

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.06.007

纵向静稳定性对微型飞行器俯仰姿态控制 品质影响研究

曹宏宇, 郑祥明, 朱信宁, 徐宏雨
(南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 固定翼微型飞行器(Micro air vehicle, MAV)速度低、转动惯量小, 飞行过程中在大气扰动下迎角易发生较大变化, 俯仰角又会在迎角恢复力矩作用下振荡, 纵向静稳定性对MAV的俯仰姿态控制品质有一定的影响。为了提高MAV的俯仰姿态控制品质, 本文首先提出了一种不同纵向静稳定性下MAV俯仰姿态控制品质的评估方法, 该方法定义俯仰角振荡过程中的方差与极差来表征俯仰姿态控制品质, 之后以控制品质最优为目标分别对不同静稳定性下MAV飞行姿态控制系统的控制参数进行调整。通过研究不同静稳定性下的最优控制品质变化规律, 获得MAV纵向静稳定性对俯仰姿态控制品质的影响。结果表明, 俯仰姿态控制品质与纵向静稳定性之间呈现一定的非线性规律, 纵向静稳定性或静不稳定性增强都将导致MAV在大气扰动下俯仰姿态的振荡程度增强, 取得纵向中立稳定的MAV将有着最优的俯仰姿态控制品质。

关键词: 飞行动力学; 固定翼微型飞行器; 纵向静稳定性; 俯仰姿态控制品质; 大气扰动

中图分类号: V211 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2025)06-1102-08

Influence of Longitudinal Static Stability on Pitch Attitude Control Quality of Micro Air Vehicle

CAO Hongyu, ZHENG Xiangming, ZHU Xinning, XU Hongyu

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The fixed-wing micro air vehicle (MAV) is characterized by low speed and small moment of inertia, which make it susceptible to significant changes in angle of attack due to atmospheric disturbances during flight. Subsequently, the angle of pitch oscillates under the restoring moment of the angle of attack, and the longitudinal static stability has a certain impact on the pitch attitude control quality of MAV. To enhance the pitch attitude control quality of MAV, this paper first proposes an evaluation method for MAV pitch attitude control quality under different longitudinal static stabilities. The method defines the variance and range during angle of pitch's oscillation to represent the pitch attitude control quality. Subsequently, aiming for optimal control quality, the control parameters of the MAV flight attitude control system are adjusted under different static stabilities. By studying the variation law of optimal control quality under different static stabilities, the influence of MAV longitudinal static stability on pitch attitude control quality is obtained. The results indicate that there is a certain nonlinear relationship between pitch attitude control quality and longitudinal static stability. An increase in either longitudinal static stability or instability will intensify the oscillation of MAV pitch attitude under atmospheric disturbances. MAV with longitudinal neutral stability

基金项目:国家重点研发计划(2020YFC1512505)。

收稿日期:2024-10-16; 修訂日期:2025-03-03

通信作者:郑祥明,男,教授,博士生导师,E-mail: zhengxiangming@nuaa.edu.cn。

引用格式:曹宏宇,郑祥明,朱信宁,等.纵向静稳定性对微型飞行器俯仰姿态控制品质影响研究[J].南京航空航天大学学报(自然科学版),2025,57(6):1102-1109. CAO Hongyu, ZHENG Xiangming, ZHU Xinning, et al. Influence of longitudinal static stability on pitch attitude control quality of micro air vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(6):1102-1109.

exhibit optimal pitch attitude control quality.

Key words: flight dynamics; fixed-wing micro air vehicle; longitudinal static stability; pitch attitude control quality; atmospheric disturbance

随着微机电、微电子等一系列微技术的发展,无人机微型化的理念日渐成为现实,微型飞行器(Micro air vehicle, MAV)的概念应运而生。相关科研人员对MAV进行了诸多研究与飞行测试^[1-2],现如今随着低空经济的发展,其已应用于农业植保、电力巡检、监视侦察等领域^[3-4]。然而,MAV的微型化设计仍面临着低雷诺数空气动力学^[5]、结构设计^[6]和续航性能优化^[7]等许多尚未彻底解决的挑战。相对于常规飞行器而言,MAV往往飞行于接近地面的较低海拔处,受建筑物与地表起伏等因素的影响,大气的湍流强度增加^[8],对于飞行速度较低的MAV来说,其气流角将产生较大的变化。同时MAV质量轻、转动惯量小,气流角变化所产生的气动力矩将导致姿态角也发生较大的变化,由此在飞行过程中MAV的姿态将呈现与常规飞行器相比更为严峻的振荡程度,提高大气扰动下的姿态控制品质是MAV设计中诸多有待深入研究的关键性问题之一。

