文章编号：1673–1522（2010）02-0133–04

舰载机拦阻着舰动力学研究

陶　杨[a]，贾忠湖[b]，侯志强[b]

（海军航空工程学院 a. 研究生管理大队；b. 飞行器工程系，山东 烟台 264001）

摘　要：舰载机拦阻着舰是舰载机有别于陆基飞机的主要特点，也是造成舰载机高事故率的主要原因。文章通过对舰载机着舰过程的分析建立了较完整的舰载机拦阻着舰动力学方程，并通过对拦阻力所在的拦阻平面研究，依据拦阻钩与拦阻索相对滑动所经历的时间进一步计算出舰载机撞索的安全范围。

关键词：舰载机；拦阻着舰；啮合；撞索位置

中图分类号：V211.53　　**文献标志码：**A

0 引言

与陆基飞机着陆相比而言，舰载机着舰的难度、复杂性和危险性要大得多，为使高速飞行的舰载机能在长度相对陆机飞机着陆跑道要短得多的舰船飞行甲板上顺利着舰，各国海军均采用了舰载机着舰拦阻装置。良好的着舰拦阻是对人员、舰船和舰载机安全的重要保证[1]。在舰载机整个着舰过程中，力学过程最为复杂的是舰载机在甲板滑跑拦阻阶段的受力情况，而此阶段的数学模型也比在空中飞行阶段更加复杂。除了作用在舰载机上的空气动力、发动机推力外，还增加了拦阻力和舰面作用力。考虑到舰载机在滑跑过程中，由于不对称降落和侧风等因素影响会给舰载机机轮带来附加的侧向力，故本文在建模过程中加入了对机轮受力情况的分析。在研究了舰载机滑跑拦阻阶段的受力状态并综合舰载机刚体运动假设之后，建立了舰载机拦阻着舰动力学全量六自由度数学模型。通过分析拦阻钩与拦阻索不同撞索位置与相对滑动时间的关系，给出了舰载机着舰撞索的安全范围。

1 舰载机拦阻过程描述

从理论上说，飞机降落的过程是一个减速运动，它同样遵循牛顿的运动定律。拦阻装置在降落期间需要吸收的能量取决于飞机的质量和开始拦阻时飞机的着舰速度，它必须满足本舰所有舰载机拦阻降落的需要，这是选择拦阻装置时必须达到的指标。此外，拦阻装置对飞机产生的减速度必须是飞机的结构强度和飞行员所能够承受的。

一般固定翼舰载机在飞行甲板上通过蒸汽弹射装置起飞或滑跃起飞遂行完作战任务之后，需要返回舰船。为安全着舰，须经舰船上的着舰引导官通过光学助降装置或全天候电子助降系统引导舰载机沿正确而稳定的下滑航线着舰，以使舰载机拦阻钩能钩住第 2 或第 3 根拦阻索；除此之外，还须准确对中，使舰载机拦阻钩与拦阻索的接合位置最好在拦阻索的中间且拦阻钩运行速度方向垂直于拦阻索。在舰载机着舰之前，舰载机飞行员须向舰船上的着舰引导官或主飞行控制室的飞控官联系，并通报将要着舰的舰载机的型号和重量，以便对拦阻装置的工作参数进行必要的调整，为舰载机着舰安全拦阻作好准备。同时也使引导官或飞控官判断舰载机能否适合着舰，尤其舰载机的重量和着舰速度所构成的着舰动能是否小于拦阻装置的最大可吸收能量。在应急情况下，舰载机飞行员可要求以应急拦阻网形式进行着舰。

2 舰载机受力分析

在舰载机挂上拦阻钩前，作用在飞机的力有重力、气动力、发动机推力、舰面力等力，挂上拦阻钩后，增加了拦阻钩力。舰载机在着舰滑跑阶段的受力情况简图如图 1 所示。图中符号将在下节中予以说明。

