

文章编号:1000-6893(2010)01-0102-07

舰载飞机弹射起飞的机舰参数适配特性

刘星宇, 许东松, 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Match Characteristics of Aircraft-carrier Parameters During Catapult Takeoff of Carrier-based Aircraft

Liu Xingyu, Xu Dongsong, Wang Lixin

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

摘要: 舰载飞机与航母之间的参数适配特性是弹射起飞总体方案设计阶段的关键问题之一。针对舰面起飞的复杂环境,建立了舰载飞机弹射起飞的数学仿真模型。在此基础上,分析了各主要机舰参数对弹射起飞安全性的影响,并计算得到满足弹射起飞安全准则的主要机舰参数的适配值集合。研究表明:在弹射起飞过程中,增加弹射能量、前起落架突伸力和升降舵预置偏角均可抑制航迹下沉;在适配值集合内,随着弹射能量的增加,升降舵预置偏角的适配范围增大,前起落架突伸力的影响减小。

关键词: 舰载飞机; 弹射起飞; 总体设计; 数值仿真; 参数适配; 安全准则

中图分类号: V212 **文献标识码:** A

Abstract: The parameter match between a carrier-based aircraft and the aircraft-carrier is one of the key issues in the conceptual design phase of catapult takeoff. A mathematical simulation model of a carrier-based aircraft during the catapult takeoff process is built up taking into consideration the complicated takeoff environment. Based on the model, the influence of primary aircraft-carrier parameters on catapult takeoff safety is analyzed and the match value set of primary parameters that accord with the catapult takeoff safety criteria is computed. The results indicate that enhancing the catapult energy, the nose gear fast-extension force and presetting the elevator angle can help to decrease the flight path sinkage during the catapult takeoff process. Within the boundary of the match value set, as the catapult energy increases, the match range of the presetting elevator angle enlarges and the influence of the nose gear fast-extension weakens.

Key words: carrier-based aircraft; catapult takeoff; conceptual design; numerical simulation; parameter match; safety criteria

通过弹射器的牵引力,使舰载飞机加速滑跑,在短时间内达到较大的离舰速度,从而在有限的航空母舰飞行甲板上离舰起飞,这种起飞方式称为弹射起飞。它具有工作效率高、滑跑距离短、抗御风和航母摇晃等外界干扰能力强的特点,已成为目前应用最广泛的一种舰载飞机起飞方式。

在弹射起飞总体方案设计时,需综合考虑各个影响因素,开展机舰参数适配性的研究,即根据航母的相关数据、舰载飞机的起飞重力和气动特性等,确定弹射器能量、前起落架突伸力和升降舵预置偏角等参数。目前国内对舰载飞机弹射起飞的研究主要集中在动力学建模^[1-2]、前起落架突伸问题^[3-4]、航母运动的影响^[5-6]以及起飞特性分析

等方面^[7-9],尚未涉及基于弹射起飞安全准则的机舰参数适配性研究。本文根据舰载飞机弹射起飞的物理过程和影响因素,建立了舰载飞机弹射起飞的全过程数学模型。通过开展大量的仿真计算,分析了在无风和平静海况环境下机舰主要参数变化对飞机弹射起飞安全性的影响,并总结得出机舰参数的主要适配规律。研究结果对机舰主要总体参数的设计和飞机弹射起飞性能的评估等均具有一定的参考价值。

1 弹射起飞安全准则

根据作用在舰载飞机上的力的不同,弹射起飞过程可分为3个阶段,如图1所示。图中:I为弹射滑跑段,II为动力滑跑段,III为离舰飞行段。

弹射滑跑段是从飞机安装在弹射器上,弹射器开始工作起到弹射器活塞冲程末端结束。在

收稿日期:2008-12-03; 修订日期:2009-04-26

基金项目:航空科学基金(20081751026)

通讯作者:刘星宇 E-mail:LXY6200200@sohu.com

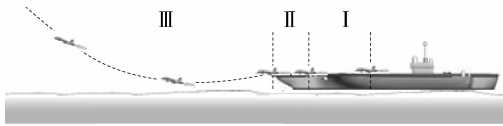


图 1 舰载飞机弹射起飞过程

Fig. 1 Course of catapult takeoff

该阶段,飞机受到弹射器的牵引力,从而在有限长度的跑道上,迅速达到较大的速度。

动力滑跑段是从弹射器弹射力作用结束时刻开始到飞机离舰时刻为止。

离舰飞行段包括了舰载飞机离舰后的惯性飞行和加速爬升两个阶段。受飞机离舰姿态、离舰速度以及地效等因素的影响,在惯性飞行阶段飞行航迹会出现一定的下沉。当航迹达到最大下沉量时刻,即达到了拐点,然后进入加速爬升阶段。

