

舰载机前轮滑跃起飞技术

房兴波 聂宏 于浩

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:在航母甲板上引入斜坡跑道,使舰载机弹射冲程结束后,前轮单独进入斜坡跑道,从而使飞机抬头。建立了舰载机起飞时的简化分析模型,给出了基于该分析模型的运动微分方程及相关参数的表达式,并采用龙格库塔算法对舰载机在斜坡跑道上滑跑起飞这一过程的动态响应进行了数值仿真。仿真结果表明,斜坡跑道的引入可以明显降低舰载机离舰后航迹的下沉量,降低舰载机的离舰速度,增加起飞质量,增大前起落架载荷。

关键词:舰载机;航空母舰;弹射起飞;前起落架;滑跃起飞

中图分类号:V226 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)04-0453-05

Carriered-Aircraft Taking-off with Nose Landing Gear on Ski-jump Ramp Profile

Fang Xingbo, Nie Hong, Yu Hao

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

Abstract: The ramp profile is introduced to the aircraft carrier to make it sure that the nose landing gear goes to the ramp profile after the catapult process, so that the nose of the aircraft rise. The simplified model of the whole carried-aircraft during the process of catapult take off is built. Dynamic equations about catapult run phase are presented. The dynamic response of the carried-aircraft during the process of catapult take off is calculated via Runge-Kutta procedure. The results indicate that the introduction of ramp profile can decrease the flight path sinkage during the catapult take off, the off-carrier velocity of the aircraft, and increase the take off masses and the load of the nose landing-gear.

Key words: carried-aircraft; carrier; catapult take off; nose landing gear; ski-jump take off

固定翼舰载机除少部分垂直起降飞机可以实现垂直起飞外,均要经过适当距离的加速滑跑,达到规定的起飞速度,才能离舰升空。随着飞机技术的发展,舰载机的起飞重量越来越大,需要的起飞速度也越来越大^[1]。舰载机的起飞技术是制造航母的关键技术之一^[2]。现役航母上采用的舰载机起飞方式主要有滑跃起飞和弹射突伸起飞两种。

利用斜坡滑跃起飞,可以实现固定翼飞机的短距起飞^[3-4],滑跃式起飞过程中由于飞机重心随着

甲板逐渐升高,给滑跑加速带来一定的难度,并且从飞行力学角度分析,滑跃起飞相对于平直甲板起飞只改变了舰载机离舰时刻的航迹角,并没有增大离舰时的飞机迎角,因此滑跃起飞不能提高舰载机离舰时的气动升力。

以往的舰载机弹射突伸装置研究多集中在舰载机的前起落架上^[5-6],弹射前要通过加载杆对起落架缓冲系统加载,使其接近全压缩状态,当飞机滑行至弹射器末端时,通过释放存储在缓冲器中的

基金项目:国家自然科学基金(51075203)资助项目;南京航空航天大学基本科研业务费专项科研(NS2010023)资助项目。

收稿日期:2011-01-23;**修订日期:**2011-03-03

通讯作者:聂宏,男,教授,博士生导师,E-mail:hnie@nuaa.edu.cn。

能量使起落架突然伸展,飞机抬头,从而实现迅速达到起飞迎角的目的^[7-8]。由于要考虑起落架在起飞和降落过程中的多种功能,突伸装置设计得相对复杂^[7],并且增加了起落架的结构重量^[9],降低舰载机的飞行机动性能。

前轮滑跃起飞方式是一种具有一定使用价值的新的舰载机起飞方式,它将突伸和滑跃两种方式的优点结合起来,可以降低弹射所需的能量,发射大质量的飞机。

1 前轮滑跃起飞的特点分析

如图1所示,弹射冲程结束后,舰载机的前起落架机轮进入滑跃轨道,而主起落架机轮进入平直甲板跑道继续向前加速滑跑。由于滑跃轨道的高度高于平直跑道,因此在滑跑过程中飞机的迎角逐渐增大,升力系数逐渐提高,从而增加升力,离舰起飞。

