选取的状态点中, 短周期极点均位于 S 平面左半平面, 由此可以较为直观地看出该飞行器在吸气爬升段处于纵向静稳定的状态。对象飞行器在跨音速状态下, 其自然频率从 3.81 rad/s 增大到 5.54 rad/s, 进入超音速状态后,

其自然频率持续减小,直到减小至 1.96 rad/s,因此对象飞行器跨音速时响应速度较快,随着速度的增加,其响应速度逐渐变慢。

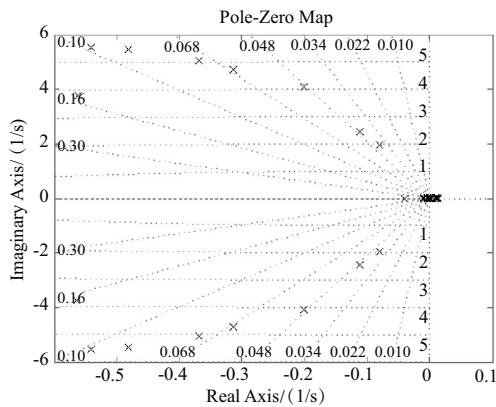


图3 吸气爬升段典型状态点纵向极点分布图

2 不同控制律结构下的仿真对比

2.1 基于俯仰角速率指令内回路的俯仰角控制律

俯仰角速率反馈到升降舵会增大纵向阻力力矩,俯仰角速率积分反馈能增加纵向静稳定力矩,两者同时作用便可将位于右半平面的不稳定极点拉回左半平面,将纵向快速发散的模态变成振荡收敛^[3-6]。俯仰角速率指令信号由俯仰角偏差产生,其控制律如下式所示。

$$\begin{cases} \delta_e = K_{\omega_z} \omega_z + K_I \int (\omega_z - \omega_{zc}) dt \\ \omega_{zc} = K_\theta (\vartheta - \vartheta_c) \end{cases} \quad (3)$$

各工作点下基于俯仰角速率指令内回路的俯仰角控制律的参数选择均在线性情况下进行了阶跃响应验证,参数选择如表3所示。

表3 各工作点指令内回路参数取值表

马赫数	K_θ	K_{ω_z}	K_I
0.8	-0.5	0.10	1.0
1.2	-0.5	0.25	1.0
2.0	-0.5	0.45	1.5
3.0	-1.0	0.75	1.5
4.0	-1.0	0.75	1.0
5.0	-1.0	0.80	1.0