衡量舰载飞机弹射起飞安全性的主要准则如下^[10]:

(1) 航迹下沉量 在惯性飞行阶段,由于前起落架离舰时所产生的低头力矩、地效的减弱和升力减小,飞机会出现航迹下沉运动。弹射起飞安全准则对航迹下沉量的限制是:相对飞机在甲板末端时的重心位置,其重心的下沉量不能超过 10 ft(3.048 m)。

(2) 迎角 弹射起飞过程中,在航迹出现最大下沉量时,舰载飞机的飞行迎角最大,要求此值不能超过 $0.9C_{L,max}$ (无动力)对应的迎角。

(3) 上升率 舰载机离舰后航迹达到最大下沉量后的 3 s 内,上升率需要达到 600 ft/min(3.048 m/s)。若离舰后航迹无下沉,可不对上升率做限制要求。

2 弹射起飞的数学仿真模型

根据弹射起飞的物理过程和影响因素,可以建立完整的弹射起飞数学仿真模型:

(1) 气动系统模块 解算弹射起飞过程中作用在飞机上的气动力。模块中的气动系数需考虑地效的影响。

(2) 柔性起落架模块 计算飞机在整个滑跑过程中起落架由于自身的可压缩性而产生的支反力。典型油液式减震起落架力由液压阻尼力(P_H)、空气弹性力(P_A)、支柱摩擦力(P_F)和机轮滚动摩擦力(P_f)组成^[9]。

(3) 发动机推力模块 计算由飞机速度、大气温度和密度等因素所影响的发动机推力。

(4) 弹射器弹射力模块 根据弹射器性能曲

线,建立弹射力数学模型,计算弹射阶段作用在飞机上的弹射力。

大量的舰上试验和统计结果表明,蒸汽式弹射器的弹射力与活塞位置有关。典型的蒸汽式弹射器弹射力与冲程的无量纲关系如图 2^[11]所示。

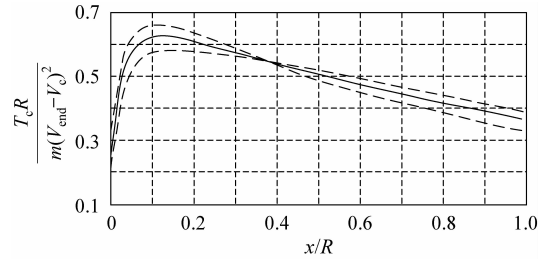


图 2 典型无量纲弹射力随冲程的变化曲线

Fig. 2 Model of catapult force vs stroke curve

图中: T_c 为弹射力; R 为弹射冲程; V_{end} 为弹射末端速度; V_c 为航母航向速度; x 为活塞位置; m 为飞机总质量;虚线为弹射力的不稳定波动范围。采用非线性最小二乘拟合的方法,选择双指数形式,可对弹射力随冲程的变化曲线拟合,得到弹射力与活塞位置间有量纲的关系式^[11]:

$$T_c R = m(V_{end} - V_c)^2 (ae^{bx/R} + ce^{dx/R}) \quad (1)$$

式中: a, b, c, d 为拟合参数。

(5) 运动方程解算模块 以飞机六自由度运动方程为基础,对弹射起飞全过程进行积分解算。

图 3 为弹射起飞的数学仿真模型结构图。

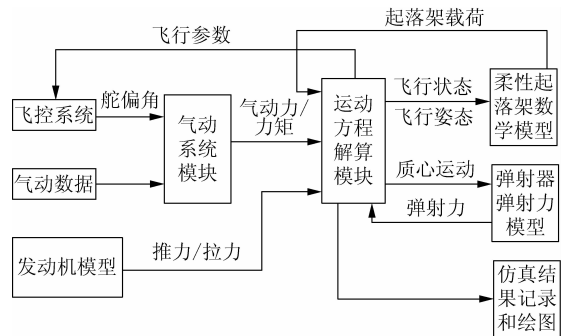


图 3 弹射起飞数学仿真模型

Fig. 3 Simulation model of catapult takeoff

3 机舰参数适配性研究

在无风和平静海况环境下,分别开展各主要机舰总体参数对弹射起飞安全性的影响研究,分析参数间的适配规律,进而迭代计算出符合弹射起飞安全准则的主要机舰参数的适配值集合。