提高MAV的姿态控制品质一方面可以在受扰后通过更加高效地施加操纵力矩来实现,具体有使用智能控制方法、应用新型传感器等方法^[9];另一方面可以对MAV受扰后自身所产生的力矩进行调整来实现,即合理配置MAV的纵向静稳定性同样可以改善姿态控制品质。对于具有纵向静稳定性的常规飞行器而言,当遇到强度较大的扰动时,迎角与俯仰角发生较大的变化,扰动消失之后由于纵向静稳定性的作用,飞行器的迎角向着平衡状态偏转,俯仰角也随之变化,之后飞行器保持平衡状态继续飞行,直至遇到下一个大强度扰动。而对于MAV而言,与常规飞行器仅对较强的扰动敏感不同,飞行空速为15 m/s的MAV在遇到1 m/s的纵向大气扰动时迎角将会发生约3.81°的变化,始终存在的即使强度很小的大气紊流也将使其迎角不断发生着较大的变化。如图1所示,具有纵向静稳定性的MAV初始以迎角 α_0 、俯仰角 θ_0 、空速 V_a 的平衡状态飞行,在受到纵向大气扰动 V_w 时,迎角变为 $\alpha_0 + \Delta\alpha$,此时恢复力矩 M_R 将驱使迎角向平衡状态 α_0 发起偏转,在迎角收敛至初始值 α_0 的同时,俯仰角则随之由 θ_0 变化至 θ_1 。之后在持续变化的大气扰动之下MAV的迎角不断改变,俯仰姿态也将随之不断发生着剧烈的变化,这对MAV的姿态控制品质带来了一定的影响。而对于纵向静稳定性不同甚至纵向静不稳定的MAV而言,其

在大气扰动下俯仰姿态的控制品质也将有着不同的表现,俯仰姿态控制品质与纵向静稳定性之间存在复杂的非线性规律。

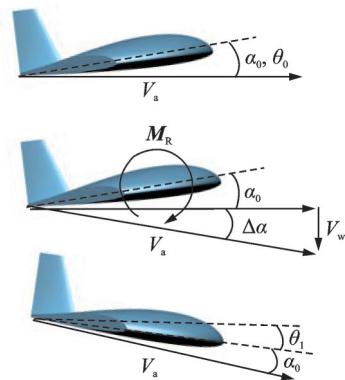


图1 静稳定性对姿态控制品质的影响示意图

Fig.1 Influence of static stability on attitude control quality

为了研究纵向静稳定性对MAV俯仰姿态控制品质的影响,本文首先对所研究的目标MAV进行阐述,之后对纵向静稳定性对俯仰姿态控制的影响进行了机理性分析,而后提出了一种不同纵向静稳定性下MAV俯仰姿态控制品质的评估方法。该方法首先定义MAV飞控系统的纵向姿态控制品质为大气紊流作用下俯仰角振荡所产生的方差与极差;之后在MATLAB/Simulink中搭建了MAV的俯仰姿态控制品质计算模型;而后在此基础上依次计算不同静稳定性的MAV所对应的最优控制品质以研究纵向静稳定性对俯仰姿态控制品质的影响。依据仿真结果,本文对纵向静稳定性与俯仰姿态控制品质之间的非线性关系进行了论述,最后给出了MAV设计中纵向静稳定性配置建议。

1 研究对象

本文研究对象为如图2所示的MAV,采用反齐默曼翼布局设计,最大尺寸20 cm,质量110 g,飞行速度10~15 m/s。MAV的偏航控制使用两个电机的差动来实现,尾部的升降副翼同向偏转对俯仰姿态进行控制,反向偏转对滚转姿态进行控制,升降副翼舵面的不同偏转情况所对应的升降舵角度与副翼角度为

$$\delta_e = \frac{\delta_r + \delta_l}{2} \quad (1)$$

$$\delta_a = \frac{\delta_r - \delta_l}{2} \quad (2)$$

式中: δ_e 为升降副翼所对应的升降舵的角度; δ_a 为升降副翼所对应的副翼的角度; δ_r 为右舵面偏转角度; δ_l 为左舵面偏转角度。

同时该 MAV 使用 S 形翼型, 后缘的反弯度在提供配平力矩的同时不会产生过大的额外阻力; 尾部的垂直尾翼同时起到翼梢小翼的作用, 保持航向稳定的同时减少诱导阻力; 采用两个电机驱动的方式一方面对航向进行控制, 另一方面取消了使用单个电机驱动时升降副翼对横向配平所产生的额外阻力。

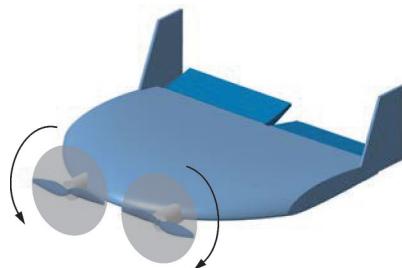


图 2 MAV 示意图
Fig.2 Diagram of the MAV

2 机理分析

飞行器迎角在受到扰动之后, 当具有恢复到原来平衡迎角的趋势时, 称飞行器在原来平衡飞行状态下是纵向静稳定的。飞行器纵向静稳定性的表达式为^[10]

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} = \bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac} \quad (3)$$