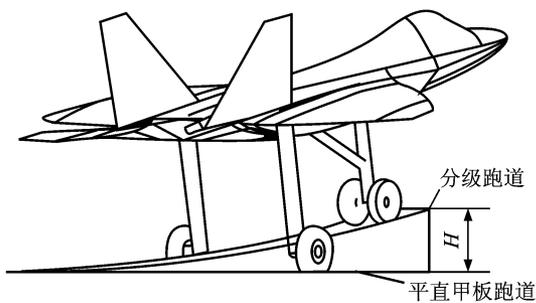


图1 舰载机前轮滑跃起飞示意图

滑跑过程中主起落架沿平直跑道运动,因此飞机的重心并没有明显抬高,克服了普通滑跃式起飞中由于重心抬高而产生的加速难的缺点。前轮滑跃起飞的重点在甲板上,不在前起落架上安装附加机构,避免了通常突伸起飞的前起落架结构复杂的缺点。

2 斜坡跑道设计

为了减小斜坡跑道对前起落架的冲击,采用二次曲线作为斜坡跑道的道面。其曲线参数表达式为

$$h_i = \frac{1}{2} k x^2 \quad (1)$$

$$\theta_i = k x \quad (2)$$

$$k = \frac{2H}{L_0^2} \quad (3)$$

式中: h_i 为斜坡跑道的高度; θ_i 为斜坡跑道的倾斜角; k 为可调的斜坡跑道曲率参数; H 为斜坡跑道

的末端高度; L_0 为斜坡跑道的长度。

3 舰载机起飞动力学模型

3.1 模型基本假设

假设飞机在铅垂平面内对称飞行;不考虑航母的运动;机身为刚性机身;机身质量集中在机体质心点上;不考虑轮胎压缩。

根据飞机在斜甲板上的位置,将起飞过程分为3个阶段:三轮滑跑段,两轮滑跑段,主轮离舰到能正常平飞。由于飞机起飞的各个阶段受力情况都各不相同,飞机的运动状态也相差较大,因此对每一个起飞阶段分别进行建模。

3.2 三轮滑跑段

如图2所示,舰载机主要受发动机推力,空气动力,起落架支反力以及甲板摩擦力。前起落架机轮轨迹与二次曲线跑道相同,主起落架机轮沿平直甲板运动,近似认为前起落架处道面与飞机速度方向平行。

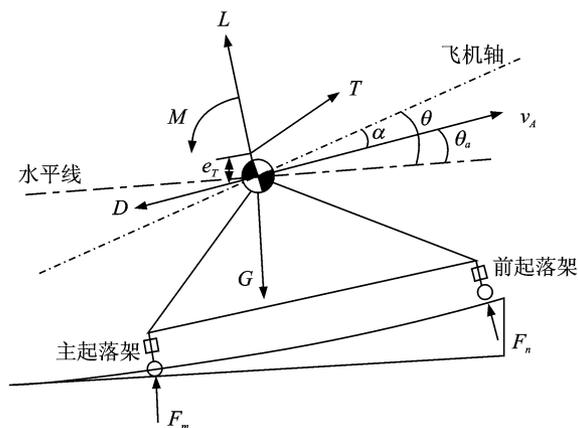


图2 飞机受力图

其3自由度力学模型为

$$m \frac{dv}{dt} = T \cos(\alpha + \varphi) - D - mg \sin \theta_a - \mu F_m \sin \theta_a - \mu F_n \quad (4)$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = T \sin(\alpha + \varphi) + L - mg \cos \theta_a + F_m \cos \theta_a + F_n \quad (5)$$

$$I_z \frac{d\omega_y}{dt} = M + F_n l_n - F_m l_m - \mu(F_n + F_m) h - T e_r \quad (6)$$

$$\frac{dy_g}{dt} = v \sin \theta_a \quad (7)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_y \quad (8)$$

$$\alpha = \theta - \theta_a \quad (9)$$

式中: μ 为甲板摩擦因数; D 为空气阻力; L 为升力; α 为迎角; θ 为飞机俯仰角; v 为飞机航向速度; θ_a 为航迹倾角; ω_y 为俯仰角速度; φ 为发动机安装角; T 为发动机推力; e_T 为发动机轴线与飞机重心的距离; y_g 为飞机的重心高度; F_n, F_m 为前、主起落架支反力; l_n, l_m 为前、主起落架距飞机重心的距离; h 为前、主起落架机轮确定的平面与飞机重心的距离。