收稿日期：2009-09-17；　**修回日期：**2009-12-17

作者简介：陶　杨（1985–），男，硕士生。侯志强（1959–），男，教授，博导，博士。



图 1　舰载机着舰滑跑阶段受力情况示意图

2.1 发动机推力

T 代表发动机推力，其作用在机体对称面内，φ_{T} 为发动机的安装角。

2.2 拦阻力

拦阻力 F 是拦阻钩对拦阻索的作用力，其方向沿着拦阻冲程方向。

无因次拦阻冲程

$$L_{\mathrm{non}}=\frac{L}{L_{\max}}, \tag{1}$$

式中：L 为拦阻冲程；最大值 $L_{\max}=70.104\ \mathrm{m}$[2-3]。

无因次拦阻冲程 L_{non} 与无因次拦阻力 F_{non} 的关系曲线见图 2。

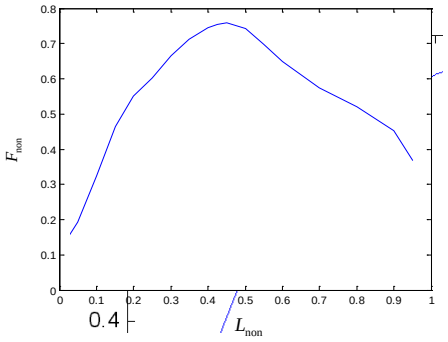


图 2　无因次拦阻力与无因次拦阻冲程关系曲线

拦阻力 F 与无因次拦阻力 F_{non}、无因次拦阻冲程 L_{non} 的关系式为

$$F=\frac{F_{\mathrm{non}}\cdot m\cdot v^{2}}{L_{\mathrm{non}}\cdot \mathrm{g}}, \tag{2}$$

式中：m 为舰载机质量；v 为着舰速度；g 为重力加速度。

2.3 舰面作用力

在此模型中，舰面作用力主要为舰面支反力、摩擦力与机轮所受的侧向力。

机轮所受力情况如图 3 所示。θ_{L} 为前轮与机体坐标轴系的 x 轴之间的夹角；β_{n}、β_{ml} β_{mr} 分别为前轮、左主轮和右主轮的侧偏角（假设 θ_{L} 与 β 均为小角度）；N_{n} 为前轮支反力；N_{ml} 为左主轮支反力；N_{mr} 为右主轮支反力；f_{n}、f_{ml} f_{mr} 为前轮、左主轮和右主轮在舰载机着舰滑跑阶段所受的摩擦力沿垂直于机轮轴线方向的分量；舰载机与舰面之间动摩擦系数为 μ，则近似有 $f_{\mathrm{n}}=\mu N_{\mathrm{n}}$，$f_{\mathrm{ml}}=\mu N_{\mathrm{ml}}$，$f_{\mathrm{mr}}=\mu N_{\mathrm{mr}}$；$F_{\mathrm{n}}$、$F_{\mathrm{ml}}$ F_{mr} 为前轮、左主轮和右主轮受到的侧向力，即摩擦力沿机轮轴线方向的分量。

为充分考虑侧向力的影响，使计算结果更加精确，在此引用侧向力系数 K_{β}（在侧偏角 β 很小时，$\beta<5°$），侧向力与之近似存在着线性关系，$F(\beta)=K_{\beta}\beta$）[4]，由此得出的侧向力值为 $F_{\mathrm{n}\beta\mathrm{n}}=K_{\beta\mathrm{n}}\beta_{\mathrm{n}}$，$F_{\mathrm{ml}}=K_{\beta\mathrm{ml}}\beta_{\mathrm{ml}}$，$F_{\mathrm{mr}}=K_{\beta\mathrm{mr}}\beta_{\mathrm{mr}}$；$a_{\mathrm{m}}$ 为主轮到质心在舰面上投影之间的距离；a_{n} 为前轮到质心在舰面上投影之间的距离；b_{w} 为主轮间距。

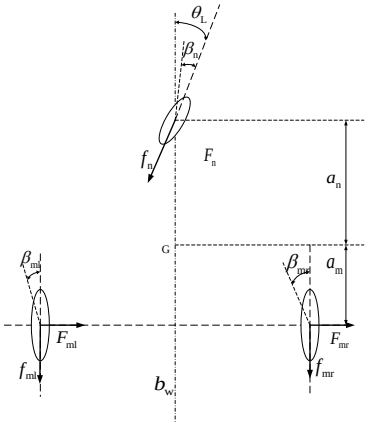


图 3　机轮受力示意图

对于主轮，由于机轮在机体坐标系中的转角始终为零，因此左主轮侧偏角 β_{ml} 和右主轮的侧偏角 β_{mr} 可分别由速度分量计算：

$$\beta_{\mathrm{ml}}=\arctan\left(\frac{v_{\mathrm{z}}-\omega_{\mathrm{y1}}a_{\mathrm{m}}}{v_{\mathrm{x}}+\omega_{\mathrm{y1}}\dfrac{b_{\mathrm{w}}}{2}}\right), \tag{3}$$

$$\beta_{\mathrm{mr}}=\arctan\left(\frac{v_{\mathrm{z}}-\omega_{\mathrm{y1}}a_{\mathrm{m}}}{v_{\mathrm{x}}-\omega_{\mathrm{y1}}\dfrac{b_{\mathrm{w}}}{2}}\right)。 \tag{4}$$