式中: $\bar{x}_{cg} = x_{cg}/c$, $\bar{x}_{ac} = x_{ac}/c$, 其中 x_{cg} 与 x_{ac} 分别为重心与焦点距平均气动弦前缘的距离, c 为 MAV 平均气动弦长。 C_m 为俯仰力矩系数, C_L 为升力系数。同时稳定裕度 K_n 定义为^[10]

$$K_n = \bar{x}_{ac} - \bar{x}_{cg} \quad (4)$$

本文中 MAV 纵向静稳定性的改变通过调整重心位置来实现, 这同时将导致俯仰阻尼发生变化, 纵向短周期频率与阻尼比也将随之改变。计算得到的不同重心位置所对应的上述参数如表 1 所示, 其中俯仰阻尼数由 XFLR5 计算得到。由表 1 可知, 随着 MAV 重心位置的前移, 稳定裕度与俯仰阻尼数均随之增大, 相应短周期频率随之增大, 阻尼比减小, 这导致 MAV 的迎角在受到扰动后有着更强的恢复到平衡迎角的趋势, 同时俯仰角将更快地偏离初始状态。

在飞行控制系统不参与俯仰姿态控制的前提下, 对稳定裕度分别为 0.84%、4.21%、8.43% 的 MAV 施加一定强度的大气紊流, 得到迎角与俯仰角随时间变化的仿真结果如图 3 所示。由图 3 可知, 在大气的扰动下, MAV 迎角将发生持续不断

表 1 不同重心位置所对应的纵向飞行力学特性

Table 1 The longitudinal flight dynamics characteristics for different center of gravity positions

重心相对机身前 缘点距离/cm	稳定裕度/%	俯仰阻尼数	频率/(rad·s ⁻¹)	阻尼比
4.0	19.66	-0.895	44.23	0.37
5.0	14.94	-0.74	36.10	0.38
6.0	8.43	-0.61	27.09	0.43
7.0	2.81	-0.50	14.03	0.73
8.0	-2.81	-0.42	—	—

的变化, 同时所产生的恢复力矩将使得 MAV 的迎角向着平衡状态偏转, 且随着静稳定性的增强, 所产生的恢复力矩也将增强。如图 3(a) 所示, MAV 迎角的振荡程度随着静稳定性的增强逐渐减小。但是由于大气扰动作用下 MAV 迎角与俯仰角并不相等, 纵向恢复力矩使得迎角收敛, 而俯仰角则将在其作用下远离初始状态。如图 3(b) 所示, 纵向静稳定性越强, 所产生的更大的恢复力矩虽然使得迎角的振荡程度减小, 但是也会使俯仰角的振荡程度增大。由此不同的纵向静稳定性将对 MAV 飞行控制系统的纵向姿态控制品质带来不同的影响。

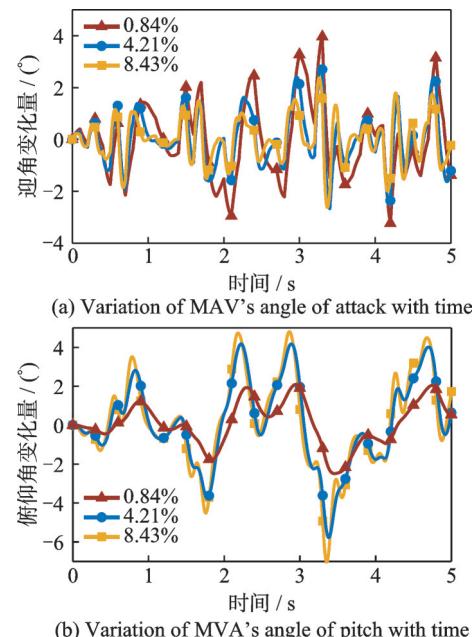


图 3 大气扰动下不同稳定裕度的 MAV 迎角与俯仰角的变化

Fig.3 Variation of MAV's angle of attack and angle of pitch with different stability margin under atmospheric disturbance

3 姿态控制品质评估方法

为了研究纵向静稳定性对俯仰姿态控制品质的影响, 本文提出了一种不同纵向静稳定性下 MAV 飞控系统的姿态控制品质评估方法, 如图 4

所示。该方法首先定义 MAV 俯仰角振荡所产生的极差与方差为俯仰姿态的控制品质。之后在 Simulink 中搭建了 MAV 的飞行力学仿真模型以计算飞控系统的姿态控制品质。为了对不同静稳定性下的控制品质进行比较,分别计算了不同静稳定性的 MAV 取得最优控制品质时的控制参数。最后在此基础上,计算不同静稳定性的 MAV 在不同强度的大气扰动下所分别对应的最优控制品质,以评估纵向静稳定性对俯仰姿态控制品质的影响。