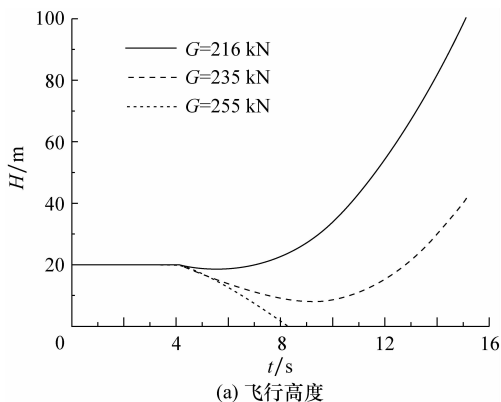
算例航空母舰:弹射冲程为 62.5 m,跑道长 91 m;舰载飞机:推重比为 0.35,升阻比为 8.4。

3.1 起飞重力的影响

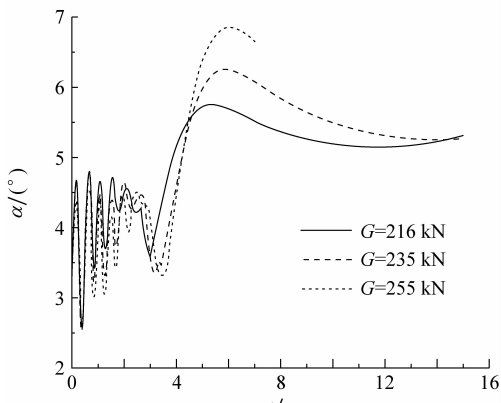
假设弹射能量为 $23\ 080\ \text{kN}\cdot\text{m}$ 、前起落架无突伸、升降舵预置偏角为 -3° 时,研究起飞重力 ($G=216, 235, 255\ \text{kN}$) 变化对飞机起飞安全性的影响。弹射能量是指在弹射冲程内,弹射力对飞机所作的功,计算公式为

$$E_c = \int_0^R T_c dx \quad (2)$$

仿真计算结果如图 4 和表 1 所示。



(a) 飞行高度



(b) 飞行迎角

图 4 不同起飞重力时弹射起飞参数的仿真结果

Fig. 4 Simulation results for different takeoff weights during catapult takeoff

表 1 不同起飞重力时的仿真结果对比

Table 1 Comparison of simulation results for different takeoff weights during catapult takeoff

参 数	G/kN		
	216	235	255
离舰速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	58.2	56.3	54.3
航迹下沉量/m	1.45	11.40	20.00
最大迎角/ $(^\circ)$	5.74	6.26	6.85
上升率/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	4.99	5.32	<0

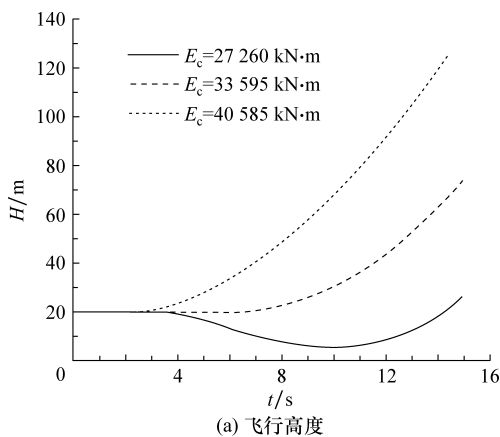
表中上升率的计算值为弹射过程航迹达到最大下沉量后 3 s 时刻的上升率大小。下同。

弹射能量相同时,随着飞机起飞重力的增加,离舰速度减小,同时升力减小,从而航迹下沉量增大;为了配平重力,最大迎角也随之增大。仿真计算中,3 个起飞重力时,最大迎角均小于 7° ,未超过算例飞机的限制迎角 18° 。可见,在弹射起飞过程中,舰载机一般不会出现失速的问题。

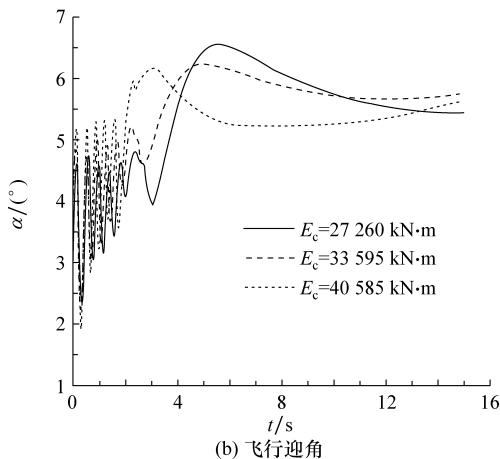
由于假定的弹射能量较小,仅当算例飞机的起飞重力为 $216\ \text{kN}$ 时,才满足弹射起飞安全准则要求。当起飞重力增加至 $235\ \text{kN}$ 时,航迹下沉量超过弹射起飞安全准则的限制值,不能安全起飞;当起飞重力增加至 $255\ \text{kN}$ 时,飞机离舰后坠入海中。所以,为了保证较大重力的舰载机能安全起飞,需要增大弹射能量与之适配。

