

文章编号:1674-8190(2013)03-339-07

舰尾流影响下的舰载机着舰控制与仿真研究

巩鹏潇, 詹浩, 柳子栋

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 舰载机着舰时处于“低速大迎角下滑”的飞行状态, 飞机的操纵性下降, 加上舰尾雄鸡尾流的干扰, 如果不能很好地控制很可能造成着舰失败。搭建考虑高度影响的舰载机着舰动力学模型, 从“力与运动的动态关系”和“能量转换”两个角度进行舰载机着舰过程物理机理的研究, 并利用模糊 PID 控制器的快速收敛能力对比分析迎角、速度和高度三个反馈量, 升降舵和油门杆两个控制量, 共六个控制通道的控制机理和内在关系, 得出它们的优劣势和适用情况。进行有风扰动下的控制仿真及分析, 筛选出油门杆高度反馈 PID 控制器作为舰尾流扰动下的控制系统, 仿真结果验证了该控制器的有效性。

关键词: 舰载机; 舰尾流; 模糊控制; PID 控制; 能量补偿

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

Control and Simulation Study for Carrier-based Aircraft Landing Approaches Considering Aft-flow Disturbance

Gong Pengxiao, Zhan Hao, Liu Zidong

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

Abstract: The control performance degradation of carrier-based aircraft in the low-speed high angle of attack situation and the interference of the airflow disturbance can cause the carrier-based aircraft carrier landing failure if the carrier-based aircraft cannot be controlled well. This article focuses on building a carrier-based aircraft landing dynamics model considering height effect, and studying of the physical mechanism of carrier-based aircraft landing process. The fuzzy PID control system is designed for different control channels. Through comparative analysis, its strengths and weaknesses are realized. The throttle lever height feedback PID controller is filtered out as a control system under the airflow disturbance. Simulation results verify the effectiveness of the controller.

Key words: carrier-based aircraft; aft-flow disturbance; fuzzy control; PID control; energy compensation

0 引言

近年来, 国内在航空母舰方面发展迅速, 故航母的相关研究也越来越受重视。舰载机着舰技术是现代航空母舰/舰载飞机系统的关键技术, 影响舰载机着舰的两个重要因素是着舰点的运动^[1]和舰尾流的影响^[2]。舰载机在航母上的安全着落, 主要表现为在舰尾流干扰下, 对飞机下滑轨迹进行高

精度的快速跟踪控制^[3]。从飞行控制的角度来看, 更为棘手的问题是自然飞机在着舰过程中操纵性下降, 对于操纵性下降原因主要有两种观点, 一种归结为低动压下飞机阻力曲线过于陡峭, 另一种归结为低动压下飞机舵面操纵效率下降^[4]。从控制系统设计的角度来看, 舰载机着舰操纵的困难不能简单归结于自然飞机飞行特性的下降和舵面效率的下降, 而应寻找更加深刻的舰载机着舰过程物理机理。

本文从“力与运动的动态关系”和“能量转换”两个角度综合分析舰载机着舰的控制过程, 并利用模糊 PID 控制器的快速收敛能力对比分析升降舵

和油门杆两个控制量,迎角、速度和高度三个反馈量,共六个控制通道的控制机理和内在关系,六个通道各有特点,只有合理使用六个通道的特点,才能全面解决舰载机着舰操纵困难的问题。

1 搭建舰载机着舰数学模型

1.1 搭建飞机动力学模型

由于舰载机一般采用等角下滑着舰^[5],其飞行高度持续变化,高度变化对飞行产生影响,所以不存在用于建立纵向小扰动方程的理想“基准运动”。因舰载机着舰过程的高度变化不大,采用“基准配平点”推导纵向小扰动运动方程,即把飞机初始的配平状态作为小扰动法的参照基准,“基准配平点”的数学意义大于其物理意义。本文只建立飞机纵向运动方程,这些方程及其线性化的常规方法不再赘述。