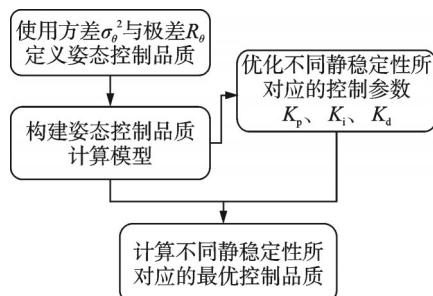


图4 姿态控制品质评估方法

Fig.4 Evaluation method of attitude control quality

3.1 姿态控制品质

为了对 MAV 飞行控制系统的姿态控制品质进行评估,本文定义飞控系统作用下俯仰角振荡所产生的方差 σ_θ^2 与极差 R_θ 为飞控系统的纵向姿态控制品质分别为

$$\sigma_\theta^2 = \frac{\sum_i^N (\theta_i - \theta_d)^2}{N} \quad (5)$$

$$R_\theta = \theta_{\max} - \theta_{\min} \quad (6)$$

式中: N 为仿真时间内采样得到的俯仰角个数; θ_i 为每次采样下的俯仰角值; θ_d 为俯仰角期望值; θ_{\max} 与 θ_{\min} 分别为仿真过程中俯仰角的极大值与极小值。不同俯仰角振荡程度所对应的方差 σ_θ^2 与极差 R_θ 如图 5 所示。由图 5 可知, 大气扰动下俯仰角的振荡程度越小, 方差 σ_θ^2 与极差 R_θ 越小, 意味着 MAV 飞行控制系统将有着越好的姿态控制品质。

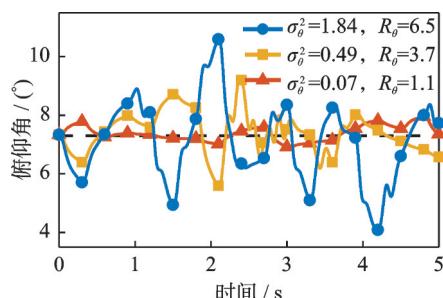


图5 不同俯仰角振荡程度所对应的方差与极差

Fig.5 Variances and ranges corresponding to the different oscillation degree of angle of pitch

3.2 姿态控制品质计算模型

为了研究纵向静稳定性对 MAV 俯仰姿态控制品质的影响, 本文搭建了如图 6 所示的姿态控制品质计算模型。该模型包含空气动力学模型、飞行力学模型、大气扰动模型、飞行控制系统模型以及舵机模型共 5 个部分, 整体仿真过程在 MATLAB/Simulink 中进行。图 6 中 C_D 为 MAV 的阻力系数, T 为电机推力, δ_e 为飞行控制系统向舵机模型传递的舵机角度信号; α 为迎角; q 为俯仰角速度; θ 为俯仰角。

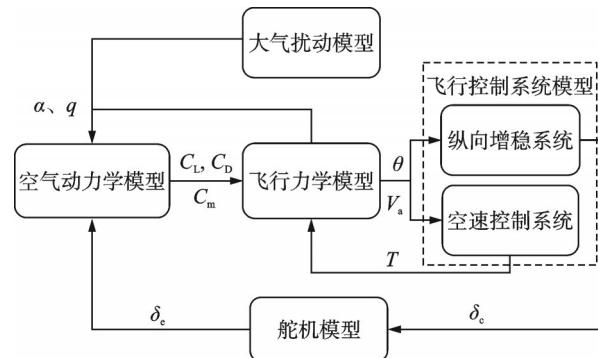


图6 姿态控制品质计算模型

Fig.6 Calculation model of attitude control quality

该仿真模型可计算得到大气扰动下 MAV 的俯仰姿态振荡情况,之后可通过俯仰角的方差 σ_θ^2 与极差 R_θ 两个参数来对飞控系统的姿态控制品质进行评估。

3.2.1 空气动力学模型

目前 MAV 飞行时的雷诺数大致位于 $10^3 \sim 10^5$ 范围。在此范围内, 一方面由于黏性效应突出, MAV 的升阻比被限制在较低的范围内; 另一方面低雷诺数下易产生的层流分离泡对 MAV 的气动性能有着不可忽略的影响^[11]。因此, 为了得到较为准确的气动计算结果, 本文在 Fluent 中依据 Transition SST 湍流模型分别对不同飞行状态下的模型进行气动计算。文献[12-13]将该湍流模型的计算结果与风洞实验的数据进行了对比, 结果表明该湍流模型可以较为准确地预测低雷诺数下流动的分离、转捩与再附着的现象, 气动系数的计算结果也有着很高的精度。

同时本文进行了网格无关性验证。流场域尺寸均设置为 MAV 平均气动弦长的 20 倍, 分别对表 2 中的 3 种不同数量的网格进行 CFD 计算, 得到的升力系数与阻力系数随迎角的变化如图 7 所示。由图 7 可知, 不同精度的网格气动数据在迎角较小时有着相近的结果, 随着迎角的增大, 气动系数将有所差异。当迎角为 20° 时, 中等质量的网格与高质量网格的计算结果相差小于 2%, 由此本文以中

等质量网格的进行 CFD 计算, 在保证一定计算精度的前提下提高计算效率, 同时保证近壁面网格 y^+ 小于 1, 流场计算网格如图 8 所示。

表 2 不同质量网格的信息

Table 2 Details of grids with different qualities

网格质量	面网格最小尺寸/mm	面网格最大尺寸/mm	近壁面加密区网格层数/层	体网格数量/个
高质量	0.75	150	30	5 874 930
中等质量	1	200	25	2 910 092
低质量	1.5	300	20	1 121 996