3.2 弹射能量的影响

假设飞机起飞重力为 $255\ \text{kN}$ 、前起落架无突伸、升降舵预置偏角为 -3° 时,研究弹射能量 ($E_c=27\ 260, 33\ 595, 40\ 585\ \text{kN}\cdot\text{m}$) 变化对起飞安全性的影响。仿真计算结果如图 5 和表 2 所示。



(a) 飞行高度



(b) 飞行迎角

图 5 不同弹射能量时弹射起飞参数的仿真结果

Fig. 5 Simulation results for different catapult energies during catapult takeoff

表 2 不同弹射能量时的仿真结果对比

Table 2 Comparison of simulation results for different catapult energies during catapult takeoff

参 数	$E_c/(kN \cdot m)$		
	27 260	33 595	40 585
离舰速度/($m \cdot s^{-1}$)	57.30	61.55	65.78
航迹下沉量/m	14.76	0.57	0
最大迎角/($^\circ$)	6.60	6.25	6.00
上升率/($m \cdot s^{-1}$)	4.67	2.93	—

注:表中符号“—”表示在航迹无下沉时,不对上升率大小作要求。下同。

在同一个起飞重力状态下,随着弹射能量的增大,离舰速度增加,同时升力增加,从而航迹下沉量减小,配平的最大迎角也随之减小。

在算例飞机起飞重力为 255 kN、弹射能量为 27 260 kN·m 时,航迹下沉量过大;弹射能量增加至 33 595 kN·m 时,上升率太小;两个状态均不满足弹射起飞安全准则的要求。当弹射能量增加至 40 585 kN·m 时,航迹无下沉,迎角小于限制值 18° ,可以安全弹射起飞。

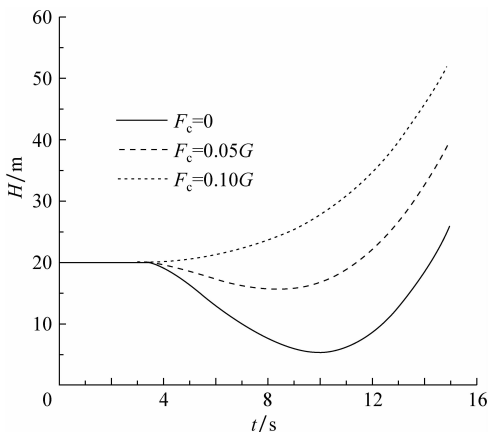
3.3 前起落架突伸力的影响

假设飞机起飞重力为 255 kN、弹射能量为 27 260 kN·m、升降舵预置偏角为 -3° 时,研究前起落架突伸力($F_c=0, 0.05G, 0.10G$)变化对起飞安全性的影响。仿真计算结果如表 3 和图 6 所示。

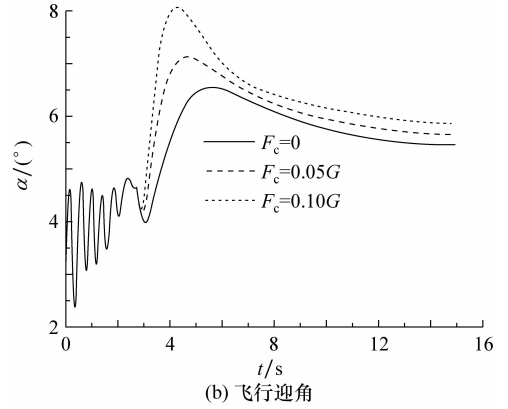
表 3 不同前起落架突伸力时的仿真结果对比

Table 3 Comparison of simulation results for different nose gear fast-extension forces during catapult takeoff

参 数	F_c		
	0	0.05G	0.10G
离舰俯仰角/($^\circ$)	4.10	4.91	5.73
航迹下沉量/m	14.76	4.42	0
最大迎角/($^\circ$)	6.60	7.14	8.09
上升率/($m \cdot s^{-1}$)	4.67	3.02	—



