

舰载飞机着舰拦阻动力学分析

胡孟权, 林国华

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:提出了舰载飞机非对称、偏心着舰时拦阻力的计算方法,考虑了拦阻挂钩可在拦阻索上滑动的情况,建立了舰载飞机着舰动力学模型。进行了舰载飞机着舰拦阻仿真和分析研究,分析了着舰偏心距、非对称性对飞机着舰的影响。

关键词:舰载飞机;偏心;拦阻

中图分类号:V212.13 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2000)05-0008-04

舰载飞机为了在有限长度的航母甲板上着舰,飞机在助降系统引导下撞击式着舰后,必须通过航母上的拦阻系统强制飞机在50~70 m的范围内减速止动。当舰载飞机的拦阻挂钩与拦阻索啮合后,其动力学分析与陆基飞机常规无拦阻着陆动力学分析的主要差别在于它还要受拦阻索给于它的拦阻力,因此舰载飞机着舰拦阻动力学分析的关键在于拦阻力的确定。一般对于拦阻器,已知的是无因次拦阻力与无因次拦阻冲程之间的关系。而此拦阻力应位于拦阻索平面内,并且与通过跑道中心线与甲板面垂直的平面平行。在确定飞机的对称、对拦阻力时,计算较为简便。但是,由于舰载飞机的着舰条件十分复杂,飞机着舰时一般带有一定的偏心、滚转和偏航,这样飞机所受到的拦阻力是不对称的,拦阻挂钩和拦阻索之间存在摩擦,两者间还可能产生相对滑动,拦阻力的确定就比较复杂。它是舰载飞机着舰动力学分析的难点所在。国外对此问题进行了大量的实验研究^[1~5],但对其理论分析的报道不多。当前我国对舰载机的研究主要集中在起飞、着舰控制、复飞等问题上,对着舰拦阻力、拦阻动力学的研究较少。

1 着舰拦阻力的确定

1.1 拦阻几何构形

假设 $t=t_0$ 时刻,飞机拦阻挂钩与拦阻索啮合,如图1所示。图中 N, A, H 点分别为飞机重心,拦阻挂钩与机身的连接点以及拦阻挂钩与拦阻索的啮合点。飞机拦阻挂钩 AH 可绕 A 点在飞机对称面内转动,拦阻挂钩的 PH 段在 $t \geq t_0$ 时刻后由于拦阻力的作用可绕 P 点作横向转动。由图示的几何关系可得

$$x_H(t_0) = x_N(t_0) + [\vec{l}_A(t_0) + \vec{l}_H(t_0)] \cdot \vec{i} \quad (1)$$

当 $t > t_0$ 时,拦阻挂钩与拦阻索的啮合情况如图2所示。图中 S 点为拦阻索在舰面左右两出口点 OL 和 OR 连线的中点。 OL 与 OR 间的距离为 l 。

由图2(a)可见

$$[\vec{l}_P(t) - \vec{\xi}(t)] \cdot \vec{k} = -\vec{r}_A(t) \cdot \vec{k} - Z_S(t) \quad (2)$$
$$[\vec{l}_P(t) - \vec{\xi}(t)] \cdot \vec{i} = -\vec{r}_A(t) \cdot \vec{i} - x_H(t_0)$$