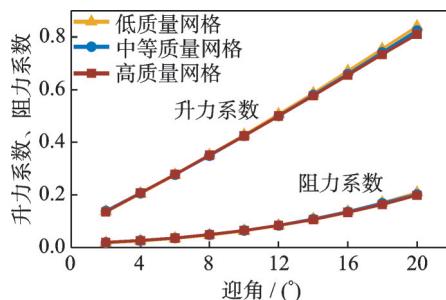


图 7 网格无关性验证结果

Fig.7 Results of grid's independence verification

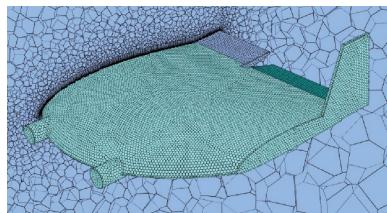


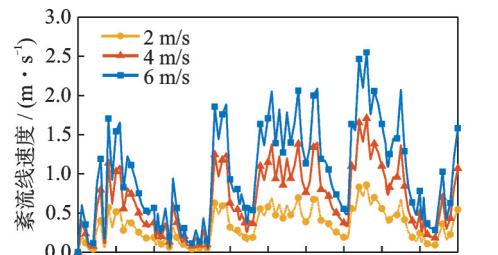
图 8 MAV 流场计算网格

Fig.8 Computational grids for flow field simulation of MAV

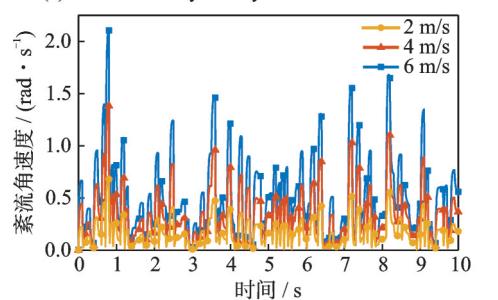
分别计算不同舵偏角 δ_e 、迎角 α 所对应的气动系数, 对计算结果进行拟合处理以便于仿真时依据实时的飞行状态计算所对应的气动参数, 同时俯仰阻尼导数使用 XFLR5 中的估算结果。由此在空气动力学模型中, 当输入 MAV 迎角 α 、舵面偏角 δ_e 、俯仰角速度 q 之后, 便可在实时仿真中计算输出此时飞行状态所对应的纵向气动力系数与气动力矩系数至飞行力学模型中用于后续计算。

3.2.2 大气扰动模型

为了更好地模拟真实的大气环境, 本文使用 MATLAB/Simulink 中的 Dryden 大气紊流模型, 分别取基准风速为 2、4 与 6 m/s 所产生的紊流线速度与紊流角速度进行仿真, 仿真步长设为 0.1 s^[14]。其中 3 种强度的紊流在 10 s 内所产生的线速度扰动与角速度扰动大小如图 9 所示。该模型所产生的扰动值与 MAV 在地面坐标系下的线速度与机体坐标系下的角速度相叠加, 作为空速值一同输入



(a) Linear velocity of Dryden wind turbulence model



(b) Angular velocity of Dryden wind turbulence model

图 9 Dryden 大气紊流模型所产生的扰动
Fig.9 Disturbance of Dryden wind turbulence model

空气动力学模型中进行气动力与气动力矩的计算。

3.2.3 飞行控制系统模型

本文所使用的飞行控制系统模型由纵向姿态控制系统与空速控制系统组成。飞行控制系统模型接收飞行力学模型输入的俯仰角 θ 与空速 V_a 信号, 依据实际值与期望值的差值计算舵机信号 δ_e 与油门信号 T 来对俯仰角与空速进行控制。具体控制律的设计参考 ArduPilot 飞控系统内部的控制律^[15-16], 结果如图 10 所示。图 10 中 θ_d 、 θ_a 分别为俯仰角期望值与实际值; q_d 、 q_a 分别为俯仰角速度期望值与实际值; V_{ad} 、 V_{aa} 分别为空速期望值与实际值; $k_{q\theta}$ 、 k_{cq} 分别为增益, $k_{q\theta}$ 将俯仰角化为俯仰角速度, k_{cq} 将俯仰角速度化为舵机信号; G_1 、 G_2 、 G_a 为滤波器; PID1、PID2 为 PID 控制器。

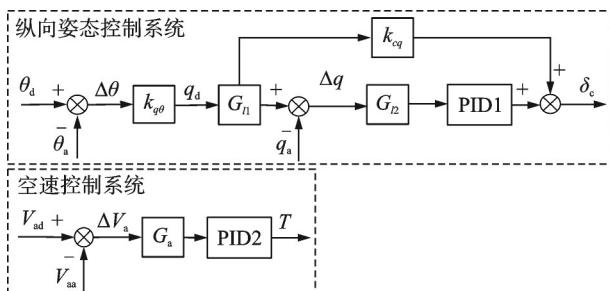


图 10 飞行控制系统模型示意图

Fig.10 Diagram of flight control system

3.2.4 舵机模型

舵机模型将飞行控制系统模型发来的飞控计算信号 δ_e 转变为升降副翼所对应的升降舵偏角 δ_e 信号。对于 MAV 所使用的 1.7 g 微型数字舵机而

言,舵机在作动过程中不会立刻对飞控的信号响应,而是以300 Hz的频率来接收信号;同时舵机有着一定的死区范围,对于范围内的飞控信号舵机并不响应;另一方面舵机摇臂由内部电机与减速组来驱动,舵机摇臂角度并非与飞控的信号角度完全一致而是存在着一定的响应过程。舵机的上述3个实际特性导致MAV飞行控制系统的姿态控制能力有一定限度,搭建姿态控制品质分析模型的过程中考虑舵机的实际特性可得到更加符合实际情况的结果。