1.2 加载舰尾流扰动模型

航空母舰大气尾流的稳态分量是舰尾流的主要组成部分,在垂向产生一种特有的雄鸡尾式的气流,其方向与相对舰尾的位置有关,临近舰尾为下洗气流,而随着到舰尾距离的增加,气流逐渐由下洗变为上洗,纵向情况类似。在进舰过程中,飞机先遭遇上洗气流会诱使飞行员推杆,而接近舰尾时变为下洗,使飞行员来不及拉杆,影响着舰安全。通过对已有数据的描点,拟合后得到雄鸡尾流的数学表达式(式 1)^[6]。仿真时,在着舰的前 8 s 加载雄鸡尾流。

$$\begin{cases} ug_1(t_1) = -0.007 2t_1^5 + 0.113 7t_1^4 - \\ \quad 0.591 0t_1^3 + 1.355 2t_1^2 - \\ \quad 0.64t_1 + 1.171 5 \\ wg_1(t_1) = -0.000 1t_1^5 - 0.006 6t_1^4 + \\ \quad 0.069 8t_1^3 + 1.338 9t_1^2 - \\ \quad 2.667 9t_1 - 0.114 9 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $ug_1(t_1)$ 为水平风,顺风为正,单位为(feet/s); $wg_1(t_1)$ 为垂直风,向下为正,单位为(feet/s); t_1 为雄鸡尾流加入系统的时间。

气流扰动改变飞机空速的大小和方向,空速方向的改变又改变飞机的迎角大小。本文的加载方法是:将气流扰动引起的迎角变化和空速大小变化

以“扰动量”的形式引入仿真系统,然后把在气流坐标系中计算的结果转换到航迹坐标系中,作为实际输出结果。

2 控制无风情况下的航迹稳定

2.1 舰载机着舰过程物理机理

舰载飞机进场着舰时飞机以较低的速度飞行,通常在“低速大迎角下滑”的飞行状态下工作,飞机的操纵特性大幅下降。此时,飞机的航迹角难以跟踪姿态角的变化,而航迹的偏差又会带来速度的偏移,进而带来高度的偏移。这对于舰载机安全着舰非常不利,为了设计舰载机着舰航迹稳定控制系统,分析操纵性下降的原因是非常必要的。

2.1.1 舰载机着舰动态受力

力是改变物体运动状态的原因,而在飞行力学中,飞机的受力同时受到飞机运动状态的影响。影响飞机受力的动态量主要包括速度、迎角变化率和俯仰角变化率,静态量主要包括飞机的高度、航迹角、姿态角和迎角。忽略升降舵带来的阻力增量,忽略马赫数对力和力矩系数的影响,考虑仿真中两个相邻的时刻 t_1 和 t_2 ,从 t_1 时刻到 t_2 时刻飞机上发生的力与运动的相互影响的关系如图 1 所示。图中,左边的 F_x, F_y 和 M 代表飞机在 t_1 时刻的受力,右边的 F_x, F_y 和 M 代表飞机在 t_2 时刻的受力, dp 代表油门杆操纵量, de 代表升降舵操纵量。

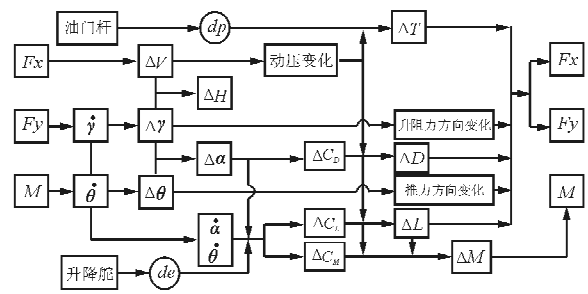


图 1 力和运动的关系

Fig. 1 Relationship between force and motion

从图 1 可以看出:速度是影响动压的主要因素,迎角是决定升力系数、阻力系数和力矩系数大小的重要指标;速度和迎角稳定虽然不代表飞机航迹稳定,但是对飞机航迹稳定具有重要的意义;油门杆输入直接控制推力的大小,升降舵输入主要是

为飞机带来一定的力矩系数增量。

2.1.2 舰载机着舰过程的飞机能量转换分析

飞机的飞行是利用大气实现一种能量转换,把发动机产生的能量转换为飞机的高度势能和动能,不同的飞行状态和大气环境具有不同的能量转换方向和强度,下文从能量转换的角度对舰载机着舰过程进行分析。

飞机飞行的速度和高度代表飞机所具有的机械能。飞机的迎角和速度在一定意义上代表飞机和大气能量转换的剧烈程度,因为迎角主要决定大气作用于飞机的升力和阻力的大小,而速度决定飞机动压的大小,动压全方位影响作用于飞机的力和力矩的大小。升降舵的偏转主要引起飞机纵向俯仰力矩的变化,不改变飞机总能量,只改变飞机上能量转换的方向,而油门杆直接为飞机添加能量^[7]。

