

舰载机弹射起飞六自由度静平衡分析

白双刚¹, 胡孟权¹, 段进坦²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 南昌航空大学航空制造工程学院, 江西南昌, 330063)

摘要 静平衡状态是弹射起飞动力学分析的初始条件,也是进行弹射起飞动力学建模的基础。将舰船、飞机、起落架等视作具有独立质量的多运动实体,并分析描述它们之间的运动耦合关系,建立了舰载机静平衡状态下的六自由度数学模型,考虑了航母运动和甲板风以及海面气流扰动对飞机的影响。利用这一模型仿真计算了在不同情况下舰载机的静平衡状态,并分析了不同情况下舰载机的运动规律。计算结果与实际情况吻合,为舰载机弹射起飞六自由度动力学分析奠定了基础。

关键词 舰载机;静平衡;弹射起飞;六自由度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.03.005

中图分类号 V212.13 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)03-0021-04

弹射起飞是指在弹射器牵引下,飞机在舰面加速滑行,在很短的时间、有限的距离内达到起飞速度离舰飞行,这种起飞方式具有工作效率高、滑跑距离短、抗御风和航母摇晃干扰能力强的特点^[1]。弹射起飞涉及大气、海洋、航空母舰、飞机及其起落架的运动和相互作用,航母、飞机以及与飞机连接的前、主起落架活动部分构成多体动力系统^[2]。弹射起飞的静平衡是指舰载机在弹射预紧力、钳制力、发动机推力、空气动力、起落架反力等共同作用下达到相对于舰面的平衡状态。舰载机弹射起飞问题的研究,以往主要从三自由度的角度来考虑^[3-4],建立的模型相对简单,忽略的因素较多。近年来,国内对六自由度舰载机弹射起飞问题进行了一些研究,构建了舰载机起飞过程仿真的层次模型结构和仿真张量模型^[5-6]。

建立舰载机静平衡状态数学模型,在综合考虑航母、飞机的六自由度运动以及起落架柔性等因素时,由于自由度较多,如何确定这种状态是一个关键的问题。本文通过确定飞机与起落架、舰船的耦合关系,建立六自由度飞机和起落架在静平衡状态下的数学模型,并进行仿真分析。

1 坐标系

本文共建立了7个坐标系,包括惯性坐标系(I),舰面坐标系(S),机体坐标系(B),3个起落架坐标系(G_i)和风轴系(W)。以机体坐标系为例,原点 B 位于飞机质心, x_B 轴沿着机身参考线指向机头, z_B 轴垂直于 x_B 轴指向下, Bx_Bz_B 面在飞机对称面内, y_B 轴垂直于 Bx_Bz_B 面指向右。其它坐标系与机体坐标系建立方法相似,3个起落架坐标系固连与机体坐标系,原点位于起落架与飞机的连接处。



图1 坐标系示意图

Fig. 1 The sketch map of the coordinate system

* 收稿日期:2011-12-21

基金项目:航空科学基金资助项目(20110596007)

作者简介:白双刚(1984-),男,山东商河人,硕士生,主要从事飞行力学研究。E-mail:bsgly@sina.cn

2 舰载机静平衡状态数学模型

2.1 舰载机质心静平衡数学模型

在静平衡状态,飞机在发动机推力、舰面对起落架的反力、空气动力、弹射预紧力和钳制力的共同作用下达到相对于甲板平面的平衡状态。根据理论力学点的加速度合成定理可得:

$$\mathbf{a}_a = \mathbf{a}_e + \mathbf{a}_r + \mathbf{a}_k \quad (1)$$

式中:绝对加速度 \mathbf{a}_a 为飞机质心相对于惯性系运动的加速度;相对加速度 \mathbf{a}_r 为飞机相对于舰面坐标系的加速度,在静平衡状态下 $\mathbf{a}_r = 0$;牵连加速度 \mathbf{a}_e 为舰面坐标系中和飞机质心重合的点相对于惯性系运动的加速度;科氏加速度 \mathbf{a}_k 为由于舰面的转动运动,由 \mathbf{a}_e 和 \mathbf{a}_r 相互影响而出现的一项附加的加速度。

飞机绝对加速度在舰面坐标系上的投影为:

$$\mathbf{a}_a = \{ \mathbf{L}_W^S [\mathbf{F}_a]_w + \mathbf{L}_B^S [\mathbf{F}_t]_B + \sum_{i=1}^3 [\mathbf{F}_{d_i}]_S + [\mathbf{F}_h]_S + [\mathbf{F}_c]_S + m_B \mathbf{L}_I^S [\mathbf{g}]_I \} / m_B \quad (2)$$