为了对上述的舵机特点进行充分模拟,本文在仿真中运用MATLAB/Simulink内部的非线性二阶作动器模块以模拟舵机的作动过程,频率、阻尼比分别设置为60 rad/s与0.707。舵机模型首先以300 Hz的频率接收飞行控制系统发来的飞控计算信号 δ_c ,仅当飞控计算信号在死区范围之外时才会被舵机接收,称该信号为舵机接收信号为 δ_a ,之后舵机摇臂角度 δ_a 则经过二阶惯性环节来对舵机接收信号 δ_a 进行跟随,上述过程如图11所示。同时设置摇臂最大偏转速度为1200(°)/s,舵机摇臂死区范围±0.36°,另外限制舵机摇臂的偏角至±20°内。

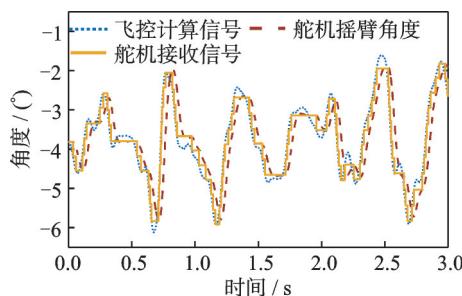


图11 某次仿真中舵机作动情况

Fig.11 Angle of the servo in some simulation

舵机摇臂角度 δ_a 经连接杆与舵角传递至舵面形成舵面偏角 δ_e ,可简化为如图12所示的四连杆机构模型。各构件长度分别为 l_1, l_2, l_3, l_4 ,舵机臂与水平方向的夹角为 φ_1 ,舵角、连杆的连接孔与舵面转轴的连线与水平方向的夹角为 φ_3 ,其与 φ_1 的关系为

$$\varphi_3 = 2\arctan \frac{B \pm \sqrt{A^2 + B^2 - C^2}}{A - C} \quad (7)$$

式中: $A = l_4 - l_1 \cos \varphi_1$, $B = -l_1 \sin \varphi_1$, $C = (A^2 + B^2 + l_3^2 - l_2^2)/(2l_3)$ 。同时注意到舵机摇臂角度 δ_a 与 φ_1 、舵面偏角 δ_e 与 φ_3 的差值为一定值,据此便可得到如下关系

$$\delta_a = \varphi_1 - C_1 \quad (8)$$

$$\delta_e = \varphi_3 - C_3 \quad (9)$$

式中 C_1 与 C_3 为定值,由实际的机构尺寸决定。在舵机模型中,接收到飞行控制系统发来的 δ_c 信号,经过上述计算便可得到升降副翼所对应的升降舵偏角 δ_e 信号。

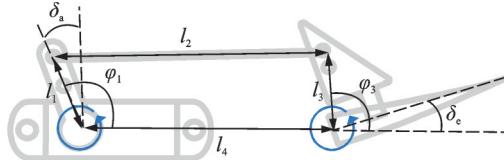


图12 舵面驱动机构示意图
Fig.12 Driving mechanism of control surface

3.2.5 飞行力学模型

飞行力学模型接收其他模型传来的纵向气动力与气动力矩、电机的拉力,基于飞行器纵向三自由度运动学方程与动力学方程对MAV进行飞行力学仿真分析,即

$$\frac{dx_g}{dt} = u \cos \theta + w \sin \theta \quad (10)$$

$$\frac{dz_g}{dt} = -u \sin \theta + w \cos \theta \quad (11)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q \quad (12)$$

$$F_x = m \left(\frac{du}{dt} + qw \right) \quad (13)$$

$$F_z = m \left(\frac{dw}{dt} - qu \right) \quad (14)$$

$$M = I_y \frac{dq}{dt} \quad (15)$$

式中: x_g, z_g 为MAV于地面坐标系下的位置; u, w 为MAV于机体坐标系下的速度; F_x, F_z 为MAV于机体坐标系下所受的外力; M 为MAV所受的俯仰力矩; I_y 为MAV对俯仰轴的转动惯量。

飞行力学模型需以1组初始的配平状态开始计算。本文对MAV在某一重心位置下的各个迎角进行配平,对比得到MAV取得最大升阻比时的迎角、舵面配平角度和空速等状态参数,不同重心位置所对应的部分飞行状态参数如表3所示。

表3 MAV配平状态下不同重心位置对应的状态参数

Table 3 State parameters of MAV in the trim state with different centers of gravity positions