2.2 模糊 PID 控制器

随着计算机技术的发展,利用人工智能的方法将操纵人员的调整经验作为知识存入计算机,根据实际情况,计算机自动调整 PID 参数,因此出现了智能 PID 控制器。该种控制器把古典的 PID 控制与先进的专家系统相结合,实现系统的最佳控制,它无须精确确定对象模型,只须将操作人员(专家)长期实践积累的经验知识通过控制规则模型化,然后运用推理便可对 PID 参数实现最佳调整。

为了编程和调整的方便,使用五个单位量进行模糊集合划分:偏差单位量,偏差变化率单位量以及三个 PID 控制参数单位量。模糊集合划分及隶属度函数如图 2 所示。

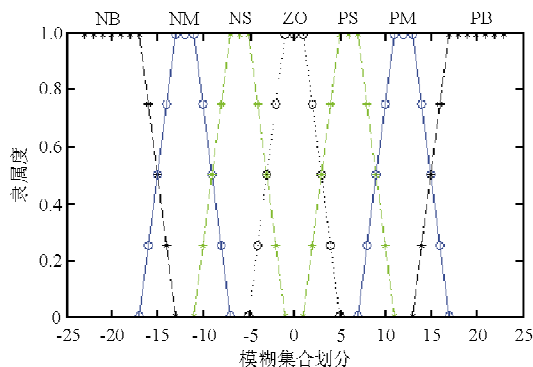


图 2 模糊集合划分及隶属度函数

Fig. 2 Fuzzy set partition and membership function

与传统的三角形隶属度函数不同,本文采用梯形隶属度函数。NB、NM、NS、ZO、PS、PM、PB 分别表示负大、负中、负小、零、正小、正中、正大七个模糊集合,横坐标的单位为针对反馈量或 PID 控制参数所定义的单位量,纵坐标表示隶属度,模糊控制器的调参也主要针对这些单位量的大小进行调整。模糊规则代表专家的经验 and 知识,是模糊控制的核心内容,本文采用文献[5]使用的模糊规则表。

模糊 PID 控制具体实现过程为:在不接入模糊控制时进行仿真试验,手动对 PID 控制器进行初步调参,使得系统基本达到收敛,然后接入模糊推理机,在线调整 PID 参数,控制器的结构图如图 3 所示。

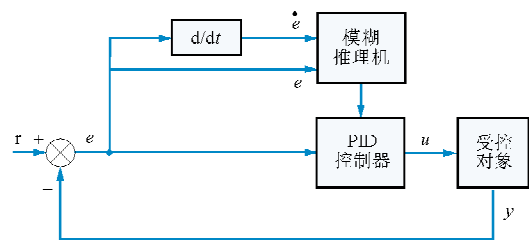


图 3 模糊 PID 控制系统

Fig. 3 Fuzzy PID control system

本文采用模糊控制系统进行 PID 参数的在线自整定,从实际控制效果来看,不仅实现了 PID 参数的整定,也大大加快了反馈量的收敛速度。

2.3 六个控制通道的物理机理

舰载机着舰过程主要是纵向运动,飞机的控制依靠升降舵和油门杆,而迎角、速度和航迹是舰载机着舰过程中重要的反馈量,通过仿真探索两个控制量三个反馈量,即六个通道的内在关系。

在无风情况下,给飞机加载 2° 俯仰角脉冲扰动输入。经过仿真实验发现:模糊控制的接入对迎角反馈和速度反馈控制具有非常积极的作用,加快收敛速度,同时不影响收敛精度;模糊控制的接入对高度反馈的控制具有负面作用,虽然加快了收敛速度,但是降低了收敛精度。因此,对迎角反馈和速度反馈使用模糊 PID 控制器,对高度反馈只使用常规 PID 控制器,参数设定如表 1 所示。

表1 六种控制器的PID参数设定

Table 1 Parameter settings for six PID controllers

控制形式	PID参数	设定值
油门杆—迎角	比例项控制参数(K _p)	70
	微分项控制参数(K _i)	-0.05
	积分项控制参数(K _d)	-6
油门杆—速度	比例项控制参数(K _p)	-0.45
	微分项控制参数(K _i)	-0.0187
	积分项控制参数(K _d)	-4.3
油门杆—高度	比例项控制参数(K _p)	0.1
	微分项控制参数(K _i)	0.1
	积分项控制参数(K _d)	70
升降舵—迎角	比例项控制参数(K _p)	40
	微分项控制参数(K _i)	-0.5
	积分项控制参数(K _d)	0.3
升降舵—速度	比例项控制参数(K _p)	-0.009
	微分项控制参数(K _i)	0.01
	积分项控制参数(K _d)	18
升降舵—高度	比例项控制参数(K _p)	-0.0011
	微分项控制参数(K _i)	0.01
	积分项控制参数(K _d)	22

