滑橇甲板助飞的力学机理分析

王维军 郭林亮 屈香菊

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对飞机在滑橇甲板上起飞的特点,基于力多边形的变化过程,以及甲板形状对飞机俯仰转动的作用,分析了飞机性能和品质与甲板参数的适配关系,说明了飞机在低速离舰初期迎角建立的力学机理. 迎角的建立综合3个方面的效果: 曲面甲板提供正向俯仰角速度,使迎角增加; 前轮离舰释放载荷、后轮尚未离舰的过程中,甲板支反力提供低头力矩,使离舰初期俯仰角速度减小; 离舰初期升力不能平衡重力,加速度指向前下方,轨迹向下弯曲,速度下偏使迎角增加. 对航母/舰载机/起落架多体动力学系统进行数值仿真,结果表明分析合理.

关 键 词: 舰载机; 滑橇甲板; 滑跃起飞

中图分类号: V 212.1

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2008)08-0887-04

Analysis of the mechanics for ski-jump takeoff

Wang Weijun Guo Linliang Qu Xiangju

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract The matching between parameters of ski-jump ramp and flying performance/quality of carrier-based aircraft was analyzed based on the dynamic process of force polygon and the effect of ski-jump ramp on the pitch rotation of aircraft, and the building-up mechanism of the angle of attack at the initial stage after aircraft leaving the ramp at low speed was demonstrated. The building-up of the angle of attack results from following three aspects. The ramp provides the aircraft a positive pitch rate, which increases the angle of attack; When the nose landing gear leaves the ramp and the main landing gears do not, pitch down moment is provided by the ramp reacting force upon the main landing gears, and the pitch rate is decreased; While the aircraft just leaves the ramp, the lift cannot balance the gravity, so the acceleration vector points forward and downward, the speed vector is deflexed, and the angle of attack is increased. Simulation on the multi-bodies dynamic system of carrier/aircraft/landing gears shows that the above analysis is reasonable.

Key words carrier-based aircraft; ski-jump ramp; ski-jump takeoff

利用滑橇甲板,实现固定翼飞机的短距起飞,既可作为固定翼舰载机在航母上的一种起飞方式,又可以在陆基上实现短距离的滑跑起飞. 在陆基上的应用,近几年被考虑战时跑道被毁或特殊地理环境需要的临时起飞跑道,其技术的可行性已经得到实践的验证[1-2]. 保持低速离舰航迹不下降和建立合适的迎角是短距起飞安全的必要条件[3],其中,飞机性能和甲板长度、滑橇形状的匹配是关键,也是人们一直在探究的问题. 早期对这一问题的研究是采用工程估算结合飞行试验,近年来结合先进的建模和仿真技术开展了更为深入的研究[4-6].

这些研究侧重于系统的综合,表现的是飞行状态的总体效果,计算、仿真和试验的大量结果,说明了滑跃起飞轨迹特点和状态的变化特征,但对于形成这种特点和特征的力学机理的解释尚显不足. 本文针对这一问题,分别从飞机轨迹变化特点和转动运动特征的角度,分析滑橇甲板的助飞作用,详细阐释滑跃起飞力学机理; 并结合六自由度全量方程仿真的结果,通过对物理情景的再现,

收稿日期: 2007-07-10

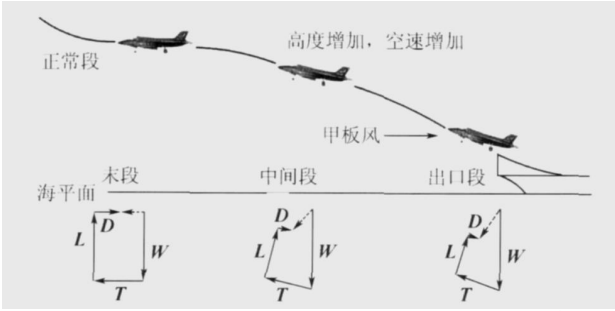
基金项目: 航空科学基金资助项目(2006ZA51004)

作者简介: 王维军(1971-),男,陕西宝鸡人,博士生, wangwj@buaa.edu.cn

着重分析了飞机离舰后迎角建立的过程, 为甲板与飞机性能、品质的适配性设计奠定理论基础.

