

doi: 10.7690/bgzdh.2015.11.008

飞机着舰轨迹稳定性及飞行员操纵策略研究

赵振宇, 韩 维

(海军航空工程学院飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 针对舰载机着舰时操纵性下降等问题, 通过对飞机受力分析及动态仿真, 得到着舰条件下保持飞机轨迹稳定性的方法, 并对飞行员控制飞机着舰的操纵策略进行了探索。以 F/A-18 舰载机为例, 结合小扰动方程, 分析了飞机在下滑时仅操纵升降舵无法跟踪航迹的原因, 分析飞机各参数对升降舵及油门杆的跟踪响应情况, 给出了着舰时飞行员消除高度误差操纵策略, 并运用 Matlab/Simink 软件仿真了飞机在低动压下的纵向响应特性。仿真结果表明, 利用操纵油门杆来消除下滑时的高度误差的操纵策略是可行有效的。

关键词: 着舰; 轨迹稳定性; 速度稳定性; 操纵策略

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Research of Flight Path Stability and Pilot Control Strategy in Carrier Landing

Zhao Zhenyu, Han Wei

(Department of Airborne Vehicle Engineering, Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China)

Abstract: Aiming at the problem about handling characteristics degradation when aircraft landing on carrier, through analyze the dynamic of aircraft and simulate the flight process, acquire a method to keep the flight path stability and explore the relevant pilot control strategy. Simulating the aircraft longitudinal response characteristics in low dynamic pressure situation on the basis of the aircraft model of F/A-18 by the MATLAB/SIMILINK software, and analyzes the reason about why the aircraft can't track the flight path by using elevator or throttle lever when carrier landing. Finally, according to analyzes the response of aircraft's parameters after use the elevator or throttle lever and gives the control strategy when appearing the height error in carrier landing, and through simulation proved the method is feasible.

Keywords: carrier landing; flight path stability; speed stability; control strategy

0 引言

由于受舰载机回收平台、降落环境和作战性能等条件的限制, 飞机在着舰时其速度一般都比较低, 往往会小于飞机的有利速度, 此时飞机将不具有轨迹稳定性, 出现操纵性下降, 航迹角响应不良等现象, 增加了舰载机着舰的难度^[1]; 因此, 笔者研究了影响飞机轨迹稳定性的因素及其飞行轨迹不稳定时的状态特性, 并给出相应的操纵策略, 为飞机人工着舰提供参考。

1 飞机着舰轨迹稳定性分析

飞行轨迹稳定性指的是在保持飞机油门杆位置不变的情况下, 飞行员通过操纵升降舵来保持飞机的航迹时, 飞机速度是否稳定的特性。因此飞行轨迹稳定性的实质是飞行速度的稳定性^[2]。

舰载飞机在着舰过程中处于低速大迎角飞行阶段, 其发动机推力基本不飞行速度的变化而改变, 这时其速度稳定性的判别式^[3]为

$$\frac{dT_R}{dv} > 0 \text{ 或 } \frac{dT_R}{dq} > 0. \tag{1}$$

式中: T_R 为飞机需用推力; $q = \frac{1}{2} \rho v^2$ 。

飞机在下滑段作轨迹等速直线飞行, 其轨迹倾角为 γ , 迎角为 α , 并且 $\frac{dv}{dt} = 0$, $\frac{d\gamma}{dt} = 0$, 对飞机进行受力分析如图 1 所示。

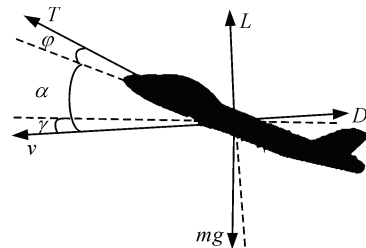


图 1 简化飞机受力分析

则飞机纵向的动力学方程为

$$\left. \begin{aligned} D &= C_D q S = T_R b_2 - a_1 \\ L &= C_L q S = a_2 - T_R b_1 \end{aligned} \right\}. \tag{2}$$

式中: $a_1 = mg \sin \gamma$; $a_2 = mg \cos \gamma$; $b_1 = \sin(\alpha + \varphi)$, $b_2 = \cos(\alpha + \varphi)$, α 为迎角, φ 为发动机的安装角。

由此得出:

收稿日期: 2015-07-31; 修回日期: 2015-08-29

作者简介: 赵振宇(1990—), 男, 山西人, 硕士, 从事飞行器动力学研究。

$$\left. \begin{aligned} T_R &= \frac{a_2 x + a_1 y}{b_1 x + b_2 y} \\ q &= \frac{a_2 - T_R b_1}{S y} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中： $x = C_D$ ； $y = C_L$ 。因此：

$$\frac{dT_R}{dq} = \frac{d(T_R)}{d\left(\frac{a_2 - T_R b_1}{S y}\right)} = S y^2 \frac{dT_R}{b_1 T_R dy - b_1 y dT - a_2 dy} \quad (4)$$

代入相关参数得

$$\begin{aligned} \frac{dT_R}{dq} &= S y dy \left(\frac{x/y - dx/dy}{b_1 dx/dy + b_2} \right) = \\ &= \frac{S y dy}{b_1 dx/dy + b_2} \left(\frac{x}{y} - \frac{dx}{dy} \right) = A \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{dC_D}{dC_L} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

其中 $A = \frac{S y dy}{b_1 dx/dy + b_2} > 0$ 。

则此时飞机速度稳定的判别式可改写为：

$$\frac{C_D}{C_L} - \frac{dC_D}{dC_L} > 0 \quad (6)$$

联系飞机极曲线图及推力曲线可知，图 2(a)中过原点的直线与极曲线相切于 m 点（该点对应的是图 2(b)上的 m 点），此时 $K=0$ ，速度中立稳定，在图 1 中 m 点以下（图 2 中 m 点右侧）， $K>0$ ，为速度稳定区，此时飞行员仅通过操纵升降舵来保持航迹，飞机不会出现速度不稳定现象。反之当 $K<0$ 时，速度不稳定，飞行员仅操纵升降舵无法保持航迹。

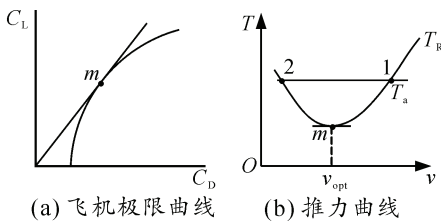


图 2 飞机极曲线、推力曲线

也就是说，飞机速度不稳定是造成飞机轨迹不稳定的原因。当飞行速度大于有利速度时，飞行轨迹是稳定的，反之飞行轨迹是不稳定的。

在现代飞机着舰下滑时，其着舰速度大都小于有利速度，这时仅通过操纵升降舵已经无法跟踪飞机的下滑轨迹；因此，飞行员需用“反区”操纵的方式来操纵飞机^[4]，才可能保持闭环条件下的轨迹稳定性。

2 低动压下飞机纵向动态特性

根据文献[5]给出的气动参数，可得到 F/A-18

飞机纵向小扰动方程组。F/A-18 飞机在着舰过程中，处于 $v = 70 \text{ m/s}$ ， $\gamma = -3.5^\circ$ ， $\alpha = 8.1^\circ$ 的配平状态。

2.1 升降舵阶跃输入下飞机本体的响应

由图 3~图 5 可以看出：升降舵在 3 s 时向前推杆，偏转 1° ，飞机的速度、航迹角都是不稳定的，在开始时 $\Delta\gamma < 0$ 减小；但是这种趋势无法得到保持，13 s 之后 $\Delta\gamma > 0$ ，最终出现了压杆航迹角上升的现象，压杆初始飞机的高度变化量减小符合正常的操纵习惯，但是随着航迹角的增加，高度变化量也开始增加，出现了飞行轨迹上升的反操纵现象。