因拦阻挂钩 PH 段绕 P 点只能作横向转动,则

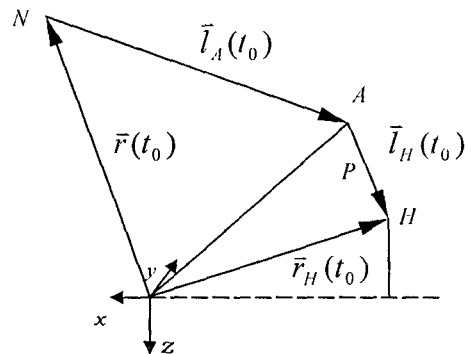


图1 $t=t_0$ 时刻拦阻简图

$$[\vec{j}_B(t) \times \vec{l}_P(t)] \cdot \vec{\xi}(t) = 0 \tag{3}$$

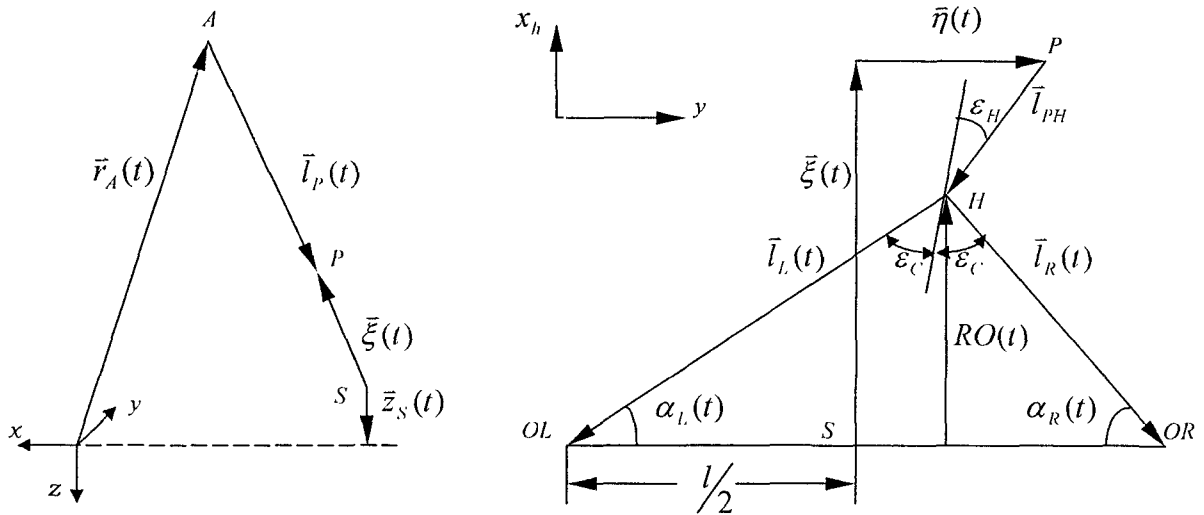


图 2 $t > t_0$ 时刻拦阻简图

其中 $\vec{i}_B(t), \vec{j}_B(t), \vec{k}_B(t)$ 分别为 t 时刻机体轴系的三个单位正交向量。因为 $\vec{\xi}(t)$ 为 PS 在对称面内的投影向量, $\vec{l}_P(t)$ 的长度是已知的, 所以由方程(2)~(3)即可迭代求出 $\vec{l}_P(t), \vec{\xi}(t)$ 。

由图 2 所示的几何关系还可见

$$\vec{\eta}(t) = [\vec{r}(t) + \vec{l}_A(t) + \vec{l}_P(t)] \cdot \vec{j} \tag{4}$$

$$l_{PH} \sin[\alpha_L(t) + \epsilon_C(t) - \epsilon_H(t)] + l_L(t) \sin[\alpha_L(t)] = \xi(t) \tag{5}$$

$$l_{PH} \sin[\alpha_L(t) + \epsilon_C(t) - \epsilon_H(t)] + l_R(t) \sin[\alpha_R(t)] = \xi(t) \tag{6}$$

$$l_{PH} \cos[\alpha_L(t) + \epsilon_C(t) - \epsilon_H(t)] + l_L(t) \cos[\alpha_L(t)] = \frac{l}{2} + \eta(t) \tag{7}$$

$$-l_{PH} \cos[\alpha_L(t) + \epsilon_C(t) - \epsilon_H(t)] + l_R(t) \cos[\alpha_R(t)] = \frac{l}{2} - \eta(t) \tag{8}$$

令 $x(t) = 2 \left[\frac{l}{2} + \eta(t) \right] l_L(t), y(t) = 2\xi(t)l_L(t), z(t) = l_{PH}^2 - \xi(t)^2 - \left[\frac{l}{2} + \eta(t) \right]^2 - l_L(t)^2$
代入方程(5)~(8)得

$$[x(t)^2 + y(t)^2] \sin^2[\alpha_L(t)] + 2y(t)z(t) \sin[\alpha_L(t)] + [z(t)^2 - x(t)^2] = 0 \tag{9}$$

$$\text{tg}[\alpha_R(t)] = \frac{\sin[\alpha_L(t)]}{\frac{l}{l_L(t)} - \cos[\alpha_L(t)]} \tag{10}$$

$$l_R(t) = \frac{l_L(t) \sin[\alpha_L(t)]}{\sin[\alpha_R(t)]} \tag{11}$$

假设 $|\epsilon_H'|$ 为拦阻挂钩不在拦阻索上滑动的最大 $|\epsilon_H(t)|$ 的值。若 $|\epsilon_H(t)| < |\epsilon_H'|$, 那么拦阻挂钩不在拦阻索上滑动, 则

$$l_L(t) - l_R(t) = K(t) \tag{12}$$

由方程(9)~(12)迭代即可求出 $l_L(t), l_R(t), \alpha_L(t), \alpha_R(t)$, 然后由方程(5), (7) 确定 $\epsilon_H(t)$, 而

$$\epsilon_C(t) = \frac{\pi}{2} - \frac{\alpha_L(t)}{2} - \frac{\alpha_R(t)}{2} \tag{13}$$