(a) 飞行高度



(b) 飞行迎角

图 6 不同前起落架突伸力时弹射起飞参数的仿真结果

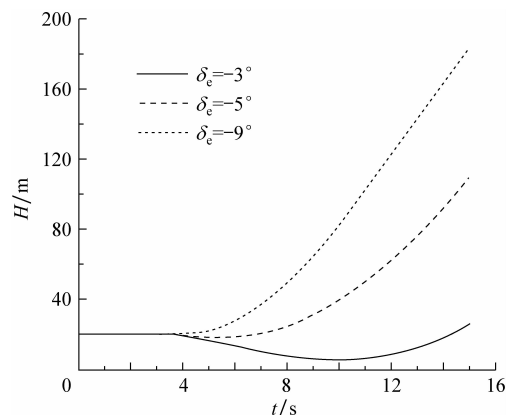
Fig. 6 Simulation results for different nose gear fast-extension forces during catapult takeoff

前起落架突伸力的作用主要是使舰载机在动力滑跑段获得一个抬头力矩,增加其俯仰角速度,调整飞机的离舰姿态,迅速建立起起飞迎角。所以随着前起落架突伸力的增加,飞机离舰俯仰角和最大迎角都随之增大,从而升力增加,航迹下沉量随之减小。

由于弹射能量较小,在前起落架突伸力为 0 和 0.05G 状态时,航迹下沉量大,重力为 255 kN 的算例飞机不能安全弹射起飞;当前起落架突伸力增至 0.10G 时,航迹无下沉,最大迎角小于限制值 18° ,可以安全弹射起飞。

3.4 升降舵预置的影响

假设飞机起飞重力为 255 kN、弹射能量为 27 260 kN·m、前起落架无突伸时,研究升降舵预置偏角($\delta_c=-3^\circ, -5^\circ, -9^\circ$)大小对起飞安全性的影响。仿真计算结果如图 7 和表 4 所示。



(a) 飞行高度

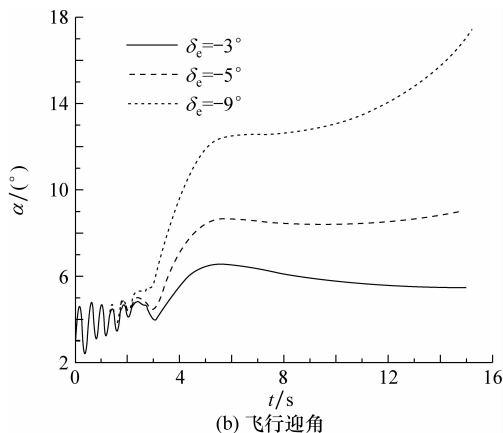


图 7 不同升降舵预置偏角时弹射起飞参数的仿真结果
Fig. 7 Simulation results for different presetting elevators during catapult takeoff

表 4 不同升降舵预置偏角时的仿真结果对比

Table 4 Comparison of simulation results for different presetting elevators during catapult takeoff

参 数	$\delta_{\epsilon}/(^{\circ})$		
	-3	-5	-9
离舰俯仰角/ $^{\circ}$	4.10	4.88	7.30
航迹下沉量/m	14.76	1.86	0
最大迎角/ $^{\circ}$	6.60	9.03	18.80
上升率/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	4.67	6.13	—

升降舵预置偏角产生的操纵力矩使舰载机在弹射起飞时获得一个抬头力矩。在动力滑跑段,该力矩调整飞机的离舰姿态,建立起起飞迎角;在离舰飞行段,该力矩使飞机迎角迅速增大,增加升力。所以当升降舵预置偏角增加时,飞机离舰俯仰角和最大迎角都随之增大,航迹下沉量随之减小。

需要指出的是,过大的升降舵预置偏角会导致飞机离舰飞行段的迎角建立过快,容易造成飞机失速。如算例中当升降舵预置偏角从 -3° 增加至 -5° 时,航迹下沉量从 14.76 m 减小至 1.86 m,最大迎角小于 18.00° ,能够安全弹射起飞。但当升降舵预置偏角增加至 -9° 时,飞机最大迎角达到 18.80° ,不满足弹射起飞安全准则对迎角的限制要求。