2.3.1 迎角反馈通道

迎角反馈通道的仿真结果如图4所示,“1”为未加控制高度偏移,“2”为升降舵迎角反馈通道,“3”为油门杆迎角反馈通道。

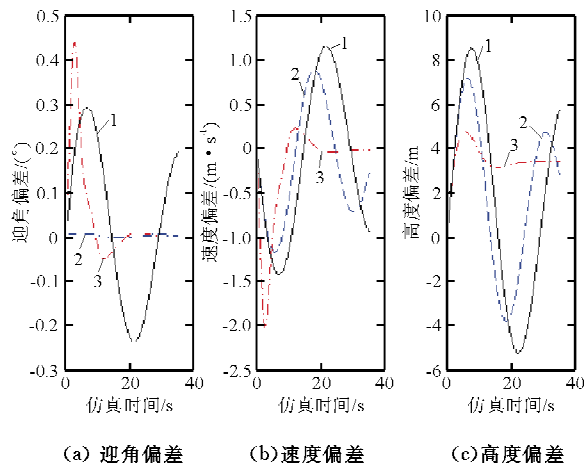


图4 迎角反馈通道的仿真结果

Fig. 4 Simulation results of angle of attack feedback channel

从图4可以看出:在升降舵的控制下,飞机非常好地实现了迎角的稳定,与此同时速度和高度稳定都有了一定地改善;在油门杆的控制下,飞机的迎角在23s时基本进入稳定,与此同时飞机的速

度和航迹都进入了稳定,只是航迹有一个稳态增量。从图1可以看出:升降舵通道为飞机引入了力矩系数增量,力矩产生的直接影响是给飞机带来姿态角的变化,姿态角接通迎角;油门杆控制推力的大小,推力影响法向力和切向力的大小,其中法向力对应航迹角的大小,从而接通迎角。

用姿态角来适应迎角的变化优点是响应非常快,缺点是姿态角的变化同时带来了推力方向的变化,而且姿态角的调整无法直接干涉飞机的航迹角,这可以解释升降舵迎角通道快速进入稳定,但速度和航迹只有微小的改善的原因。而油门杆迎角通道是通过航迹角来控制迎角,它对飞机的航迹稳定也有一定的控制效果,最终飞机几乎实现了“稳定的飞行”,只是偏离了理想的飞行轨迹。

从能量的角度来看,迎角稳定是飞机上能量转换剧烈程度的标志之一,升降舵控制下的迎角稳定对飞机上的能量转换具有一定的抑制效果,但是由于飞机上能量转换剧烈程度的另一个标志——速度没有稳定,所以飞机的整体能量并未进入稳定。油门杆直接为飞机提供能量,可以最终实现飞机稳定飞行,然而由于推力同时带来了切向力的增量,这无法在迎角中反映出来,所以对于油门杆的使用并不充分,这是此通道用了23s才使飞机稳定的原因。

2.3.2 速度反馈通道

速度反馈通道的仿真结果如图5所示,“1”为未加控制高度偏移,“2”为升降舵速度反馈通道,“3”为油门杆速度反馈通道。

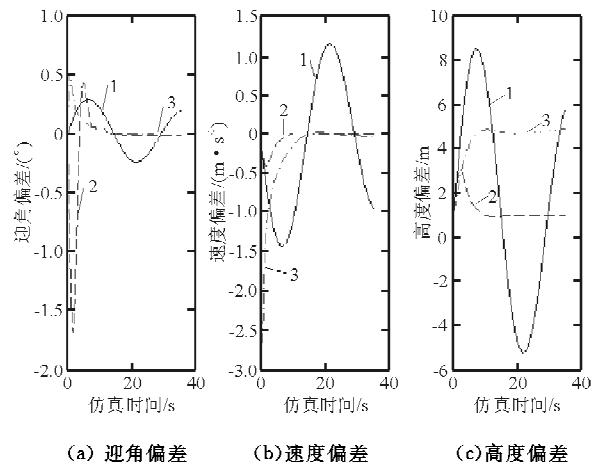


图5 速度反馈通道的仿真结果

Fig. 5 Simulation results of speed feedback channel

从图5可以看出:在升降舵的控制下,飞机的速度和航迹在10 s时就稳定下来,而迎角的稳定稍有滞后,航迹稳定有一个较小的稳态增量;在油门杆控制下,飞机的速度、迎角和航迹都在18 s左右进入稳定,而且航迹有一个较大的稳态增量。从图1可以看出:升降舵通过控制姿态角实现推力方向的变化,借此来直接干涉切向力的大小,以接通速度通道;而油门杆控制速度简单直接,通过推力的大小来调整切向力的大小。