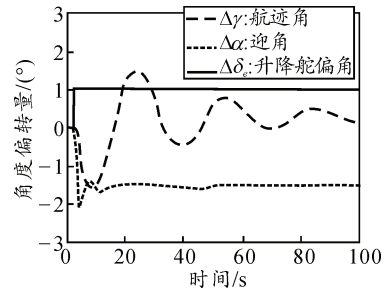


图 3 飞机本体 $\Delta\gamma$ 、 $\Delta\alpha$ 对 $\Delta\delta_c$ 的阶跃响应

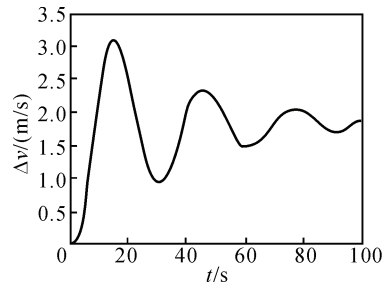


图 4 飞机本体 Δv 对 $\Delta\delta_c$ 的阶跃响应

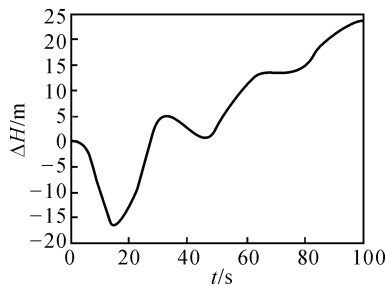


图 5 飞机本体 ΔH 对 $\Delta\delta_c$ 的阶跃响应

由飞机纵向小扰动方程得

$$\begin{aligned} \Delta\gamma mg \cos \gamma_* &= \Delta T \cos(\alpha_* + \varphi) - \\ &T_* \sin(\alpha_* + \varphi) \Delta\alpha - \Delta D - m d\Delta v / dt \end{aligned} \quad (7)$$

因为油门干不动， $\Delta T = 0$ ，所以：

$$\Delta\gamma = - \frac{T_* \sin(\alpha_* + \varphi) \Delta\alpha + \Delta D + m d\Delta v / dt}{mg \cos \gamma_*} \quad (8)$$

当飞机推杆时， $\Delta\alpha < 0$ ， $\Delta D < 0$ ，始时 $d\Delta v / dt > 0$ 占主导，但是随着时间的推移 $d\Delta v / dt$ 所占比重越来越小，并且由于飞机着舰时在阻力曲线被面^[6]，阻

力随着速度的增加而减小，因此 $\Delta\gamma$ 先减小后增大。

2.2 油门杆阶跃输入下飞机本体的响应

由图 6~图 8 可以看出：当在 3 s 时前推油门杆，偏转 1° ，飞机的速度和迎角都在小范围内振荡，近似没变， $\Delta\gamma > 0$ ，飞机爬升。分析其原因，由下式可知：

$$\Delta\gamma = \frac{\Delta T \cos(\alpha_s + \varphi) - T_s \sin(\alpha_s + \varphi) \Delta\alpha - \Delta D - md \Delta v / dt}{mg \cos\gamma_s} \quad (9)$$

当前推油门杆时， $\Delta T > 0$ ，因为 $\Delta\alpha$ 几乎没有变化，使得 $\Delta D = 0$ ，同时飞机速度变化率也很小，使得 $\Delta\gamma > 0$ ，飞机爬升，发动机推力增加带来的能量增加转化为了飞机的势能。

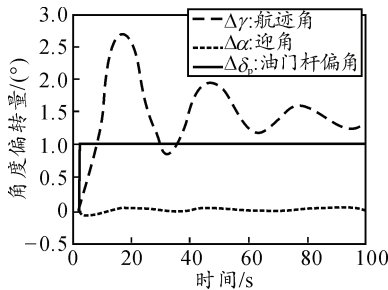


图 6 $\Delta\gamma$ 、 $\Delta\alpha$ 对 $\Delta\delta_p$ 的阶跃响应

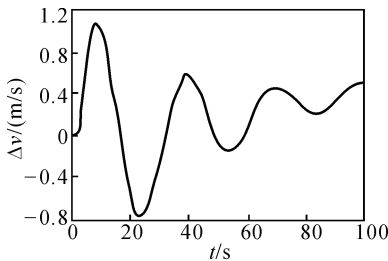


图 7 Δv 对 $\Delta\delta_p$ 的阶跃响应

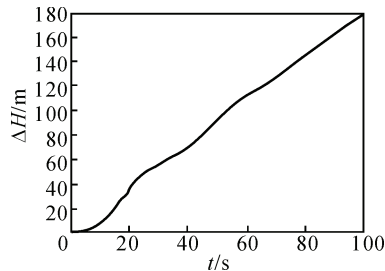


图 8 ΔH 对 $\Delta\delta_p$ 的阶跃响应

3 着舰下滑时飞机操纵策略

现代舰载飞机在着舰过程中，为了增加拦阻着舰的安全性和成功率，大都采用等角下滑的方式降落，即当舰载飞机截获合适的下滑道后，需保持下滑航迹角、迎角、速度不变，直至舰载飞机与航空母舰飞行甲板啮合，实现撞击式着舰^[7]，整个过程