代入6自由度仿真中进行基态下的仿真,绘制各状态量仿真曲线如图4和图5所示。可以看出使用指令内回路时,各状态量均存在不同程度的振荡。

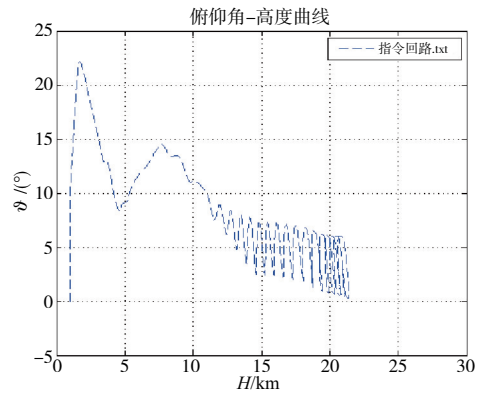


图4 吸气爬升段基态指令内回路俯仰角曲线

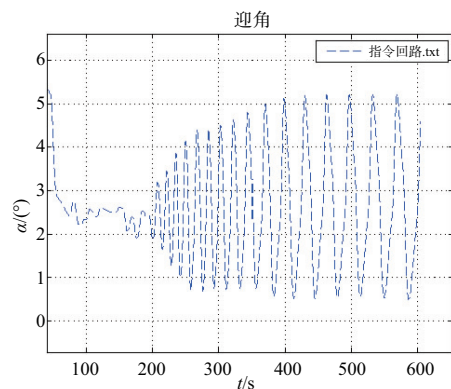


图5 吸气爬升段基态指令内回路迎角曲线

这是由于对象飞行器的自然频率 ω_n 较大时,其阻尼比 ξ 过小,使得系统带宽 ω_b 过大,带宽 ω_b 计算公式如式(4)所示。

$$\omega_b = \omega_n \sqrt{1 - 2\xi^2} + \sqrt{2 - 4\xi^2 + 4\xi^4} \quad (4)$$

各状态点自然频率、阻尼比和带宽的具体数值如表4所示。

表4 各工作点动态参数特性

马赫数	ω_n	ξ	ω_b
0.8	3.81	0.148 0	5.828
1.2	5.54	0.097 6	8.550
2.0	4.71	0.066 6	7.295
3.0	4.08	0.049 3	6.328
4.0	2.44	0.045 8	3.786
5.0	1.96	0.041 1	3.042

针对对象飞行器吸气爬升段而言,希望其具有低动态特性,即对干扰响应较慢,具有较小的带宽。同时在可控范围内系统拥有较小带宽的前提下,还要保证其拥有一定大小的阻尼比。

2.2 基于俯仰角速率阻尼内回路的俯仰角控制律

同样,阻尼内回路将俯仰角速率反馈到升降舵会增大纵向阻力力矩,这将显著提升对象飞行器的低动态特性。其控制律具体表达式如下式所示。

$$\delta_e = K_\theta (\vartheta - \vartheta_c) + K_{\omega_z} \omega_z \quad (5)$$

由于需要在保证小带宽的情况下尽可能增大阻尼比,因此将阻尼比 $\xi = 0.5 \sim 0.6$ 作为依据进行后续的调参。从表 3 可以看出其带宽最大在 $1.2Ma$ 工作点附近,因此下面以该工作点为例进行内外回路调参。

1) 角速率反馈增益设计

计算得到俯仰角速率到升降舵的传递函数为

$$\frac{\Delta\omega_z}{\Delta\delta_e} = \frac{17.868s(s+0.6975)(s-0.02483)}{(s^2-0.02583s+0.001145)(s^2+1.082s+30.72)}$$

绘制其根轨迹如图 6 所示,随着反馈增益 K_{ω_z} 的增大,短周期共轭极点左移,短周期稳定性变好,短周期阻尼增大;长周期共轭极点向实轴靠近,随后靠近虚轴。

绘制俯仰角速率到升降舵和俯仰角到升降舵的 Bode 图对比如图 7 所示。从图中可以看出,俯仰角速率低频段斜率为正,表明传函中存在微分环节,因而反馈俯仰角速率相当于在原点处配置了一个 0 点,使得极点在增益 K_{ω_z} 增大时向其移动。中频段俯仰角速率的带宽相对较大,响应较快。因此加入俯仰角速率反馈可以有效增大系统阻尼比,改善系统动态性能。

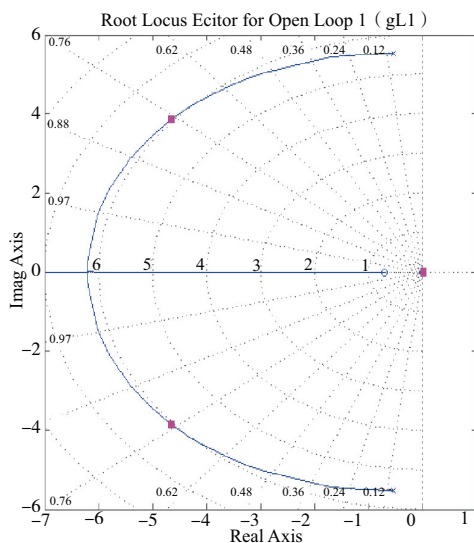


图 6 俯仰角速率到升降舵根轨迹

原系统阻尼为 0.0976,由于想要保证加入控制后系统阻尼比取值在 0.5~0.6 之间,在此取 K_{ω_z} 为 0.3 和 0.4 分别对应于短周期阻尼为 0.55 和 0.69 两种情况,进行后续项参数设计。