速度稳定决定了飞机的动压稳定,从而对飞机受力的稳定具有全面的影响,这是速度反馈响应快的原因。升降舵通道通过调整推力的方向来改变切向力大小,其调整比较精细,对于飞机能量扰动不大的情况,优势明显。油门杆通道的优点是控制力度大,缺点是略显细腻不足,响应相对比较慢,精确度也较低。

从能量的角度来看,速度既是飞机动能大小的标志,又是飞机上能量转换剧烈程度的重要标志。升降舵控制速度优点是响应非常快,缺点是升降舵不直接给飞机带来能量,在飞机能量转换过于剧烈时,控制能力不够。油门杆为飞机添加能量,直接进行能量大小的控制,然而由于没有考虑到飞机上能量的转换,新引入的能量未必全部起正面作用,所以响应速度并不是很快。

2.3.5 高度反馈通道

高度反馈通道的仿真结果如图6所示,“1”为未加控制高度偏移,“2”为升降舵高度反馈通道,“3”为油门杆高度反馈通道。

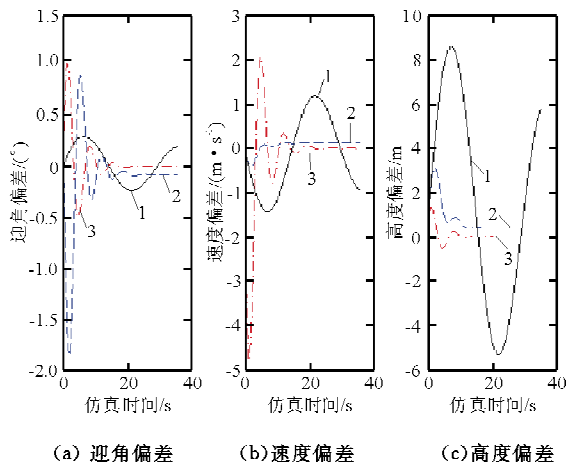


图6 高度反馈通道的仿真结果

Fig. 6 Simulation results of height feedback channel

从图6可以看出:在升降舵控制下,飞行高度在18 s时进入相对稳定,有一个很小的稳态增量。三个反馈量都有一个稳态增量;在油门杆控制下,飞行高度在17 s实现了完全的收敛,而迎角和速度也在25 s左右实现了完全收敛。从图1可以看出:升降舵控制高度是通过改变飞机的俯仰角以影响迎角和推力的方向,借此来改变飞机的法向力大小,再通过航迹角的调整来实现飞行高度的控制;油门杆控制推力的大小,同时影响法向力和切向力的大小,而高度与速度和航迹角具有直接的关系。

升降舵通道是常规控制飞机升降的方法,然而由于舰载机着舰状态下,高度和速度存在强耦合关系,升降舵控制下的高度反馈对速度的调整不够精确,所以在速度无法精确稳定的情况下,即使高度是反馈量,也无法完全实现收敛。使用油门杆可以直接控制所有影响高度的量,在飞机高度进入稳定之后的8 s左右,飞机的速度和迎角才进入稳定,这反映了油门杆通道中航迹角对于高度控制的核心作用。航迹角的调整同时抵消了速度扰动和迎角扰动对飞机高度的影响,这是由于舰载机处于下滑状态,推力在法向的分量较多,推力大小的变化对于飞机的航迹角具有很明显的控制效果,这在一定程度上避开了飞机速度和高度的耦合。

从能量的角度来看,高度是飞机势能大小的体现,升降舵调整飞机能量转换的方向,油门杆直接为飞机提供能量。舰载机着舰状态下的速度和高度存在强耦合,通过升降舵调整势能和动能分配的方法不够精确,而油门杆直接提供的能量,在下滑飞行中部分能量直接成为飞机的势能,所以控制效果良好。

3 有风情况下的航迹稳定控制

3.1 斜坡风输入情况

本文建立的动力学数学模型为线性模型,在飞行状态和基准状态差异过大时,出现仿真结果失准的情况,这会导致仿真失去准确性。在有风情况下,若没有控制器,仿真得到的飞行轨迹具有夸大实际飞行轨迹的可能,而在加载控制器的情况下,控制器的性能越好,仿真结果也越准确。