3.5 主要机舰参数的适配规律

给定飞机起飞重力和气动特性时,在弹射起飞安全准则的约束下,在 E_c 、 F_c 和 δ_{ϵ} 的最大值范围内,研究这 3 个参数的适配规律。

飞机升降舵最大偏角一般约为 25° 。弹射能量的最大值可设为在前起落架无突伸和升降舵预置偏角为 0° 时,能够安全弹射起飞的最小能量。

前起落架的最大突伸力受到前起落架支柱的最大可突伸量的约束。

设前轮与甲板接触点在减震器无压缩时距机身构造水平线距离为 S_{n0} 、飞机重心相对甲板高度为 Z_G ,前起落架支柱的最大可突伸量为 ΔS_n ,则飞机离舰时的最大俯仰角的几何关系式为

$$\theta_{\max} = \arctan \frac{(S_{n0} + \Delta S_n - Z_G)}{L_n} \quad (3)$$

弹射起飞动力滑跑段飞机所受的力,如图 8 所示。

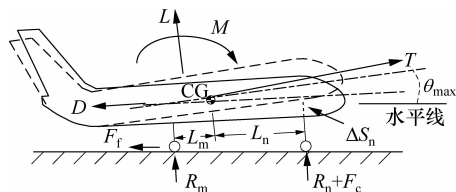


图 8 弹射起飞动力滑跑段飞机受力示意图
Fig. 8 Sketch map of force on aircraft while running on deck

图中: R_n 为前起落架载荷; R_m 为主起落架载荷; F_f 为甲板与机轮的摩擦力; T 为发动机推力; L 为升力; D 为阻力; M 为气动俯仰力矩; L_n 和 L_m 分别为前、主起落架距飞机质心的水平距离。

在仿真计算求解飞机的离舰俯仰角时,将几何关系式(3)作为离舰俯仰角的最大值约束,可迭代计算出前起落架的最大突伸力。

假设算例飞机前起落架的最大可突伸量与减震器的最大可压缩量相等($\Delta S_n = 0.3 \text{ m}$),则通过仿真计算,最大突伸力约为 0.15G。

在上述 3 个参数的最大值范围内迭代仿真计算,可求出符合弹射起飞安全准则的主要机舰参数的适配值集合为

$$\{E_c, \delta_{\epsilon}, F_c \mid \alpha_{\max} < 18^{\circ}, \Delta H < 3.048 \text{ m}, \\ (\text{ROC})_3 > 3.048 \text{ m/s}\} \quad (4)$$

式中: α_{\max} 为最大迎角; ΔH 为航迹下沉量; $(\text{ROC})_3$ 为航迹最大下沉后 3 s 的上升率。

算例飞机起飞重力为 255 kN 时,满足弹射起飞安全准则的主要机舰参数的适配值集合可以三维图形表征,如图 9 所示。

图 9 中突体上曲面 A 由飞行最大迎角为 18° 时的参数值(δ_{ϵ} 、 E_c 、 F_c)组成,为飞行迎角的安全边界;下曲面 D 由航迹下沉量为 3.048 m 时的参数值(δ_{ϵ} 、 E_c 、 F_c)组成,为航迹下沉的安全边界;前平面 E 和后平面 B 是集合中前起落架突伸力为零和最大时的边界;曲线 F 和右曲面 C 是集合中弹射能量为最小和最大时的边界。弹射起飞

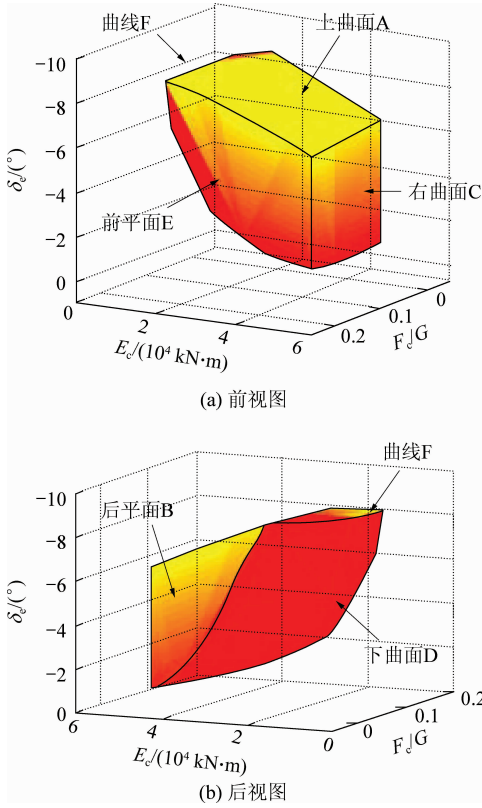


图 9 主要机舰参数的适配值集合

Fig. 9 Match value set of aircraft-carrier parameters

时,当机舰参数的适配值(δ_e, E_c, F_c)位于图 9 中突体内部,飞机可以安全起飞。参数适配值越靠近浅色区域,飞机最大迎角越大,航迹下沉量越小;越靠近深色区域,飞机最大迎角越小,航迹下沉量越大。