持续 23 s 左右。

由图 9、图 11 可以看出：升降舵偏转后，速度和迎角的响应性较好，但响应幅值偏大，波动也较大，并且航迹角对升降舵响应性偏差。因此在着舰时，用升降舵多控制飞行高度会比较困难，并且升降舵偏转会引起飞机迎角的变化，这与保角下滑的着舰策略相悖。

由图 10、图 11 可以看出：飞机各参数对油门杆偏转的响应都很理想，并且飞机的速度、迎角都不会因油门杆偏转而产生大的偏差，飞机航迹角对推力的响应略有延迟，但稳定性较好，飞机各参数对油门杆的响应平缓，容易控制。

首先研究飞机各参数对升降舵、油门杆偏转的跟踪响应情况。

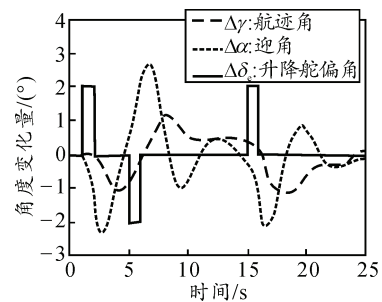


图 9 $\Delta\gamma$ 、 $\Delta\alpha$ 对 $\Delta\delta_c$ 的阶跃响应

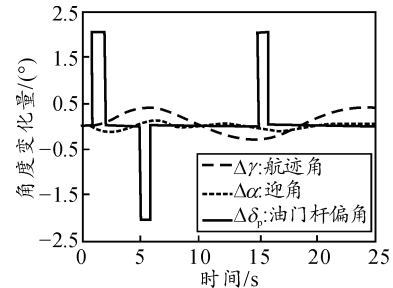


图 10 $\Delta\gamma$ 、 $\Delta\alpha$ 对 $\Delta\delta_p$ 的阶跃响应

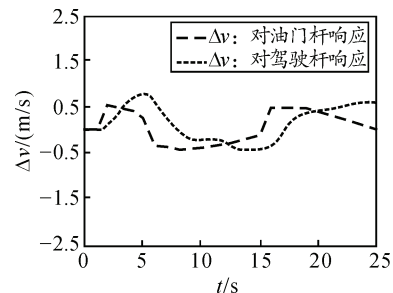


图 11 Δv 对 $\Delta\delta_p$ 、 $\Delta\delta_c$ 的阶跃响应

分析图 9~图 11 中的变量，可知同样的小角度偏转，升降舵偏转引起的飞机各参数的变化都比油门杆引起的大，并且波动较大，不易控制；而油门杆偏转后飞机各参数，变化平缓，响应幅值较小。因此在飞机着舰下滑过程轨迹跟踪的过程中，使用

油门杆来纠正飞机的下滑偏差会比较容易实现。

飞机在着舰下滑时，飞行员根据“肉球”的颜色和移动速度来判断飞机的下滑轨迹的高低，从而操纵飞机对下滑轨迹进行修正。这时飞行员、飞机、菲涅耳透镜三者组成了一个闭环系统。