1 滑跃助飞轨迹特点与受力分析

滑橇甲板的作用是使飞机能够以低于正常起飞时的速度离开跑道, 从而缩短甲板上的滑跑距离. 运动特征为: 舰载机在带有翘曲甲板的航母上加速滑跑, 在滑跑后段由于甲板上有一个弯曲的斜板; 飞机在斜板约束的压迫下沿着斜板剖面上升; 飞离斜板后, 飞行轨迹呈现半抛物特性; 爬升率下降, 但必须保持高度不下降; 在离开斜板后, 飞机的俯仰角会继续增加, 达到一个峰值后, 开始回落. 典型的轨迹变化如图 1所示.



T—推力; ***W***—重力; ***L***—升力; ***D***—阻力; 虚线箭头—合成加速度方向, 决定速度大小及轨迹方向的变化.

图 1 滑跃起飞力学原理

对应图 1所示轨迹, 其力学机理由力多边形的变化过程来表示. 飞机在甲板出口处, 借助甲板倾角获得了一个初始的正航迹角, 由受力示意图可以看到此时升力小于重力, 阻力小于推力, 因此其合成加速度方向指向前下方. 在速度的垂直分量减小到零的这段时间里, 飞机在发动机推力的作用下增速, 从而升力不断增加, 阻力也随之增加, 指向前下方的加速度逐渐向上偏转, 直到升力基本与重力平衡, 剩余推力使得飞机转入正常的加速爬升. 飞行轨迹的安全性要求主要由出口速度的大小和方向决定, 而甲板倾角决定出口速度的方向, 速度大小受甲板长度的影响, 这体现了飞机性能与甲板的 2个参数的适配关系.

2 迎角建立机理

飞机在转入正常爬升之前, 需要满足以下 2个最小起飞速度准则要求: ①整个起飞过程中飞机迎角不能超出最大可用迎角; ②飞机离开甲板后的飞行轨迹不出现下沉. 由此看出, 滑跃起飞安全性最为关键的 3个状态参数是速度、迎角及高度, 前两者主要是为了确保提供足够的升力; 高度则是为了赢得加速的时间. 速度和高度的变化规律容易理解; 迎角的建立过程稍微复杂.

飞机滑跑过程中, 在平板段, 迎角变化比较小, 基本保持在停机角附近很小的范围内. 斜板段, 由于曲面甲板对起落架的运动约束, 压迫前后起落架, 使支柱载荷迅速增长, 提供飞机法向力和使飞机抬头的转动力矩; 而且随着起落架的载荷增长, 斜板滑跃段飞机俯仰角速度迅速增加, 俯仰角也随之快速增大, 但由于曲面斜板引起的飞机航迹倾角的增长, 致使迎角 α 虽略有增加, 但增幅不大. 此阶段因为飞机速度低, 舵面效能低, 不能依赖气动舵面的控制来建立离舰时刻的迎角.

飞离斜板后的 1~ 2 s内, 迎角就会迅速增长, 原因主要来自两方面, 由图 2解释. 一方面, 飞机离开斜板瞬时已经具备一定的初始抬头角速度, 这使得飞机会继续抬头, 迎角增大; 另一方面, 由于此刻飞机的升力还不足以平衡飞机的重力, 因此飞机的速度矢量会向下偏转, 也会使得飞机迎角增大.