起落架压缩量

$$u_n = L_{n\max} - (y_g - h_t)\cos\theta - l_n\tan\theta \quad (10)$$

$$u_m = L_{m\max} - y_g\cos\theta + l_m\tan\theta \quad (11)$$

式中: u_n, u_m 分别为前、主起落架的压缩量; $L_{n\max}, L_{m\max}$ 分别为前、主起落架全伸长时的长度。

起落架压缩速度

$$\dot{u}_n = v\sin\alpha - l_n\omega_y + v\cos\alpha\tan(\theta_t - \theta) \quad (12)$$

$$\dot{u}_m = v\sin\alpha + l_m\omega_y - v\cos\alpha\tan\theta \quad (13)$$

式中: \dot{u}_n, \dot{u}_m 为前、主起落架缓冲器压缩速度。

3.3 两轮滑跑段

两轮滑跑段从飞机前轮离开甲板开始,到后轮离开甲板结束,即从飞机的前轮支反力为零开始,到后轮支反力为零结束。在此过程中由于前起落架已经离开斜坡跑道,因此舰载机的运动规律与在平直甲板上起飞时没有本质区别。

$$m\frac{dv}{dt} = T\cos(\alpha + \varphi) - D - mg\sin\theta_a - \mu F_m \quad (14)$$

$$mv\frac{d\theta}{dt} = T\sin(\alpha + \varphi) + L - mg\cos\theta_a + F_m \quad (15)$$

$$I_z\frac{d\omega_y}{dt} = M - F_m l_m - \mu F_m h - T e_T \quad (16)$$

$$\frac{dy_g}{dt} = v\sin\theta_a \quad (17)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_y \quad (18)$$

$$\alpha = \theta - \theta_a \quad (19)$$

3.4 主轮离舰到能够正常平飞

飞机离开甲板,作用在飞机上的力只有重力、空气动力和发动机推力。其运动方程为

$$m\frac{dv}{dt} = T\cos(\alpha + \varphi) - D - mg\sin\theta_a \quad (20)$$

$$mv\frac{d\theta}{dt} = T\sin(\alpha + \varphi) + L - mg\cos\theta_a \quad (21)$$

$$I_z\frac{d\omega_y}{dt} = M - T e_T \quad (22)$$

$$\frac{dy_g}{dt} = v\sin\theta_a \quad (23)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_y \quad (24)$$

$$\alpha = \theta - \theta_a \quad (25)$$

3.5 起落架支反力

舰载飞机起落架基本构造形式是油气减震支柱式。减震支柱和轮胎在滑跑过程中都发生弹性变形,但与减震支柱行程量相比,轮胎变形量较小。若不计轮胎变形,则作用在起落架减震器上的载荷有气体弹簧弹性力、油孔阻尼力和缓冲支柱结构间的摩擦力。起落架为单腔缓冲器,常油孔,且不考虑侧油孔。

缓冲器支柱上总的轴向力

$$F_s = F_a + F_h + F_f \quad (26)$$

空气弹簧力 F_a 为

$$F_a = p_0 A_a \left(\frac{V_0}{V_0 - u A_a} \right)^\gamma \quad (27)$$

式中: V_0 为气室初始容积; p_0 为气室初始压力; A_a 为气室截面积; u 为减震器行程; γ 为多变指数。

油孔阻尼力 F_h 为

$$F_h = \frac{1}{2} \frac{\rho A_{h0}^3}{C_d^2 A_{a0}^2} |\dot{u}| \dot{u} \quad (28)$$

式中: C_d 为油液缩流系数; ρ 为油液密度; A_{h0} 为活塞杆内部净截面积(压油面积); \dot{u} 为压缩速度; A_{a0} 为油孔横截面积。

摩擦力 F_f 为

$$F_f = K_m F_a \frac{\dot{u}}{|\dot{u}|} \quad (29)$$

式中: K_m 为当量摩擦因数。

4 仿真计算与结果

运用以上建立的舰载机起飞的动力学模型,可以求解舰载机离舰起飞过程的动态响应。对某型号舰载机从弹射脱钩到正常平飞过程采用4阶龙格-库塔算法进行数值仿真。

4.1 前轮滑跃对舰载机离舰后的航迹下沉量的影响

在相同的20 t起飞质量和50 m/s弹射速度下,对应不同的斜坡跑道的末端高度,表1中分别给出了仿真计算中舰载机的航迹下沉量和斜坡跑道引起的前起落架的峰值载荷,其中 $H=0$ 项为未引入斜坡跑道的计算结果。