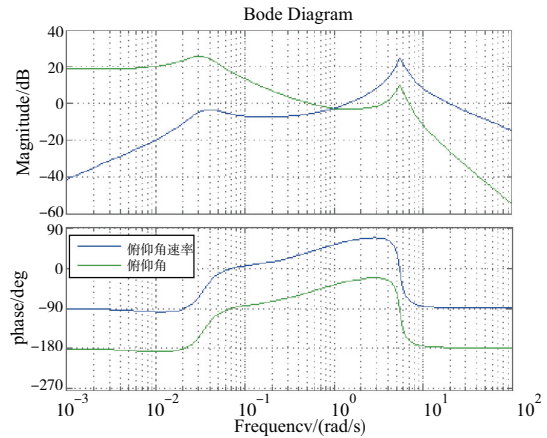


图 7 俯仰角速率和俯仰角到升降舵 Bode 图

2) 俯仰角反馈增益设计

图 8 是俯仰角到升降舵的根轨迹图及相位图。可以看到俯仰角增益 $|K_\theta|$ 越大,系统短周期阻尼比越小,阶跃响应反应速度变快,带宽越大。当 $|K_\theta|$ 过大时,极点移动至右半平面,系统发散。

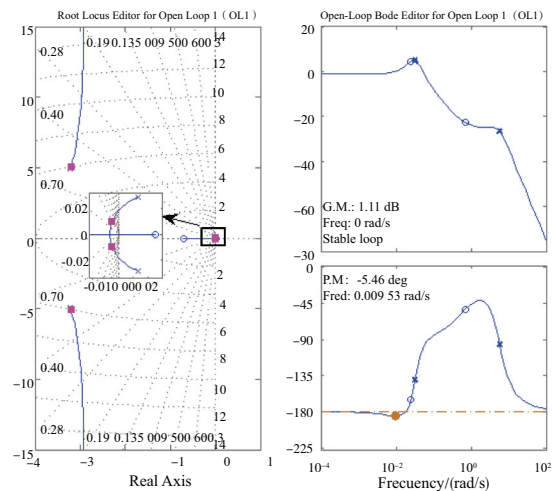


图 8 $K_{\omega_z} = 0.3$ 时的俯仰角到升降舵根轨迹

取 $|K_\theta| = 0.1$,对应系统阻尼比为 0.53,绘制出在该取值下的俯仰角阶跃响应曲线如图 9 所示。

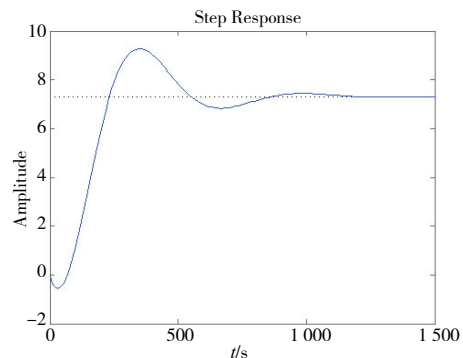


图 9 $K_{\omega_z} = 0.3, K_\theta = 0.1$ 时俯仰角阶跃响应曲线

从图 9 可以看出,系统调节时间过长,动态性能较差。但是,在整个制导控制系统中,俯仰角姿态控制为内回路,制导律结构为外回路,为了跟踪飞行轨迹,没必要过度追求内回路的时域和频域特性,内外回路配合才能有优越的轨迹跟踪性能。因此需要在非线性情况下进行仿真才能最终确定参数取值的优劣性。