若由方程(5)和(7)解出的 $|\epsilon_H(t)| > |\epsilon_H'|$, 则令 $\hat{\epsilon}_H(t) = \frac{\epsilon_H(t)}{|\epsilon_H(t)|} |\epsilon_H'|$, 以 $\hat{\epsilon}_H(t)$ 代替 $\epsilon_H(t)$, 则由方程(5)~(7)得

$$l_L(t)^2 = \{ \xi(t) - l_{HP} \sin[\alpha_L(t) + \epsilon_C(t) - \hat{\epsilon}_H(t)] \}^2 + \{ l + \eta(t) - l_{HP} \cos[\alpha_L(t) + \epsilon_C(t) + \hat{\epsilon}_H(t)] \}^2 \tag{14}$$

由方程(9)、(10)、(11)、(14) 迭代即可代出 $l_L(t), l_R(t), \alpha_L(t), \alpha_R(t)$ 。

1.2 拦阻力的确定

一般来说,拦阻力沿 \vec{i}_h 的分量 F 是拦阻索冲程 $RO(t)$ (见图 2(b)) 的函数,即 $F=F[RO(t)]$,而 $RO(t)=l_R(t)\sin[\alpha_R(t)]$, H 点的受力平衡方程为 $\vec{F}_H(t)+\vec{T}_L(t)+\vec{T}_R(t)=0$

$$\text{即} \quad -F_H(t)\sin[\epsilon_H(t)] = T_R(t)\sin[\epsilon_C(t)] - T_L(t)\sin[\epsilon_C(t)] \quad (15)$$

$$F_H(t)\cos[\epsilon_H(t)] = T_R(t)\cos[\epsilon_C(t)] + T_L(t)\sin[\epsilon_C(t)] \quad (16)$$

式中 $\vec{F}_H(t)$ 为拦阻挂钩力; $\vec{T}_R(t)$ 为右拦阻索力; $\vec{T}_L(t)$ 为左拦阻索力。

$$\text{而} \quad F[RO(t)] = T_R(t)\sin[\alpha_R(t)] + T_L(t)\sin[\alpha_L(t)] \quad (17)$$

若拦阻挂钩与拦阻索有相对滑动,令 μ 为两者之间的滑动摩擦系数,则^[7]

$$T_L(t) = T_R(t)\exp\{\mu[\alpha_L(t) + \alpha_R(t)]\} \quad \epsilon_H(t) > 0 \quad (18)$$

$$T_R(t) = T_L(t)\exp\{\mu[\alpha_L(t) + \alpha_R(t)]\} \quad \epsilon_H(t) < 0 \quad (19)$$

由方程(15)~(19)迭代可确定拦阻力 $F_H(t)$;若拦阻挂钩与拦阻索无相对滑动,则由图 3 所示的几何关系直接可看出, $F_H(t)=F[RO(t)]/\sin[\alpha_L(t)+\epsilon_C(t)-\epsilon_H(t)]$

2 飞机运动方程

舰载飞机着舰后的运动方程与陆基飞机着陆后的运动方程基本一致,只不过前者多了一个拦阻力,其运动方程为^[6]