对于前轮，机轮可以相对机体偏转，因此前轮的侧偏角 $\beta_{\mathrm{n}}=\theta_{\mathrm{L}}-\theta_{\mathrm{n}}$，$\theta_{\mathrm{n}}$ 为前轮速度方向与机体 x 轴的夹角，可由运动学关系求解：

$$\theta_{\mathrm{n}}=\arctan\left(-\frac{v_{\mathrm{x}}+\omega_{\mathrm{y1}}a_{\mathrm{n}}}{v_{\mathrm{x}}}\right)。\tag{5}$$

2.4 空气动力

舰载机主要受到的空气动力为升力、阻力和侧力。

升力 Y 表达式为

$$Y=C_{\mathrm{y}}\cdot\frac{1}{2}\rho v^2S\ ,\tag{6}$$

式中：ρ 为来流的空气密度；v 为着舰速度；S 为机翼面积；C_{y} 为升力系数，是一个与迎角 α 有关的无因次数值。

阻力 X 的表达式为

$$X=C_{\mathrm{x}}\cdot\frac{1}{2}\rho v^2S\ 。\tag{7}$$

根据阻力系数随迎角的变化规律，在通常的飞行迎角范围内可以把阻力分为两项。一项是与升力（即迎角）无关的项 C_{x0}，称为零升阻力系数，是一无因次量；另一项为与升力有关的项 AC_{y0}^2，A 为诱导因子。这时，飞机的阻力系数可以写为

$$C_{\mathrm{x}}=C_{\mathrm{x0}}+AC_{\mathrm{y0}}^2\ 。\tag{8}$$

本文中，假设侧力 Z 为 0。

3 舰载机拦阻着舰动力学方程

通过对舰载机着舰过程分析，可以得出其着舰拦阻的全量六自由度动力学方程。

3.1 力方程

根据牛顿第二运动定律，可就舰载机着舰拦阻段受力情况进行分析。

$$\begin{cases}m(\dfrac{\mathrm{d}v_{\mathrm{x}}}{\mathrm{d}t}+\omega_{\mathrm{y}}v_{\mathrm{z}}-\omega_{\mathrm{z}}v_{\mathrm{y}})=T\cos(\varphi_{\mathrm{T}}+\theta_{\mathrm{t}})-F\sin(\delta-\theta_{\mathrm{t}})-f_{\mathrm{ml}}-f_{\mathrm{mr}}-X_{\mathrm{x}}-f_{\mathrm{n}}\cos\theta_{\mathrm{L}}-F_{\mathrm{n}}\sin\theta_{\mathrm{L}}\\ m(\dfrac{\mathrm{d}v_{\mathrm{y}}}{\mathrm{d}t}+\omega_{\mathrm{z}}v_{\mathrm{z}}-\omega_{\mathrm{x}}v_{\mathrm{z}})=Y+T\sin(\varphi_{\mathrm{T}}+\theta_{\mathrm{t}})-mg-F\cos(\delta-\theta_{\mathrm{t}})+N_{\mathrm{n}}+N_{\mathrm{ml}}+N_{\mathrm{mr}}\\ m(\dfrac{\mathrm{d}v_{\mathrm{z}}}{\mathrm{d}t}+\omega_{\mathrm{x}}v_{\mathrm{y}}-\omega_{\mathrm{y}}v_{\mathrm{x}})=F_{\mathrm{n}}\cos\theta_{\mathrm{L}}-f_{\mathrm{n}}\sin\theta_{\mathrm{L}}+F_{\mathrm{ml}}+F_{\mathrm{mr}}-X_{\mathrm{z}}\end{cases},\tag{9}$$