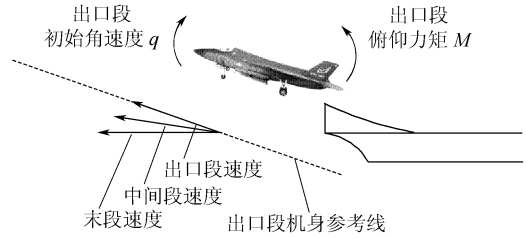


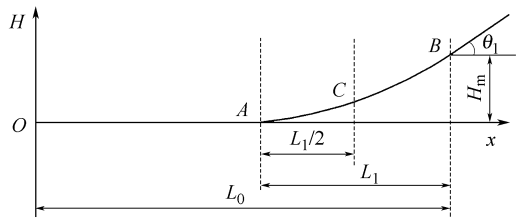
图 2 斜板出口处迎角的建立

最小起飞速度准则要求迎角的增长不能超出最大可用迎角的范围. 为了防止飞机的迎角增长过快过大, 离舰时飞机应该具有负的角加速度, 即受到低头力矩的作用. 低头力矩来自以下 2个方面: 飞机前轮离开甲板、后轮在甲板上的两轮滑跑阶段 (约为 0. 15 s), 前轮支反力消失, 后轮支反力存在, 从而支反力作用于飞机以低头力矩; 另一方面还包括飞机自身的气动力矩, 但此时, 因为速度低, 气动力矩不起主导作用. 综上所述, 甲板的曲率对飞机建立合适的离舰迎角也起着重要的作用.

3 仿真检验

为了检验上述解释的合理性, 采用航母-舰载机-起落架构成的多运动体系统仿真模型和计算软件[4-6], 通过设置不同的跑道长度, 以改变出口速度, 分析飞机运动状态和起落架载荷的变化. 滑跃起飞甲板的横截面示意图如图 3所示.

采用三次多项式来描述跑道斜坡段的形状[1]:



L_0—滑跃起飞甲板水平总长度; L_1—滑橇斜板段水平长度; H_m—滑橇斜板末端高度; θ_1—斜板出口与水平面夹角; H—高度; x—水平距离.

图 3　滑跃起飞甲板横截面示意图

$$H = a(x - L_0 + L_1)^3 + b(x - L_0 + L_1)^2 \quad (1)$$

其中

$$a = \frac{2[\tan\theta_1 - 2\tan(f\theta_1)]}{3L_1^2} \quad (2)$$

$$b = \frac{4\tan(f\theta_1) - \tan\theta_1}{2L_1} \quad (3)$$

引入甲板形状控制参数 f, 使得滑跃甲板斜坡段中点 C 处跑道倾角 $\theta_C = f\theta_1$.

$$f = \frac{\arctan\left(\dfrac{3H_m}{2L_1} - \dfrac{\tan\theta_1}{4}\right)}{\theta_1} \quad (4)$$

选取跑道水平长度 L_0 分别为 110m, 125m, 140m, 斜板水平段长度 L_1 设为 55m, 且形状保持不变, 出口角 $\theta_1 = 13°$, 末端高度 $H_m \approx 5\ 604$m, 取形状控制参数 $f = 0\ 418$, 航母航行速度设为 9m/s. 前起落架飞离斜板时刻飞机的关键状态参数如表 1所示. 可以看出, 随着跑道长度的增加, 飞机离开斜板时迎角差别不大, 而俯仰角速度会有所增加.