在适配值集合(见图 9)中,取出当参数 $F_c/G=0, 0.05, 0.10, 0.15$ 时参数 δ_e 和 E_c 的适配区域,来分析三者的适配规律,如图 10 所示。

图中: I 为弹射起飞安全区域, II 和 III 为危险区域;实线为飞行迎角的安全边界,虚线为航迹下沉的安全边界。当参数组合靠近实线时,飞机最大迎角增加,航迹下沉量减小,进入区域 II 后,飞机最大迎角超过安全准则的限制值;反之,当参数组合靠近虚线时,飞机最大迎角减小,航迹下沉量增大,进入区域 III 后,航迹下沉量超过安全准则的限制值。可以看出,随着弹射能量的增加,升降舵预置偏角的适配范围增大。

当前起落架突伸力从零逐渐增加到最大 $0.15G$ 时,使飞机能够安全起飞的最小弹射能量从 $20\ 075\ \text{kN}\cdot\text{m}$ 逐渐降至 $10\ 752\ \text{kN}\cdot\text{m}$;并且在弹射能量为 $23\ 770\ \text{kN}\cdot\text{m}$ 时,使飞机能够安全弹射起飞的最小升降舵预置偏角从 -7.0° 逐渐降至 -2.6° 。可见,弹射能量较小时,突伸力的作用明显。

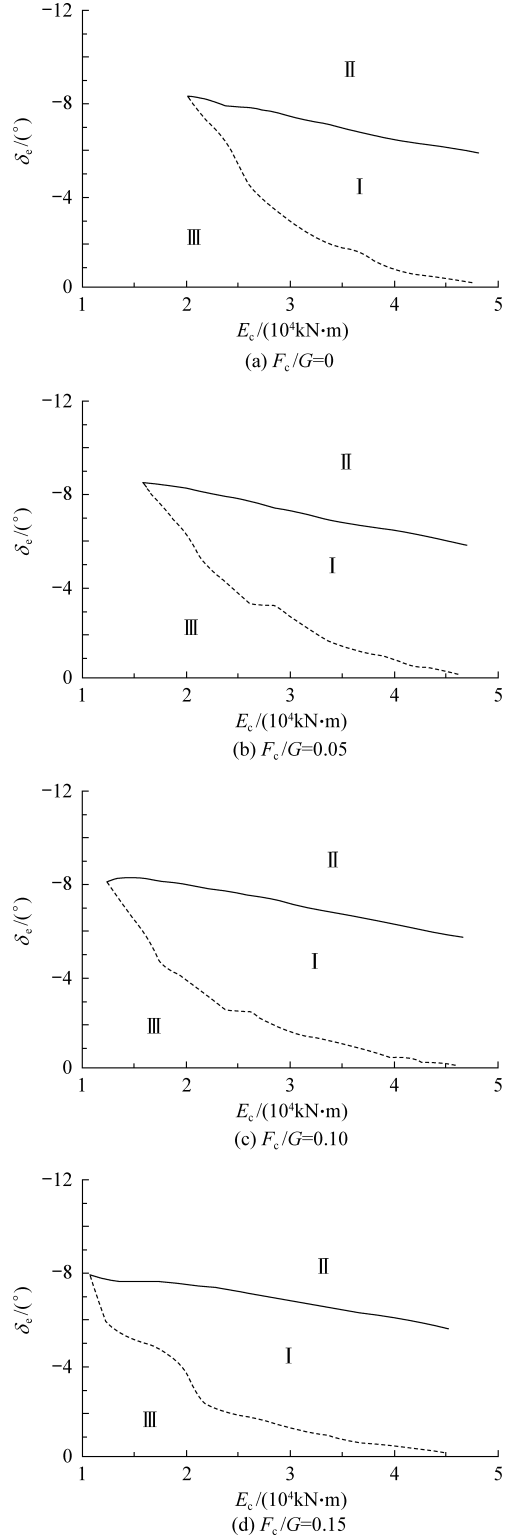


图 10 升降舵预置偏角与弹射能量的适配区域
Fig. 10 Match region of presetting elevator and catapult energy

当升降舵预置偏角 $\delta_e=0^\circ$ 、前起落架突伸力从 0 增加至 $0.15G$ 时,使飞机能够安全起飞的弹射能量从 $47\ 600\ \text{kN}\cdot\text{m}$ 降至 $45\ 080\ \text{kN}\cdot\text{m}$ 。可见,在较大的弹射能量下,突伸力的作用减小。这是因为弹射能量增加后,飞机在弹射冲程末端获