为飞机加载一个斜坡风输入,如图7所示。

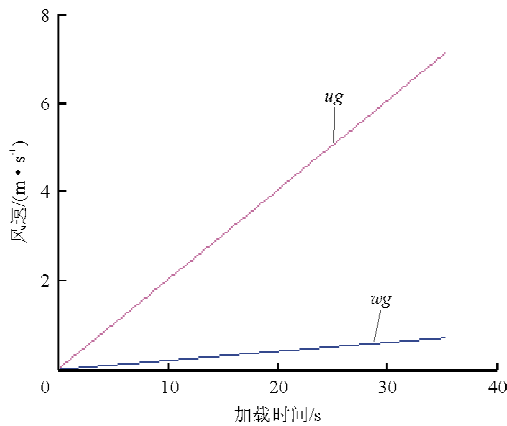


图 7 斜坡风

Fig. 7 Slope wind

与无风情况下的研究方法相同,采用的六种 PID 控制器如表 2 所示。

表 2 六种 PID 控制器的参数设定

Table 2 Parameter settings for six PID controllers

控制形式	PID 参数	设定值
油门杆一迎角	比例项控制参数(Kp)	100
	微分项控制参数(Ki)	0.1
	积分项控制参数(Kd)	2
油门杆一速度	比例项控制参数(Kp)	-3.85
	微分项控制参数(Ki)	0.5
	积分项控制参数(Kd)	-0.02
油门杆一高度	比例项控制参数(Kp)	0.9
	微分项控制参数(Ki)	0.0001
	积分项控制参数(Kd)	70
升降舵一迎角	比例项控制参数(Kp)	-0.8
	微分项控制参数(Ki)	1
	积分项控制参数(Kd)	-0.3
升降舵一速度	比例项控制参数(Kp)	0.009
	微分项控制参数(Ki)	1
	积分项控制参数(Kd)	0.2
升降舵一高度	比例项控制参数(Kp)	-0.01
	微分项控制参数(Ki)	3
	积分项控制参数(Kd)	3

在斜坡风情况下,不同 PID 控制器的仿真结果如图 8 所示,“1”为未加控制高度偏移,“2”为升降舵迎角反馈控制器,“3”为油门杆迎角反馈控制器,“4”为升降舵速度反馈控制器,“5”为升降舵高度反馈控制器,“6”为油门杆速度反馈控制器,“7”为油门杆高度反馈控制器。

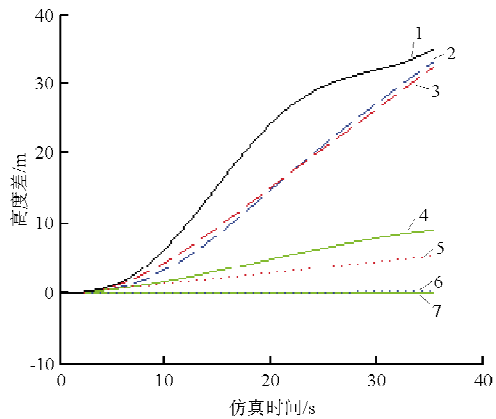


图 8 斜坡风情况下不同 PID 控制器的控制效果

Fig. 8 Control performance of the PID controller in case of slope wind

油门杆高度反馈通道和油门杆速度反馈通道的控制效果最好,这两种控制器控制量变化历程如图 9 所示。

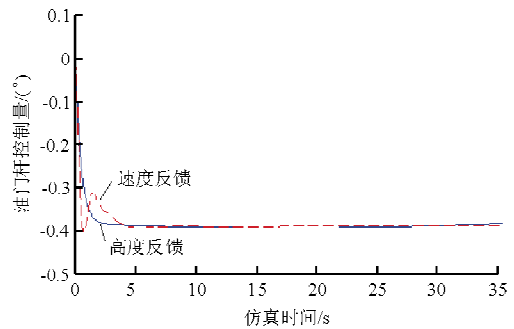


图 9 控制量变化历程

Fig. 9 Changing process of control variable

从图 9 可以看出:油门杆控制量在斜坡风加载 10 s 之后,稳定在 -0.390° 左右;高度反馈控制器在初始阶段有一个控制量的波动,随后严格稳定在 -0.388° ;而速度反馈控制器的控制量始终未处于严格稳定的状态。油门杆高度控制器比油门杆速度控制器更好地实现了航迹控制,这和无风情况下的结果吻合。

从能量的角度来分析,此控制的本质是给飞机持续撤离一定的能量,来抵消斜坡风带给飞机的能量增量。风扰动带来的能量扰动非常大,油门杆控制力度大的优势得到了体现,有效地应对了风扰动带来的能量扰动。