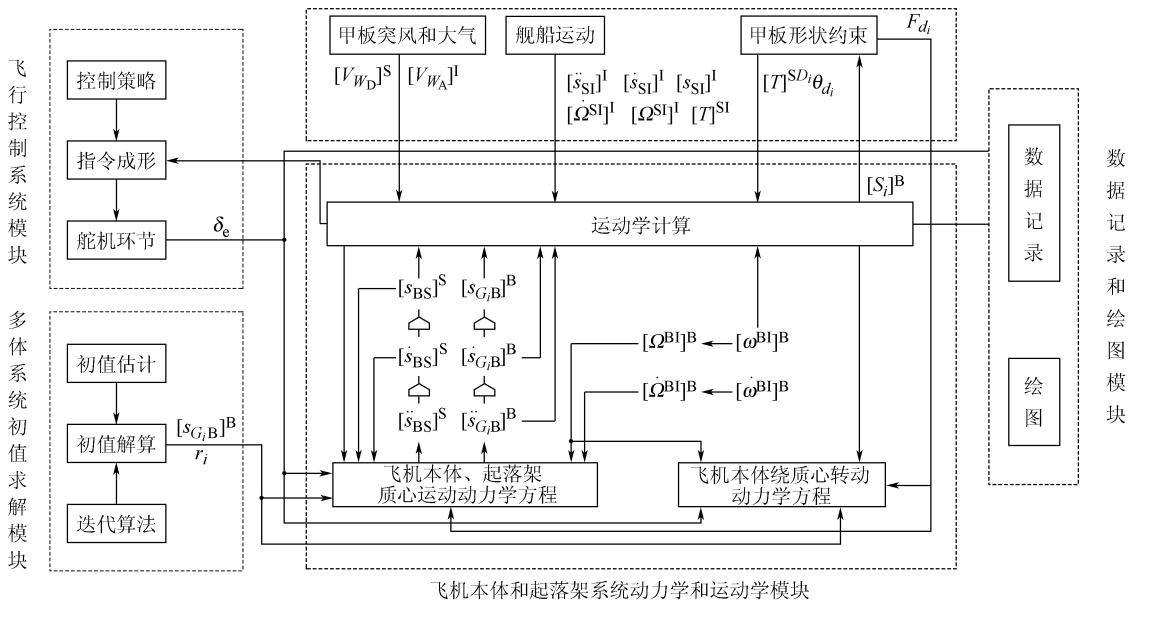
表 1　前起落架离开斜板时刻状态参数

参数	跑道 /m	α /(°)	q /((°)·s^{-1})	前轮载荷 /N	后轮载荷 /N
数值	110	4. 89	9. 69	13 866	32 586
	125	4. 70	10. 53	13 850	34 335
	140	4. 57	11. 66	14 590	35 905

仿真软件的程序结构图如图 4所示. 其中飞机本体和起落架分别建立动力学模型, 按照多体系统联立解算, 滑橇甲板形状作为约束条件加入仿真. 滑跃起飞过程中, 飞机离板后短时间内速度仍然较低, 控制舵面的影响较小[7], 因此在本文的仿真中飞控系统模块简化处理.

图 5~图 7是飞机的时域动态响应曲线. 图 5的轨迹变化说明滑跑距离的增加, 有利于轨迹的安全要求, 不出现下沉, 这正体现出初始速度与力多边形的变化关系.

随着跑道的加长, 飞机前轮上斜板的时间有所增加. 飞机上斜板后开始抬头, 航迹角也跟着增



$[s_{BS}]^S$—飞机质心到舰船系原点的位移在舰船轴系的投影; $[s_{G_iB}]^B$—编号为 i的起落架质心到飞机质心的位移在机体轴系的投影; $[s_{SI}]^I$—舰船质心相对惯性系的位移在惯性系的投影; $[\Omega^{SI}]^I$—由舰船的绝对角速度在惯性系的投影分量组成的反对称矩阵; $[\omega^{BI}]^B$—飞机机体相对惯性系的角速度在机体轴系的投影; $[\Omega^{BI}]^B$—由 $[\omega^{BI}]^B$ 各分量组成的反对称矩阵; δ_e—升降舵偏角; $[V_{W_D}]^S$—舰船绕流的舰船坐标系投影; $[V_{W_A}]^I$—大气运动在惯性系的投影; $[T]^{SI}$—惯性系到舰船轴系的转换矩阵; $[T]^{SD_i}$—甲板与第 i个轮胎接触点 D_i 当地坐标系到舰船轴系的转换矩阵; θ_{d_i}—D_i 点处斜板切线与航母纵轴夹角; $[S_i]^B$—轮胎与甲板接触点 D_i 在机体轴系中坐标分量的反对称矩阵; F_{di}—轮胎所受甲板的作用力; r_i—轮胎半径.

图 4　仿真程序结构图

长,在前轮离舰时刻,飞机获得最大正俯仰角速度,从此时刻开始,前起落架释放载荷,在很短的时间内,即两轮滑跑阶段,由于只有后轮的支反力,飞机会受到低头力矩作用,角速度迅速减小,见图 6后轮离舰后,飞机被抛入空中;在这之后约 0.5s时间内,速度矢量和机身轴线同时向 2个相反方向偏转叉开,迎角开始快速增长,随后进入自身的短周期振荡,如图 7所示.飞机转动自由度的状态响应验证了前面所分析的迎角建立过程.