重复上述调参过程,对轨迹线上各个工作点进行控制律调参,给出标称轨迹典型工作点的参数设计值如表 5 所示。

表 5 标称轨迹典型工作点的参数设计

马赫数	迎角/(°)	K_θ	K_{ω_z}
0.8	3.000 0	0.3	0.1
1.2	2.535 5	0.1	0.3
2.0	2.548 0	0.4	0.5
3.0	2.484 2	0.5	0.6
4.0	2.767 7	0.3	1.1
5.0	2.887 9	0.5	0.9

代入 6 自由度仿真中进行基态下的仿真,绘制各状态量仿真曲线如图 10 和图 11 所示。可以看出使用阻尼内回路时,各状态量相较于使用指令内回路有明显优化。

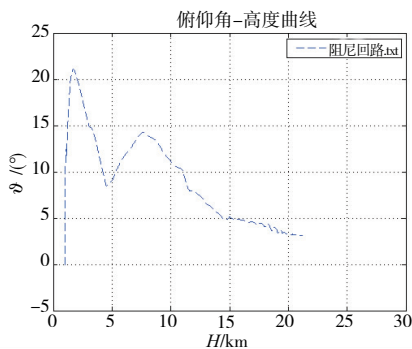


图 10 吸气爬升段基态阻尼内回路俯仰角曲线

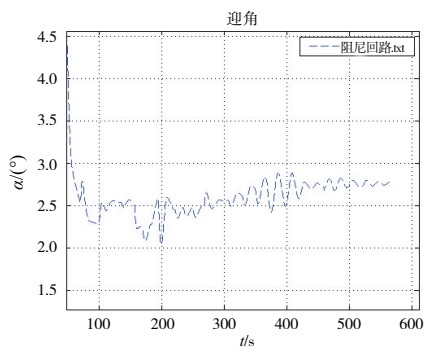


图 11 吸气爬升段基态阻尼内回路迎角曲线

3 鲁棒性验证仿真

俯仰角控制律设计完毕后,需要在线性模型设计完成的基础上进行 6 自由度非线性仿真,验证各种不确定下的控制鲁棒性,为了验证新设计参数下阻尼内回路控制系统的鲁棒性,断开制导回路单对控制回路进行单项极限偏差仿真验证,纵向偏差项如表 6 所示。

表 6 综合仿真不确定性参数

不确定性名称	不确定值
初始质量/kg	±300
质心轴向位置/mm	±30
z 轴转动惯量/(kg·m ²)	±15
轴向力系数/%	±10
法向力系数/%	±10
俯仰力矩系数/%	±30
大气密度/%	±10
风场/(m/s)	±80
推力/%	±3
流量/%	±5

图 12、图 13 和图 14 给出了加入偏差不确定性后仿真结果中的高度-马赫数曲线、俯仰角曲线和迎角曲线。对仿真曲线进行总结分析,可以得出以下结论:

1) 对象飞行器吸气爬升段采用俯仰角速率阻尼内回路的纵向控制方案可以有效增加系统阻尼,使得飞行器从高动态特性向低动态特性转变,在偏差仿真验证下均能有效控制俯仰角跟踪指令;