3.2 舰尾流扰动情况

舰尾流的强度和斜坡风差别不大,但是存在较

强的风切变,其控制难度要大得多。使用油门杆进行控制,迎角和速度反馈使用模糊 PID 控制器,高度反馈只使用常规 PID 控制器,PID 参数设定如表 3 所示。

表 3 三种 PID 控制器的参数设定

Table 3 Parameter settings for three PID controllers

控制形式	PID 参数	设定值
油门杆—迎角	比例项控制参数(Kp)	200
	微分项控制参数(Ki)	1
	积分项控制参数(Kd)	2
油门杆—速度	比例项控制参数(Kp)	-0.5
	微分项控制参数(Ki)	1
	积分项控制参数(Kd)	-0.6
油门杆—高度	比例项控制参数(Kp)	2
	微分项控制参数(Ki)	0.01
	积分项控制参数(Kd)	70

在舰尾流情况下,不同 PID 控制器的仿真结果如图 10 所示,“1”为未加控制高度偏移,“2”为油门杆迎角反馈控制,“3”为油门杆速度反馈控制器,“4”为油门杆高度反馈控制器。

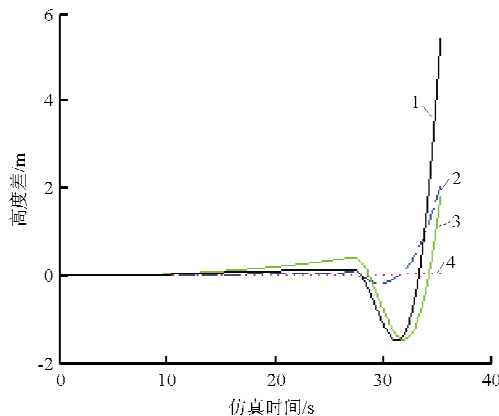


图 10 舰尾流情况下不同 PID 控制器的控制效果

Fig. 10 Control performance of the PID controller in case of aft flow

从图 10 中可以看出,油门杆高度反馈控制器可以很好地实现航迹控制,而速度反馈和迎角反馈控制效果较差。

舰尾流不仅给飞机带来很大的能量扰动,而且能量扰动本身变化非常剧烈。油门杆迎角和速度反馈通道响应比较慢,对于扰动变化剧烈的情况很不适合。油门杆高度反馈通道可以快速精确地实现航迹稳定,通道控制力度大,也在一定程度上避

过了速度和高度耦合的问题,优势明显。

4 结 论

(1) 舰载机着舰过程中,飞机的迎角和速度一起代表了飞机上能量转换的剧烈程度,升降舵迎角控制通道可以实现迎角的稳定控制,但对速度的控制效果较差,升降舵速度控制通道可以同时实现速度和迎角的稳定,但是控制力稍显不够。油门杆迎角控制通道可以实现迎角速度以及航迹的稳定,但提供的能量不能完全用于对迎角的控制,响应非常慢;油门杆速度控制通道简单而直接,但是细腻不足,响应比较慢。

(2) 升降舵高度控制通道存在对速度高度耦合应对不足的问题,可以基本实现迎角、速度和航迹的稳定,但是都有一定的稳态增量;油门杆高度反馈通道可以快速精确地实现航迹稳定,迎角和速度随后进入稳定,此通道在一定程度上避过了速度和高度耦合的问题,优势明显。

(3) 在有风情况下,油门杆控制体现出控制力度大的优势,可以有效应对风扰动带来的飞机能量扰动,油门杆速度通道和油门杆高度通道控制效果最好,在加载舰尾流的情况下,油门杆高度通道更体现了响应速度快的优势,可以很好地实现舰尾流影响下的舰载机航迹稳定控制。

参 考 文 献

- [1] Kaplan P. A study of prediction techniques for aircraft carrier motions at sea[J]. Journal of Liydranautics, 1969, 3(3): 121-131.
- [2] 施亮. 各扰动对舰载机着舰过程的影响分析[J]. 计算机仿真, 2009, 26(12): 46-48.
Shi Liang. Influence of disturbances on ship-based aircraft's landing process[J]. Computer Simulation, 2009, 26(12): 46-48. (in Chinese)
- [3] 徐军, 张明廉, 屠巴宁, 等. 舰载飞机下滑着舰特性研究[J]. 测控技术, 1995, 14(3): 23-25.
Xu Jun, Zhang Minglian, Tu Banning, et al. Studies on slope and landing property of carrier aircraft[J]. Measurement & Control Technology, 1995, 14(3): 23-25. (in Chinese)
- [4] 王新华, 杨一栋, 朱华. 低动压着舰状态下飞机的操纵特性研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 29-32.
Wang Xinhua, Yang Yidong, Zhu Hua. Research characteristics of aircraft in low dynamic pressure situation[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 29-32. (in Chinese)