$$m(U' - VR + WQ) = -mg\sin\theta + F_{Gx} + F_{Ax} + F_{Tx} + F_{Hx}$$

$$m(V' - WP + UR) = mg\cos\theta\sin\phi + F_{Gy} + F_{Ay} + F_{Ty} + F_{Hy}$$

$$m(W' - UQ + VP) = mg\cos\theta\cos\phi + F_{Gz} + F_{Az} + F_{Tz} + F_{Hz}$$

$$I_{xx}P' - I_{xz}(R' + PQ) + (I_{zz} - I_{yy})RQ = L_A + L_G + L_T + L_H$$

$$I_{yy}Q' + I_{xz}(P^2 - R^2) + (I_{xx} - I_{zz})PR = M_A + M_G + M_T + M_H$$

$$I_{zz}R' + I_{xz}(-P' + RQ) + (I_{yy} - I_{xx})PQ = N_A + N_G + N_T + N_H$$

$$P = \phi' - \Psi'\sin\theta$$

$$Q = \theta'\cos\phi + \Psi'\cos\theta\sin\phi$$

$$R = \Psi'\cos\theta\cos\phi - \theta'\sin\phi$$

方程中下标 G, A, T, H 分别表示舰面反力,空气动力,发动机推力,拦阻力和力矩。

3 计算结果及分析

由上述方法计算了某飞机以空速 55.7 m/s,迎角 20.734° ,俯仰角 13.2° ,飞机对称着舰但偏离甲板跑道中心线 0 m, 2 m, 5 m,飞机对中对中着舰但具有 2° 滚转角,对中对中着舰但具有 2° 偏航角以及飞机偏离甲板跑道中心线 5 m 且飞机带 2° 滚转角和 2° 偏航角着舰时的动力学特性,结果如图 3~5 所示。图中曲线 1, 2, 5 分别为飞机对称着舰但偏心距为 0 m, 2 m, 5 m 时的飞机参数,曲线 3, 4 为飞机对中对中着舰但分别带 2° 初始滚转角和 2° 初始偏航角时的飞机参数,曲线 6 为飞机以 2° 初始滚转角和 2° 初始偏航角及 5 m 偏心距着舰时的飞机参数(限于篇幅,飞机拦阻力及起落架受力图未画出)。

由计算结果可得:

(1) 偏心距增大会引起横向拦阻力的反向变化,当偏心距较大时,拦阻力使飞机的横向位移减小,偏心距的变化对飞机的偏航角,飞机的滚转角和飞机起落架受力均有一定的影响。偏心距越大,飞机的偏航角,飞机的滚转角和飞机起落架受力变化越大。

(2) 飞机着舰时的初始滚转角引起横向拦阻力以及飞机偏航角和滚转角的振荡,它对飞机起落架的最大载荷有较大的影响, 2° 的初始滚转角能引起飞机右主起落架最大载荷增大约 60 000 N。

(3) 飞机着舰时初始偏航角引起的横向拦阻力使飞机偏航角减小,它对飞机的偏航角、飞机的滚转角、飞机起落架的最大载荷的影响比飞机着舰时初始滚转角的影响要小。

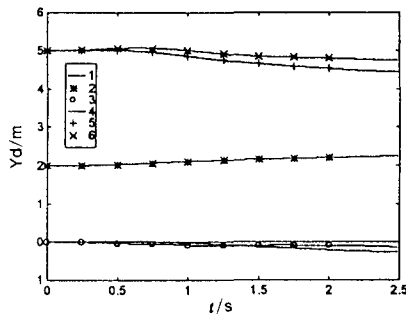


图3 飞机横向位移时间历程

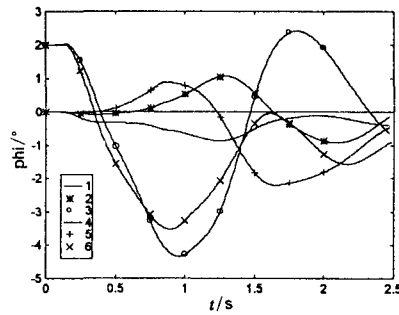


图4 飞机滚转角时间历程

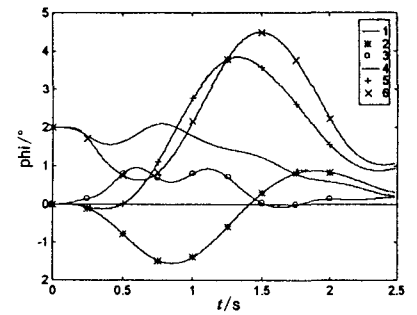


图5 飞机偏航角时间历程

参考文献:

- [1] Jones Lyle W. Development of curves for estimating aircraft arresting hook loads[R]. AFFTC-TIM-81-3, 1982.
- [2] Prince Herbert A. Comparison of results obtained from tests of the rals MARK-7 MOD1 arresting-gear system reeved with 1-3/8×6×25 Flw LLRS purchase cables[R]. NATF-EN-1094, 1967.
- [3] Posey R L. Dynamic testing of shock cord[R]. AFSWC-TR-68-7, 1968.
- [4] Schaible John. Evaluation of the 44B-2E aircraft arresting system with deadloads and the F-14 aircraft[R]. NATF-EN-1138, 1976.
- [5] MIL-T-81259(WP)-1965, 美国军用规范[S].
- [6] 何植岱, 高浩. 高等飞机动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1990.
- [7] Lincoln John W. Aircraft landing dynamic analysis[R]. ASD-TR-87-5032, 1988.

Arresting Dynamics Research of Carrier Aircraft

HU Meng-quan, LIN Guo-hua

(Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710038, China)

Abstract. The article puts forward a method for calculating the arresting force of carrier aircraft in the case the aircraft meets the cable off-center and the aircraft motion is unsymmetrical. The condition under which the hook will or will not slip on the cable is considered. Based on a great deal of numerical results, the article analyzed the impact of unsymmetrical motion and off-center on landing dynamics of carrier aircraft.

Key words: Carrier aircraft; off-center; Arresting