重心位置/cm	稳定裕度/%	最大升阻比对应迎角/(°)	最大升阻比	舵面配平角度/(°)	空速/(m·s ⁻¹)
4.00	19.66	11.71	4.95	-11.36	13.88
5.00	14.94	10.69	5.23	-8.95	13.59
6.00	8.43	9.40	5.47	-6.21	13.40
7.00	2.81	7.86	5.62	-3.26	13.31
8.00	-2.81	6.12	5.68	-0.22	13.35

由此以计算得到的当前静稳定性下取得最大升阻比时的配平状态为初始状态。本模型对 MAV 进行飞行力学计算, 同时记录俯仰角随时间的变化情况, 以计算当前纵向静稳定性下的俯仰姿态控制品质。

3.3 飞控系统控制参数优化

本文通过分析不同静稳定性下 MAV 最优控制品质的变化规律来研究纵向静稳定性对俯仰姿态控制品质的影响。为了获得最优的控制品质, 需对 MAV 纵向姿态控制系统的控制参数进行调整, 具体依靠 MATLAB/Simulink 内部 PID 自动调参器的辅助进行。调参时在姿态控制品质计算模型中对 MAV 施加一定强度的大气紊流, 之后对纵向姿态控制系统中 PID 控制器的参数 K_p 、 K_i 、 K_d 进行调整, 以方差 σ_θ^2 与极差 R_θ 最小时的控制参数作为该纵向静稳定性下的最优控制参数。本文依次改变控制品质计算模型中 MAV 的重心位置以对纵向静稳定性进行调整, 并重复上述调参过程以获得 MAV 每个静稳定性所对应的最优控制参数。

4 仿真与结果分析

仿真过程中, 首先对 MAV 的重心位置进行调整, 使得 MAV 的稳定裕度在 $-5\% \sim 20\%$ 之间变化, 分别施加强度为 2、4 和 6 m/s 的大气紊流, 并依次计算每个稳定裕度在每个强度的大气紊流下, 飞行 300 s 的过程中俯仰角振荡所产生的方差与极差, 由此得到不同稳定裕度的 MAV 俯仰姿态的控制品质变化情况如图 13 所示。由图 13 可知随着稳定裕度由中立稳定开始增大, 在迎角恢复力矩的作用下俯仰角将偏离平衡状态, 俯仰角的方差与极差都会增大, 俯仰姿态控制品质将会下降。当施加的紊流强度为 4 m/s 时, 稳定裕度为 10% 的 MAV 俯仰角方差 σ_θ^2 相比中立稳定时将会由 0.5° 的平方增大至 1.8° 的平方, 而极差 R_θ 将会由 4.3° 增大至 10° 。当 MAV 转变为纵向静不稳定时, MAV 自身迎角偏离平衡状态所产生的收敛力矩转变为发散力矩, 该发散力矩不断驱使着 MAV 的实际迎角远离平衡迎角, 这同样会导致俯仰姿态控制品质的下降。当施加的紊流强度为 4 m/s 时, 稳定裕度为 -5% 的 MAV 俯仰角的方差将会增大至 2° 的平方, 而极差将会增大至 9.5° 。当 MAV 取得纵向中立稳定时将有着最优的姿态控制品质。

同时由于纵向静稳定的 MAV 所产生的收敛力矩将随着迎角的收敛而减小, 而静不稳定的 MAV 所产生的发散力矩随着迎角的发散而愈加增大, 因此在图 13 中, 静不稳定的 MAV 俯仰角的

振荡程度随着静不稳定的增强呈现着与静稳定的 MAV 相比更快的增长趋势。由此, 俯仰姿态控制品质与纵向静稳定性之间存在着如图 13 所示的非线性规律。

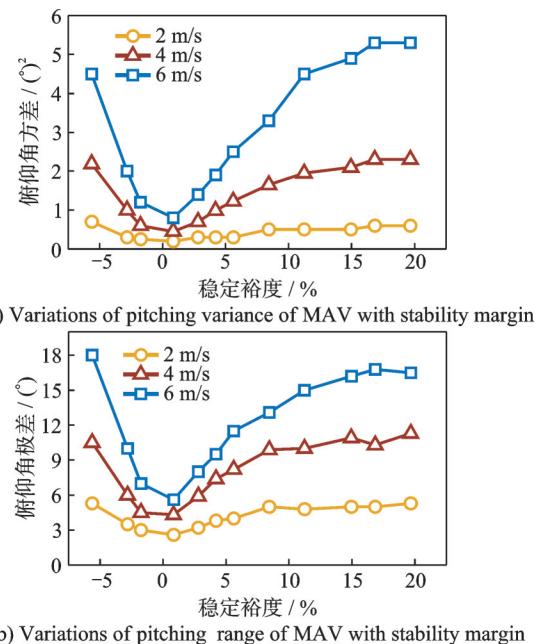


图 13 稳定裕度对 MAV 俯仰姿态控制品质的影响

Fig.13 Effect of stability margin on pitching attitude control quality of MAV

对于常规飞行器而言, 其飞行速度较快, 一般远大于空气的紊流速度, 仅当其在飞行过程中遭遇强度较大的扰动时其俯仰姿态才会发生较大的变化。当扰动结束之后, 具有纵向静稳定性的飞行器在纵向恢复力矩的作用下迎角向着平衡迎角偏转, 同时俯仰角也逐渐变为最初的平衡姿态, 之后飞行器便以平衡状态持续飞行。强度较弱的紊流对常规飞行器所产生的迎角变化几乎可以忽略不计, 仅当飞行器遇到下一个强度较大的扰动时其迎角与俯仰姿态才会产生较大的变化。因此对于常规飞行器而言, 其往往要求具有一定的纵向静稳定性以在扰动结束之后飞行器迎角具有自行恢复到平衡状态的趋势。