(下转第 357 页)

- [7] Celik F, Guner M, Ekinci S. An approach to the design of ducted propeller[J]. Mechanical Engineering, 2010, 17(5): 406-417.
- [8] 于子文, 曹义华. 涵道尾桨的 CFD 模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 19-24.
Yu Ziwen, Cao Yihua. CFD simulation and validation of ducted tail rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 19-24. (in Chinese)
- [9] Marc F de Piolenc, George E, Wright Jr. Ducted fan design; Volume I[R]. California; Millennial Year Edition, 2001.
- [10] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
Liu Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese).
- [11] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
Liu Zhengchong. High and low speed wind tunnel aerodynamic and structural design[M]. Beijing: National Defence

Industry Press, 2003. (in Chinese).

- [12] 吕泽舟. 轴流式通风机实用技术[M]. 北京: 机械工业出版社, 2005.
Chang Zezhou. Practical techniques of axial fan[M]. Beijing: China Machine Press, 2005. (in Chinese).
- [13] Henry Borst V, et al. Aerodynamic design and analysis of propellers for miniremotely piloted air vehicles. Volume II Ducted Propellers[R]. USAAMRDL-TP-77-45B, 19

作者简介:

高永卫(1968—),男,博士,教授。主要研究方向:设计空气动力学与实验空气动力学。

黄灿金(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:设计空气动力学。

魏 闯(1984—),男,硕士研究生。研究方向:设计空气动力学与实验空气动力学。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 345 页)

- [5] 邓娟. 舰载飞机自动着舰纵向控制系统设计的理论与仿真研究[D]. 上海: 复旦大学力学与工程科学系, 2010.
Deng Juan. Theory and simulation on design of the longitudinal automatic carrier landing system for carried-based airplane[D]. Shanghai: Department of Mechanics and Engineering Science, Fudan University, 2010. (in Chinese)
- [6] 余勇. 舰载飞机着舰引导特殊技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2000.
Yu Yong. Study of carrier landing system[D]. Nanjing: College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [7] 李爱军, 徐小野, 柯吉, 等. 基于能量的大型飞机纵向着陆控制研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(1): 22-26.

Li Aijun, Xu Xiaoye, Ke Ji, et al. Applying total energy control to designing feasible large aircraft longitudinal landing control system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(1): 22-26. (in Chinese)

作者简介:

巩鹏潇(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学、飞行控制。

詹 浩(1972—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器设计、飞行动力学和流体力学。

柳子栋(1984—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行力学、飞行控制。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 351 页)

- [4] Miles R B, Martinelli L, Macheret S O. Suppression of sonic boom by dynamic off-body energy addition and shape optimization[R]. AIAA-2002-0150, 2002.
- [5] 冯晓强, 李占科, 宋笔锋. 超声速客机低音爆布局反设计技术研究[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1980-1986.
Feng Xiaoqiang, Li Zhanke, Song Bifeng. A research on inverse design method of a lower sonic boom supersonic aircraft configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1980-1986. (in Chinese)
- [6] 但聃. 基于声爆和起降噪声要求的超音速公务机设计[D]. 成都: 成都飞机设计研究所总体设计技术研究部, 2010.
Dan Dan. Supersonic business design based on request of sonic boom and takeoff/approaching acoustics[D]. Chengdu: The Division of Aircraft Overall Design, Chengdu Aircraft Research and Design Institute, 2010. (in Chinese)
- [7] 但聃, 杨伟. 超音速公务机声爆计算与布局讨论[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 7-15.
Dan Dan, Yang Wei. Supersonic business jet sonic boom com-

putation and layout discussion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 7-15. (in Chinese)

- [8] Howe D C. Improved sonic boom minimization with extendable nose spike[R]. AIAA-2005-1014, 2005.

- [9] Donald Freund, Frank Simmons. Quiet spike™ prototype flight test results[R]. AIAA-2007-1778, 2007.

- [10] Frank Simmons, Donald Freund. Quiet spike™: the design and validation of an extendable nose boom prototype[R]. AIAA-2007-1774, 2007.

作者简介:

李占科(1973—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计、结构设计等。

彭中良(1980—),男,硕士研究生。主要研究方向:超声速客机总体设计。

徐合良(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:赵毓梅)