式中：

θ_{t} 为停机时飞机的俯仰角；δ 为拦阻钩臂与飞机横截面之间的夹角。

3.2 力矩方程

为简化计算，假设推力和空气动力的作用点均位于舰载机的质心上。

$$\begin{cases}I_{\mathrm{x}}\dfrac{\mathrm{d}\omega_{\mathrm{x1}}}{\mathrm{d}t}-(I_{\mathrm{y}}-I_{\mathrm{z}})\omega_{\mathrm{y1}}\omega_{\mathrm{z1}}=(N_{\mathrm{ml}}-N_{\mathrm{mr}})\dfrac{b_{\mathrm{w}}}{2}-(F_{\mathrm{n}}\cos\theta_{\mathrm{L}}-f_{\mathrm{n}}\sin\theta_{\mathrm{L}})h_1-(F_{\mathrm{ml}}+F_{\mathrm{mr}})h_2+M_{\gamma}\\ I_{\mathrm{y}}\dfrac{\mathrm{d}\omega_{\mathrm{y1}}}{\mathrm{d}t}-(I_{\mathrm{z}}-I_{\mathrm{x}})\omega_{\mathrm{z1}}\omega_{\mathrm{x1}}=-(F_{\mathrm{ml}}+F_{\mathrm{mr}})a_{\mathrm{m}}+(F_{\mathrm{n}}\cos\theta_{\mathrm{L}}-f_{\mathrm{n}}\sin\theta_{\mathrm{L}})a_{\mathrm{n}}+(f_{\mathrm{mr}}-f_{\mathrm{ml}})\dfrac{b_{\mathrm{w}}}{2}+M_{\psi}\\ I_{\mathrm{z}}\dfrac{\mathrm{d}\omega_{\mathrm{z1}}}{\mathrm{d}t}-(I_{\mathrm{x}}-I_{\mathrm{y}})\omega_{\mathrm{x1}}\omega_{\mathrm{y1}}=-F\sin(\delta-\theta_{\mathrm{t}})\times l_{\mathrm{fpx}}+F\cos(\delta-\theta_{\mathrm{t}})\times l_{\mathrm{fpy}}-(N_{\mathrm{ml}}+N_{\mathrm{mr}})a_{\mathrm{m}}+N_{\mathrm{n}}a_{\mathrm{n}}-\\ \qquad(F_{\mathrm{n}}\sin\theta_{\mathrm{L}}+f_{\mathrm{n}}\cos\theta_{\mathrm{L}})h_1-(f_{\mathrm{mr}}+f_{\mathrm{ml}})h_2+M_{\vartheta}\end{cases},\tag{10}$$

式中：l_{fpx} 为拦阻钩力的水平分量与质心在 y 轴方向的距离；l_{fpy} 为拦阻钩力的竖直分量与质心在 x 轴方向的距离；h_1 为前轮到飞机水平基线的距离；h_2 为主轮到飞机水平基线的距离；ω_{x1}、ω_{y1}　ω_{z1} 为绕地面坐标轴系 x、y　z 轴转动的角速度；M_{γ} 为滚转力矩；M_{ϑ} 为俯仰力矩；M_{ψ} 为偏航力矩。

4 安全撞索位置判定

图 4 所示为实际情况下的拦阻平面内拦阻钩与拦阻索的位置，P 点为拦阻钩与拦阻索的啮合点，$\mathrm{S_L}$、$\mathrm{S_R}$ 分别为拦阻索的左、右起点。

依据国外某型飞机相关数据，通过第 3 节对拦阻动力学方程的求解，可以得出指向舰艏的速度分量 $v_{\mathrm{x}}=v_{\mathrm{x}}(t)$、$\delta=\delta(t)$，两者均是关于时间 t 的函数。

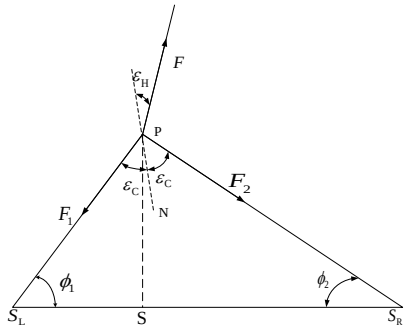


图 4　任意时刻拦阻平面示意图

对 v_x 积分，可以得到拦阻冲程在舰面上的投影，即

$$L_{投}(t)=\int v_x(t)\mathrm{d}t\ , \tag{11}$$

则拦阻冲程为

$$L=\frac{L_{投}}{\sin\delta}\ 。 \tag{12}$$

代入式(1)可得出无因次拦阻冲程 L_{non}，根据无因次拦阻冲程与无因次拦阻力的关系，以及第 3 节求解出的舰载机滑跑速度，可由无因次拦阻冲程计算出无因次拦阻力 F_{non}，代入式(2)得出拦阻力 F。

左右拦阻索夹角的一半

$$\varepsilon_C=\frac{\pi-\phi_1-\phi_2}{2}\ 。 \tag{13}$$

由于在任何条件下根据受力平衡，有

$$F\sin\varepsilon_H=F_1\sin\varepsilon_C-F_2\sin\varepsilon_C\ , \tag{14}$$

$$F\cos\varepsilon_H=F_1\cos\varepsilon_C+F_2\cos\varepsilon_C\ 。 \tag{15}$$

同时有

$$F=F_1\sin\phi_1+F_2\sin\phi_2\ 。 \tag{16}$$

同样，在第 3 节对动力学方程的求解，可以得出 F 关于时间的函数 $F(t)$，又因为在相同时刻的 ε_C、ϕ_1 和 ϕ_2 是相对于 F 的已知量，通过求解方程(14)、(15)和(16)，计算得出 ε_H，这里求解出的 ε_H 也是关于时间 t 的函数。