得的速度增大,从而前起落架突伸力的作用时间减小。

4 结 论

在无风和平静海况环境下,通过研究机舰参数变化对弹射起飞安全性的影响,来分析弹射起飞机舰参数的适配规律,进而迭代计算出满足弹射起飞安全准则的主要机舰参数的适配值集合。研究表明:

(1) 增加机舰参数中的弹射能量、前起落架突伸力和升降舵预置偏角均可有效地抑制航迹下沉。三者的作用机理不尽相同:增加弹射能量,是通过提高飞机的离舰速度来增加升力,抑制航迹下沉;加大前起落架突伸力和升降舵预置偏角,可使飞机迅速建立迎角,从而增加升力,来抑制航迹下沉。

(2) 升降舵预置偏角过大使得舰载飞机离舰后迎角建立太快,导致阻力增大,舰载飞机空速下降,容易造成舰载飞机失速。

(3) 通过迭代仿真计算,可求出符合弹射起飞安全准则的主要机舰参数的适配值集合。在此集合内,随着弹射能量的增加,升降舵预置偏角的适配范围增大,前起落架突伸力的影响减小。

参 考 文 献

- [1] 金长江,洪冠新. 舰载机弹射起飞及拦阻着舰动力学问题[J]. 航空学报, 1990, 11(12): 534-542.
Jin Changjiang, Hong Guanxin. Dynamic problems of carrier aircraft catapult launching and arrest landing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(12): 534-542. (in Chinese)
- [2] Wang W J, Qu X J, Guo L L. Multi-agent based hierarchy simulation models of carrier-based aircraft catapult launch [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 223-231.
- [3] 胡淑玲, 林国锋. 前起落架突伸对舰载机起飞特性的影响[J]. 飞行力学, 1993, 12(1): 28-34.
Hu Shuling, Lin Guofeng. The effects of nose landing gear jump on the carrier aircraft catapult take-off flight path [J]. Flight Dynamics, 1993, 12(1): 28-34. (in Chinese)
- [4] 郑本武. 前起落架突伸对舰载飞机弹射起飞航迹的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(1): 27-33.
Zheng Benwu. The influence of the nose gear fast-extension on the catapult trajectory for carrier-based airplane [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 26(1): 27-33. (in Chinese)
- [5] 王大海, 苏彬. 舰面运动对弹射起飞特性的影响[J]. 飞

行力学, 1994, 12(1): 57-63.

Wang Dahai, Su Bin. The deck motion effects on the catapult-assisted take-off characteristics of the carrier-based airplane [J]. Flight Dynamics, 1994, 12(1): 57-63. (in Chinese)

- [6] 贾忠湖,高永,韩维. 航母纵摇对舰载机弹射起飞的限制研究[J]. 飞行力学, 2002, 20(2): 19-21.
Jia Zhonghu, Gao Yong, Han Wei. Research on the limitation of vertical toss to the warship-based aircraft's catapult-assisted take-off [J]. Flight Dynamics, 2002, 20(2): 19-21. (in Chinese)
- [7] 郑本武. 舰载飞机弹射起飞性能和影响因素分析 [J]. 飞行力学, 1992, 10(3): 27-33.
Zheng Benwu. The catapulting performance of the carrier-based airplane and the parameter study [J]. Flight Dynamics, 1992, 10(3): 27-33. (in Chinese)
- [8] 郑本武. 舰载飞机弹射起飞参数的优化研究 [J]. 飞行力学, 1995, 13(4): 23-28.
Zheng Benwu. The study of the parameter optimization of catapult take-off for carrier-based airplane [J]. Flight Dynamics, 1995, 13(4): 23-28. (in Chinese)
- [9] 严重中,刘航. 舰载飞机弹射滑跑起飞特性计算[J]. 飞行力学, 1996, 14(3): 50-55.
Yan Chongzhong, Liu Hang. Launch characteristics calculation of catapult run for a carrier-based airplane [J]. Flight Dynamics, 1996, 14(3): 50-55. (in Chinese)
- [10] Lucas C B. Catapult criteria for a carrier-based airplane [R]. AD702814, 1968.
- [11] 郭林亮. 舰载机起飞安全性能预测与仿真[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2007.
Guo Linliang. Safely performance prediction and simulation of carrier airplane takeoff [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

作者简介:

刘星宇(1983—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学、飞机设计。

Tel: 13811231159

E-mail: LX Y6200200@sohu.com

许东松(1985—) 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行动力学、飞机设计。

Tel: 13811806890

E-mail: Lanfeng1985@yahoo.com.cn

王立新(1965—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机设计、飞行动力学与飞行控制等。

E-mail: bh u_wlx@tom.com

(编辑:鲍亚平)