式中: \mathbf{F}_a 、 \mathbf{F}_t 、 \mathbf{F}_{d_i} 、 \mathbf{F}_h 、 \mathbf{F}_c 分别表示飞机受到的空气动力、发动机推力、起落架受到的反力、钳制力以及弹射预紧力; \mathbf{g} 为飞机的重力加速度; m_B 为飞机的质量。中括号 $[\]$ 右下角的字母代表变量在各自的坐标系下的表示, \mathbf{L}_W^S 为风轴系到舰面坐标系的转换矩阵; \mathbf{L}_B^S 为机体坐标系到舰面坐标系的转换矩阵; \mathbf{L}_I^S 为惯性系到舰面坐标系的转换矩阵。

飞机的牵连加速度在舰面坐标系上的投影为:

$$\mathbf{a}_e = \left[\frac{d\boldsymbol{\omega}_S}{dt} \right]_S \times [\mathbf{S}_{BS}]_S + [\boldsymbol{\omega}_S]_S \times [\mathbf{V}_{eB}]_S + \mathbf{L}_I^S [\mathbf{a}_{rs}]_I \quad (3)$$

飞机的科氏加速度在舰面坐标系上的投影为:

$$\mathbf{a}_k = 2[\boldsymbol{\omega}_S]_S \times [\mathbf{V}_{rB}]_S \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_S$ 为舰体相对于惯性坐标系的转动角速度; \mathbf{S}_{BS} 为飞机质心到舰面坐标系原点的矢量; \mathbf{a}_{rs} 为航母质心在惯性系的平动加速度; \mathbf{V}_{eB} 为飞机质心的牵连速度; \mathbf{V}_{rB} 为飞机质心的相对速度。

根据式(1) - (4),可得飞机质心运动平衡方程为:

$$\{ \mathbf{L}_W^S [\mathbf{F}_a]_w + \mathbf{L}_B^S [\mathbf{F}_t]_B + \sum_{i=1}^3 [\mathbf{F}_{d_i}]_S + [\mathbf{F}_h]_S + [\mathbf{F}_c]_S + m_B \mathbf{L}_I^S [\mathbf{g}]_I \} / m_B = \left[\frac{d\boldsymbol{\omega}_S}{dt} \right]_S \times [\mathbf{S}_{BS}]_S + [\boldsymbol{\omega}_S]_S \times [\mathbf{V}_{eB}]_S + \mathbf{L}_I^S [\mathbf{a}_{rs}]_I + 2[\boldsymbol{\omega}_S]_S \times [\mathbf{V}_{rB}]_S \quad (5)$$

2.2 舰载机转动静平衡数学模型

飞机的转动动力学方程在机体坐标系中表示为:

$$\begin{cases} I_x \frac{dp}{dt} - I_{zx} \left(\frac{dr}{dt} + pq \right) - (I_y - I_z) qr = \sum L \\ I_y \frac{dq}{dt} - I_{zx} (r^2 - p^2) - (I_z - I_x) rp = \sum M \\ I_z \frac{dr}{dt} + (I_y - I_x) pq + I_{zx} \left(qr - \frac{dp}{dt} \right) = \sum N \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\sum L$ 、 $\sum M$ 、 $\sum N$ 为空气动力、发动机推力、舰面反力、弹射预紧力、钳制力引起的合外力矩在机体坐标系中的投影在 x_b 轴、 y_b 轴、 z_b 轴方向的分量; I_x 、 I_y 、 I_z 、 I_{zx} 为飞机的转动惯量。由于飞机相对航母处于静平衡状态,飞机相对航母没有相对运动,所以可得:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \mathbf{L}_S^B \begin{bmatrix} p_S \\ q_S \\ r_S \end{bmatrix} \quad (7) \quad \begin{bmatrix} dp \\ dq \\ dr \end{bmatrix} = \mathbf{L}_S^B \begin{bmatrix} dp_S \\ dq_S \\ dr_S \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: p 、 q 、 r 为飞机的俯仰、滚转、偏航角速度; p_S 、 q_S 、 r_S 为航母的俯仰、滚转、偏航角速度; dp 、 dq 、 dr 为飞机的俯仰、滚转、偏航的角加速度; dp_S 、 dq_S 、 dr_S 为航母的俯仰、滚转、偏航角加速度; \mathbf{L}_S^B 是舰面坐标系到机体坐标系的转换矩阵。