若 $|\varepsilon_H|<[\varepsilon_H]$，则表明拦阻钩与拦阻索之间没有相对滑动。若 $|\varepsilon_H|>[\varepsilon_H]$，则表明拦阻钩与拦阻索之间存在有相对滑动。若 $\varepsilon_H>0$，则表明啮合点需要向右移动，即左拦阻索长度增加，右拦阻索长度减小；反之，若 $\varepsilon_H<0$，则表明啮合点需要向左移动，即右拦阻索长度增加，左拦阻索长度减少。

由于钩索之间产生相对滑动是比较危险的情况，在得出 $\varepsilon_H(t)$ 后，如果在舰载机从着舰挂钩到停止这段时间内，仍不能满足 $|\varepsilon_H|<[\varepsilon_H]$ 的话，则该位置为不安全啮合点，即舰载机着舰时的最远偏心位置。

通过计算可以得到舰载机在设计着舰状态参数条件下对不同撞索位置与相对滑动时间的关系。图 5 为国外某型机的右半拦阻索的不同撞索位置与相对滑动的时间的关系，原点表示的是拦阻索中点，左右半拦阻索以中点对称。从计算结果来看，在整个拦阻时间 3.043 s内，只有从 1.3 m到 6.1 m这段距离存在相对滑动。所以 6.1 m的位置，即为撞索的最远偏心位置，若在再远的位置撞索的话，危险性就会相对高得多，而那些位置即为不安全区域。因为 6.1/27=22.59%，基本吻合安全啮合偏心位置为拦阻索长度的 20%的标准[5-6]。而在 1.3 m以内的位置，是不会产生相对滑动的区域。

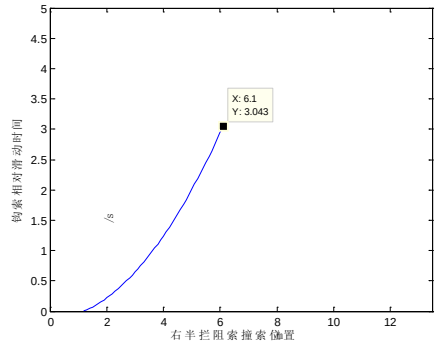


图 5　某型机右半拦阻索撞索位置与相对滑动时间曲线

5 结论

舰载机拦阻系统的模型系统实验需要大量的人力物力，而且极具危险性，所以对其进行仿真研究具有重大的现实意义：可以对整个拦阻过程进行跟踪并得出描述拦阻系统动态性能的参数曲线，分析整个系统的设计参数是否满足设计要求，为系统的调试和参数选择提供依据，从而缩短研究周期，使拦阻系统的深入研究及实物实验更具安全性和可靠性。

参考文献：

[1] 孙诗南. 现代航空母舰[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000:84-86.

[2] 胡孟权, 林国华. 舰载飞机着舰拦阻动力学分析[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2000:1(5):8-11.

[3] Determination of characteristic loading behavior of MK7-1 and MK7-2 arresting gears by analysis of

airplane test data[R]. ADA111183, Vought Corporation Systems Division, 1982:7-43.

[4] 曹淑华, 宋锦春. 飞机拦阻系统拦阻性能仿真研究[J]. 航空计算技术, 2002,32(3):34-37.

[5] MIL-A-8863C. Airplane Strength and Rigidity Ground Loads for Navy Acquired Airplanes[S]. 1993:12-15.

[6] MIL-A-18717C. Arresting Hook Installations, Aircraft [S]. 1993:22-24.

（下转第 162 页）

Research on the Dynamics of Carrier Aircraft Arrested Deck-Landing

TAO Yang[a]，JIA Zhong-hu[b]，HOU Zhi-qiang[b]

（Naval Aeronautical and Astronautical University a. Graduate Students' Brigade；
b. Department of Airborne Vehicle Engineering，Yantai Shandong 264001，China）

Abstract: The noticeable characteristic of the carrier aircraft is arrested deck-landing, which is the main reason of most carrier aircrafts' accidents. Based on analyzing the carrier aircraft's arrested deck-landing process, a more complete carrier aircraft arrested deck-landing dynamic equation was established. By the research of arresting plane, it provided the safe range of carrier aircraft's striking the arresting cable according to the time of relative slippage between the arresting hook and the arresting cable.

Key words: carrier aircraft; arrested deck-landing; joggle; position of striking the arresting cable