飞机在配平状态下，如果出现高度偏差，即从菲涅耳透镜看到“肉球”偏差^[8]，由上述分析知，飞行员可通过操纵油门杆来修正偏差，从而实现轨迹跟踪。

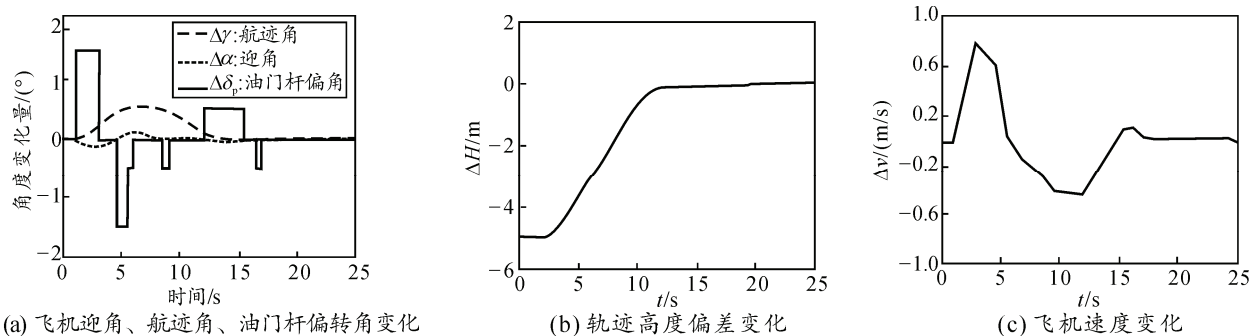


图 12 操纵油门杆消除高度误差仿真

4 结论

舰载飞机在着舰下滑时，如果速度小于有利速度，其轨迹是不稳定的，此时飞机的各参数对升降舵的响应都不理想，并且仅通过操纵升降舵很难实现轨迹跟踪，这时应采用“反区”操纵策略来操纵飞机。通过仿真验证可知，操纵油门杆来消除下滑时高度误差的操纵策略是可行有效的。

参考文献：

- [1] 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.
- [2] 熊海泉, 刘昶, 郑本武. 飞机飞行动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990: 15-19.

用 Matlab/Simulink 软件仿真飞机被下滑道捕获后，出现轨迹偏低 5 m(约半个“肉球”)后航迹纠正的过程。由图 12(a)、(b)、(c)可以看出：在 2 s 时飞行员开始操纵油门杆来消除偏差，通过偏转油门杆，高度偏差在第 12 s 时基本被消除；并且在运用油门杆消除高度偏差的同时飞机航迹角、迎角、速度都没有发生大的波动并最终稳定在了配平状态，这表明用油门杆来消除下滑过程中出现的高度偏差是可行有效的。

- [3] 方金城. 关于飞机速度稳定性的判别式问题[J]. 飞行力学(述评与展望), 1983(2): 1-20.
- [4] 范晔, 袁锁中. 着舰状态飞行员控制策略研究[J]. 飞行力学, 2008(6): 37-40.
- [5] 刘冰. 基于 LQG/LTR 方法的舰载飞机自动着舰系统设计的理论及仿真研究[D]. 上海: 复旦大学, 2010: 25-41.
- [6] J D, George E C. A Flight Evaluation of the Factors Which Influence the Selection of Landing Approach Speeds[R]. NASA-MEMO-10-6-58A, 1958.
- [7] 彭兢. 舰载机进舰着舰的自动引导和控制研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001: 7-8, 57-59.
- [8] 朱齐丹, 赵恩娇, 张雯, 等. 飞行员着舰纵向控制研究[J]. 计算机仿真, 2013, 30(5): 112-114.

(上接第 25 页)

4 结束语

笔者提出基于实装、实景的射击模拟训练系统的设计思想，并设计了该系统的硬件总体结构，重点设计了嵌入式计算机结构、信号采集与处理单元以及显示单元。在软件开发中，笔者重点研究了视景仿真系统的实景产生方法和弹道模拟方法，并确定了训练成绩评价准则。分析结果表明：该系统不会影响实装的功能，能够为炮长提供真实的操作和训练环境，并能够提高导弹射击训练的效果。

参考文献：

- [1] 钟孟春, 李程, 张春林, 等. 步兵战车反坦克导弹三点

- 法导引弹道视景仿真[J]. 计算机仿真, 2014, 31(9): 24-27.
- [2] 赵清华, 林学华, 孙少斌. 坦克嵌入式射击训练仿真系统设计与实现[J]. 指挥控制与仿真, 2011, 33(2): 64-67.
- [3] 荣明, 常天庆, 王钦钊, 等. 坦克嵌入式模拟训练系统设计与实现[J]. 火力与指挥控制, 2008, 33(增刊): 128-130.
- [4] 常天庆, 张波, 赵鹏, 等. 系统仿真学报[J]. 火力与指挥控制, 2010, 22(11): 2694-2697.
- [5] 江永政, 刘亚滨, 周滨, 等. 某型车载反坦克导弹模拟训练器设计[C]. 2005 系统仿真技术及其应用学术交流会论文选编, 2005: 509-513.
- [6] 詹漫漫, 严军辉, 卢京潮. 直升机仿真模拟训练集成系统实现[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(4): 1079-1081.