2) 俯仰角控制方案可靠有效,能够实现进入马赫数-高度窗口的任务,且马赫数-高度仿真曲线相对集中,与标称轨迹的偏差较小。

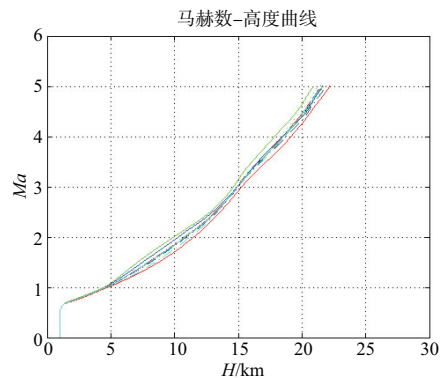


图 12 偏差仿真高度-马赫数曲线

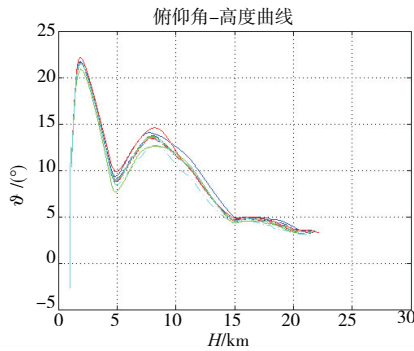


图 13 偏差仿真俯仰角曲线

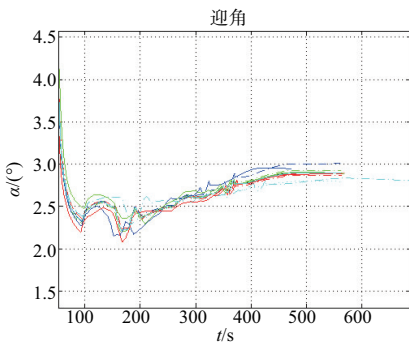


图 14 偏差仿真迎角曲线

综上,阻尼内回路经过调参设计后控制效果基本满足小迎角飞行轨迹。

4 结语

组合动力原型机在吸气爬升段过程中,在跨

(上接第 233 页)

降速率的指令内回路结构,增加了对象自旋翼机对高度差的敏感度,提高了其抗风性能,并根据其桨盘纵倾通道控制灵敏性,将高度差反馈到该控制通道上,进一步减少了干扰对高度和速度产生的耦合影响

最后,通过搭建 6 自由度模型、非线性仿真实验进行风干扰、质量质心等干扰测试,仿真结果验证了当前解耦策略具有一定的鲁棒性,提高了无人机空中段的飞行性能。

在实际的应用中,需要具体分析自旋翼机的敏感特性,找出耦合较为严重或者干扰下易发散的状态,将其作为反馈量反馈到操纵通道,并对比不同控制结构的效果,从而设计合适的解耦策略。

参考文献:

[1] 李鹏程. 无人自转旋翼机自动着陆控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.

音速阶段呈现出高动态特性,这使得俯仰角指令内回路不再适用,恰恰是结构简单的俯仰角阻尼内回路可以有效增大系统阻尼,从而减小带宽,使得飞行器保持低动态特性,在飞行过程中保持其姿态角的稳定性,从而保证在偏差仿真情况下完成飞行任务。

参考文献:

[1] 姚伟利. 重复使用运载器能量管理段纵向制导控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

[2] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京:航空工业出版社,1994:13-16.

[3] 黄筱莺. 高超声速飞行器助推段纵向控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.

[4] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 3 版. 北京:国防工业出版社,1994.

[5] ATTAR M, WAHNON E, CHAIMOVITZ D. Advanced flight control technologies for UAVs[C]//2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2003.

[6] SHIN J Y, HARDEN C, SAEED N, et al. Pitch control law analysis and flight test demonstration of an executive transport aircraft [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Chicago, Illinois. Reston, Virginia: AIAA, 2009:6120.

收稿日期:2022-09-26

[1] 姬天田. 自转旋翼无人机仿地飞行控制系统研究[D]. 太原:中北大学,2020.

[2] 程晓倩. 无人自转旋翼机建模与控制技术研究[D]. 厦门:厦门大学,2017.

[3] 林清,蔡志浩,闫坤,等. 俯仰操纵方式对自转旋翼机操稳特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2016, 42(11):2454-2465.

[4] 邢炜烽. 自转旋翼机关键技术的分析与研究[D]. 南京:南京理工大学,2020.

[5] 王俊超,李建波,韩东. 自转旋翼机飞行性能理论建模技术[J]. 航空学报,2014,35(12):3244-3253.

[6] LEISHMAN J G. Development of the autogiro; a technical perspective [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 765-781.

[7] PAW Y C. Synthesis and validation of flight control for UAV[D]. Minneapolis:University of Minnesota,2009.

收稿日期:2022-10-14