而对于 MAV 而言, 其较低的飞行速度导致即使在强度较小的大气紊流作用下, MAV 飞行迎角仍发生着持续较大的振荡, 具有纵向静稳定性的 MAV 会在连续不断的大气扰动之中不断驱使实际迎角向着平衡迎角偏转, 这同时将导致 MAV 的俯仰角偏离最初状态。由于转动惯量较小, 连续不断的大气扰动将导致俯仰角的持续激烈振荡, 这对 MAV 俯仰姿态的控制带来了不利的影响。因此当 MAV 携带摄像类任务载荷执行飞行任务时, 往往希望 MAV 的姿态有着尽可能小的振荡程度。

依据本文研究结果,在飞行控制系统作用下,将重心配置为取得纵向中立稳定时MAV将有着最优的俯仰姿态控制品质。

5 结 论

本文以固定翼微型飞行器纵向静稳定性对俯仰姿态控制品质的影响为研究内容,提出了一种不同纵向静稳定性下MAV俯仰姿态控制品质的评估方法。结果表明,俯仰姿态控制品质与纵向静稳定性之间呈现一定的非线性规律,纵向静稳定性或静不稳定性的增强都将导致MAV在大气扰动下俯仰姿态的振荡程度增强,当MAV取得纵向中立稳定时将有着最优的俯仰姿态控制品质。本文的研究结果对微型飞行器以及其他低速、轻型飞行器设计过程中纵向静稳定性的配置有着重要的参考意义。

参考文献:

- [1] HASSANALIAN M, ABDELKEFI A. Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform[J]. Meccanica, 2016, 52(6): 1265-1282.
- [2] BARTH J M O, CONDOMINES J P, BRONZ M, et al. Model-free control algorithms for micro air vehicles with transitioning flight capabilities[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2020. DOI: 10.1177/1756829320914264.
- [3] HASSANALIAN M, ABDELKEFI A. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 91: 99-131.
- [4] MOHSAN S A H, KHAN M A, NOOR F, et al. Towards the unmanned aerial vehicles (UAVs): A comprehensive review[J]. Drones, 2022. DOI: 10.3390/drones6060147.
- [5] CHEN Z L, YANG F. Propeller slipstream effect on aerodynamic characteristics of micro air vehicle at low reynolds number[J]. Applied Sciences-Basel, 2022. DOI:10.3390/app12084092.
- [6] LIU Z Q, ZHOU Y, ZHANG X, et al. Experimental investigation on aerodynamic characteristics of flexible wing MAV under horizontal gust[J]. Aip Advances, 2024. DOI:10.1063/1065.0216989.
- [7] HUANG G J, DAI Y T, WU Y, et al. Energy harvesting from the gust response of membrane wing using piezoelectrics[J]. Aerospace Science and Technology, 2022. DOI:10.1016/j.ast.2022.107433.
- [8] WATKINS S, THOMPSON M, LOXTON B, et al. On low altitude flight through the atmospheric boundary layer[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2010, 2(2): 55-68.
- [9] MOHAMED A, MASSEY K, WATKINS S, et al. The attitude control of fixed-wing MAVS in turbulent environments[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 66: 37-48.
- [10] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005.
- [11] XIA T Y, DONG H, YANG L M, et al. Investigation on flow structure and aerodynamic characteristics over an airfoil at low Reynolds number—A review[J]. Aip Advances, 2021. DOI:10.1063/1065.0044717.
- [12] COUNSIL J N N, BOULAMA K G. Low-Reynolds-number aerodynamic performances of the NACA 0012 and Selig-Donovan 7003 airfoils[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 204-216.
- [13] AFTAB S M A, RAFIE A S M, RAZAK N A, et al. Turbulence model selection for low reynolds number flows[J]. Plos One, 2016. DOI: 10.1371/journal.pone.0153755.
- [14] 赵震炎, 肖业伦, 施毅坚. Dryden大气紊流模型的数字仿真技术[J]. 航空学报, 1986, 7(5): 433-443. ZHAO Zhenyan, XIAO Yelun, SHI Yijian. A digital simulation technique for dryden atmospheric turbulence model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1986, 7(5): 433-443.
- [15] ARDUPILOT. FBWB mode (Fly by Wire B) [EB/OL]. (2024-02-21). <https://ardupilot.org/plane/docs/fbwb-mode.html>.
- [16] ARDUPILOT. Roll, pitch and yaw controller tuning [EB/OL]. (2024-02-21). <https://ardupilot.org/plane/docs/new-roll-and-pitch-tuning.html>.

(编辑:刘彦东)