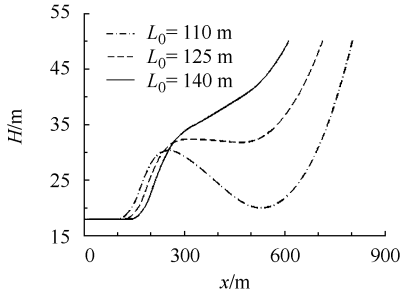


图 5 飞机对地轨迹

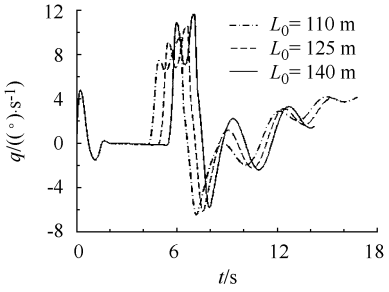


图 6 俯仰角速度时间历程

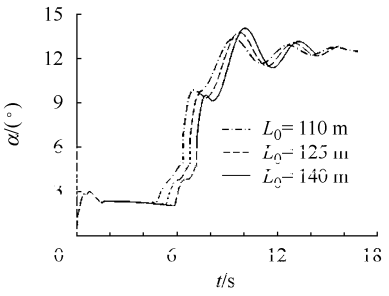


图 7 迎角时间历程

4 结 论

通过分析飞机质心运动,研究飞机的力多边形变化过程,揭示了滑跃助飞的基本原理.飞机借助滑橇甲板实现短距起飞的力学机理是:飞离甲板时,速度低于起飞离地速度,所以起飞滑跑距离缩短;滑橇甲板的出口斜率提供了离舰初始向上的速度分量,在速度较低,升力不能平衡重力的情况下,仍能保持飞机不掉高度.但离舰后飞机的轨迹具有负的法向加速度分量,在推力和升力共同作用下,飞机的合成加速度方向指向前下方,随着速度的增加,合成加速度方向逐渐向上偏转,与速度方向一致时,达到升力平衡重力.这便是飞机借助滑橇甲板实现短距起飞的力学机理,主导飞机性能与甲板出口角的匹配关系.

在飞机的转动自由度上,滑橇甲板的弯曲为飞机提供了俯仰角速度,使飞机在离开甲板时,具有抬头的初始俯仰角速度,同时在离舰过程中,甲板又提供了低头力矩,使角速度减小,通过这种综合作用和轨迹的变化建立起飞机的迎角.所以,飞机离开甲板时,在速度很低、气动舵面对迎角的控制作用很小的情况下,滑橇甲板的曲率对建立飞机的离舰迎角起了主导作用,这体现了飞机性能和品质与滑橇甲板曲率的适配性.

参考文献 (**References**)

[1] Senn C P, Eastman J A. Conventional takeoff and landing (CTOL) airplane ski jump evaluation[C]//Proceedings of Annual Symposium-Society of Flight Test Engineers. Lancaster: Society of Flight Test Engineers, 1983: 3.5.1-3.5.10

[2] Jr Clark JW, Walters M M. CTOL ski jump analysis, simulation, and flight test[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(5): 382-389

[3] Imhof G, Schork W. Using simulation to optimize ski jump ramp profiles for STOVL aircraft[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Denver: AIAA, 2000

[4] Liu Weiwei, Qu Xiangju. Modeling of carrier-based aircraft ski jump take-off based on tensor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(4): 326-335

[5] Rao P S, Saraf A. Performance analysis and control design for ski jump takeoff[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control. Austin, Texas: AIAA, 2003: 607-612

[6] 刘伟伟,屈香菊. 舰载机滑跃式起飞多体动力学系统的仿真[C]//飞行力学与飞行试验学术交流年会论文集. 宜昌:中国飞行试验研究院, 2005: 30-38
Liu Weiwei, Qu Xiangju. Simulation of multi-body dynamics system of carrier-based aircraft ski-jump takeoff[C]//Proceedings of Flight Dynamics and Flight Test Academic Communion Annual Conference. Yichang: Chinese Flight Test Establishment, 2005: 30-38(in Chinese)

[7] 刘伟伟. 基于张量的舰载机滑跃起飞建模与仿真[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2006
Liu Weiwei. Modeling and simulation of the carrier-based aircraft ski jump takeoff based on tensor[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(in Chinese)

(责任编辑:文丽芳)