图3对比了相同的起飞质量和弹射速度下,对应不同的斜坡跑道的末端高度,舰载机离舰后的航迹曲线。对比结果表明,斜坡跑道的引入不仅可以显著减小离舰起飞后的航迹下沉量,而且可以增加舰载机离舰后的航迹上升率,使飞行高度尽快提高。

表1 航迹下沉量和前起落架的峰值载荷

斜坡跑道末端高度/m	航迹下沉量/m	前起落架峰值载荷/kN
0	-14.8	
0.2	-7.7	41.2
0.4	-2.1	65.4
0.6		90.2

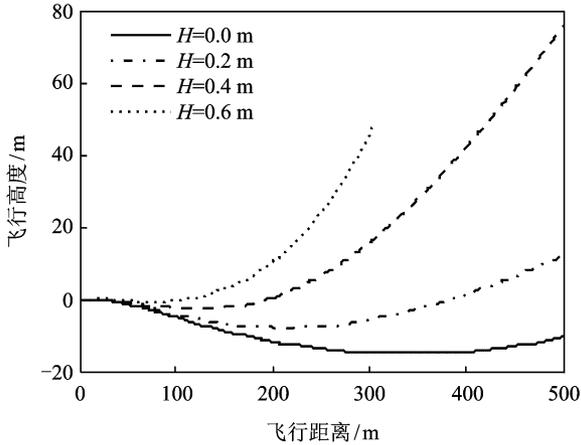


图3 舰载机离舰后的航迹曲线

4.2 前轮滑跃对舰载机前起落架载荷的影响

图4给出了斜坡跑道引起的前起落架载荷的峰值随斜坡跑道末端高度的变化曲线。从图中得出,随着斜坡跑道末端高度的增加,由斜坡跑道的引入而导致的前起落架的峰值载荷接近于线性增加。

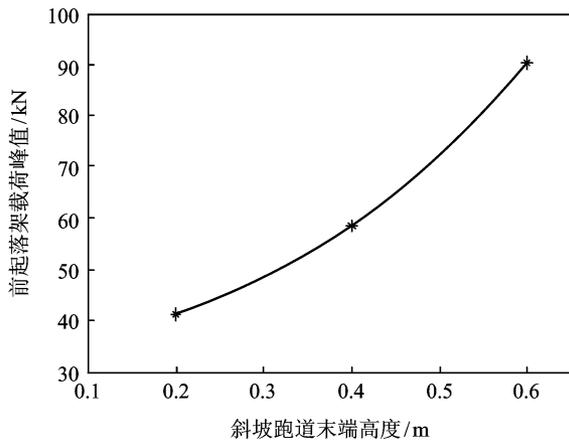


图4 前起落架载荷的峰值随斜坡跑道末端高度变化曲线

4.3 前轮滑跃对舰载机最大起飞质量的影响

图5给出了相同的的弹射能量,并且保证舰载机离舰后航迹不出现下沉的条件下,舰载机的最大起飞质量随斜坡跑道末端高度的变化曲线。分析结果表明:随着斜坡跑道末端高度的提高,舰载机的最大起飞质量明显提高。当斜坡跑道的末端高度达

到0.5 m时,舰载机的最大起飞质量相对平直甲板的最大起飞质量提高了28.3%。

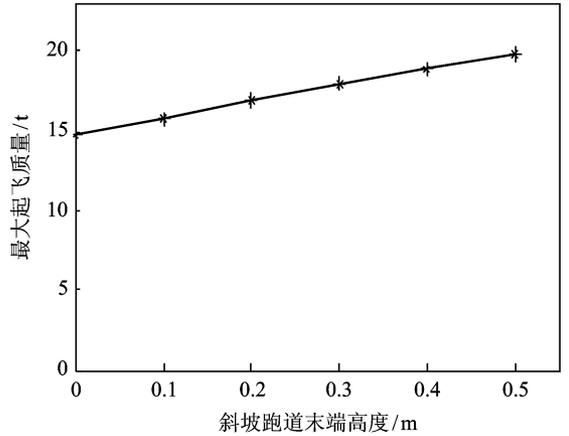


图5 舰载机最大起飞质量随斜坡跑道末端高度变化曲线

4.4 前轮滑跃对舰载机离舰速度的影响

图6对比了不同的弹射速度和斜坡跑道末端高度情况下舰载机离舰后的航迹曲线,其中 $H=0$ 项为未引入斜坡跑道的计算结果。对比结果表明:斜坡跑道的引入不仅可以降低舰载机的弹射速度,降低弹射所需能量,而且可以增加舰载机离舰后的上升率,提前使舰载机进入安全高度。

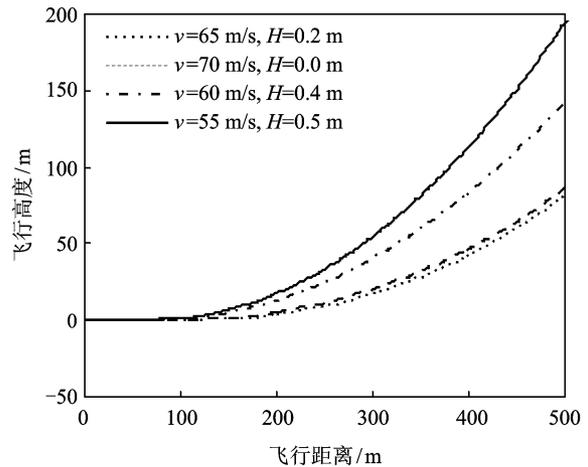


图6 不同的离舰速度和斜坡跑道末端高度情况下舰载机离舰后的航迹曲线

5 前轮滑跃对舰载机起飞的负面影响

从图4给出的斜坡跑道引起的前起落架载荷的峰值随斜坡跑道末端高的变化曲线可以得出,随着斜坡跑道末端高度的增加,前起落架的峰值载荷逐渐增加,因此斜坡跑道将对舰载机前起落架的强度设计有一定的影响。为了使前起落架的峰值载荷

不超出前起落架设计载荷,并且考虑斜坡跑道对舰载机护尾迎角的影响,斜坡跑道末端高度不能设计得过高。

考虑舰载机弹射冲程结束后可能存在微小的侧滑角,严重时舰载机在斜坡跑道上滑跑时主起落架将于斜坡跑道侧面产生摩擦,因此斜坡跑道的长度和宽度应设计合理。

6 结束语

本文通过在航空母舰甲板上引入斜坡跑道模型,给出了降低舰载机起飞速度的新方案。并综合考虑了舰载机离舰起飞过程中的动力学模型,对舰载机起飞过程做了数值仿真分析。分析结果表明,斜坡跑道的引入,对于降低舰载机离舰速度,降低离舰后的航迹下沉量以及增大起飞质量是相当有效的。

参考文献:

[1] 王俊彦. 舰载机弹射起飞技术的应用与发展[J]. 科技

信息,2009(23):430-566.

- [2] 孙友师,屈香菊. 舰载机斜板/弹射综合起飞的性能收益与关键问题[J]. 飞机设计,2008,28(5):15-18.
- [3] 王维军,郭林亮,屈香菊. 滑橇甲板助飞的力学机理分析[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(8):887-890.
- [4] 姚念奎,王成波. 舰载机斜板滑跃起飞情况地面载荷[J]. 飞机设计,2008,28(2):25-28.
- [5] Kettering C W, Marietta G. Jump strut landing gear apparatus and system: United States, 4687158[P]. 1987.
- [6] Delhaye M, Derrien M, Engerand J L. Rapid extension shock absorber, in particular for carrier-based: United States, 4886248[P]. 1989.
- [7] 沈强,黄再兴. 舰载机起落架突伸性能参数敏感性分析[J]. 航空学报,2010,28(3):532-537.
- [8] 沈强,黄再兴. 舰载机前起落架突伸性能优化[J]. 计算机辅助工程,2009,18(3):31-36.
- [9] 马世强. 起飞方式对舰载机结构重量的影响[J]. 舰载武器,2007(5):73-78.