2.3 起落架质心静平衡数学模型

把悬挂在机身上的起落架看作具有单独质量的实体,仅考虑其沿各自坐标系 Z 方向的单自由度伸缩运动。以前起落架为例,根据理论力学点的加速度合成定理可得:

$$\mathbf{a}_a^1 = \mathbf{a}_e^1 + \mathbf{a}_r^1 + \mathbf{a}_k^1 \quad (9)$$

式中:绝对加速度 \mathbf{a}_a^1 为前起落架质心相对于惯性坐标系运动的加速度;相对加速度 \mathbf{a}_r^1 为前起落架相对于机体坐标系的加速度,在静平衡状态下 $\mathbf{a}_r^1 = \mathbf{0}$;牵连加速度 \mathbf{a}_e^1 为飞机坐标系中和前起落架质心的重合点相对于惯性系运动的加速度;科氏加速度 \mathbf{a}_k^1 为由于飞机的转动运动,由 \mathbf{a}_e^1 和 \mathbf{a}_r^1 相互影响而出现的附加的加速度。

前起落架的绝对加速度为:

$$\mathbf{a}_a^1 = \{ [\mathbf{F}_q]_{G_1} + \mathbf{L}_S^{G_1} [\mathbf{F}_{d_1}]_S + m_{G_1} \mathbf{L}_I^{G_1} [\mathbf{g}_{G_1}]_I \} / m_{G_1} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{L}_S^{G_1}$ 为舰面坐标系到前起落架坐标系的转换矩阵; $\mathbf{L}_I^{G_1}$ 为惯性系到前起落架坐标系的转换矩阵; \mathbf{F}_q 为前起落架受到的空气弹簧力; \mathbf{F}_{d_1} 为前起落架受到的舰面反力; \mathbf{g}_{G_1} 为前起落架的重力加速度; m_{G_1} 为前起落架的质量。在静平衡状态减震支柱沿轴向的力达到平衡,所以油液阻尼力和结构摩擦力为零。

前起落架的牵连加速度为:

$$\mathbf{a}_e^1 = \mathbf{L}_B^{G_1} \left[\frac{d\boldsymbol{\omega}_B}{dt} \right]_B \times \mathbf{L}_B^{G_1} [\mathbf{S}_{G_1B}]_B + \mathbf{L}_B^{G_1} [\boldsymbol{\omega}_B]_B \times \mathbf{L}_B^{G_1} [\mathbf{V}_{eG_1}]_B + \mathbf{L}_I^{G_1} [\mathbf{a}_{rB}]_I \quad (11)$$

前起落架的科氏加速度为:

$$\mathbf{a}_k^1 = 2\mathbf{L}_B^{G_1} [\boldsymbol{\omega}_B]_B \times \mathbf{L}_B^{G_1} [\mathbf{V}_{rG_1}]_B \quad (12)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_B$ 为机体相对于惯性系的转动角速度; \mathbf{S}_{G_1B} 为前起落架质心到机体坐标系原点的矢量; \mathbf{a}_{rB} 为飞机质心在惯性系的平动加速度; \mathbf{V}_{eG_1} 为前起落架质心的牵连速度; \mathbf{V}_{rG_1} 为前起落架质心的相对速度; $\mathbf{L}_B^{G_1}$ 为机体坐标系到前起落架坐标系的转换矩阵。

由式(10) - (12)可得前起落架质心运动平衡方程:

$$\{ [\mathbf{F}_q]_{G_1} + \mathbf{L}_S^{G_1} [\mathbf{F}_{d_1}]_S + m_{G_1} \mathbf{L}_I^{G_1} [\mathbf{g}_{G_1}]_I \} / m_{G_1} = \mathbf{L}_B^{G_1} \left[\frac{d\boldsymbol{\omega}_B}{dt} \right]_B \times \mathbf{L}_B^{G_1} [\mathbf{S}_{G_1B}]_B + \mathbf{L}_B^{G_1} [\boldsymbol{\omega}_B]_B \times \mathbf{L}_B^{G_1} [\mathbf{V}_{eG_1}]_B + \mathbf{L}_I^{G_1} [\mathbf{a}_{rB}]_I + 2\mathbf{L}_B^{G_1} [\boldsymbol{\omega}_B]_B \times \mathbf{L}_B^{G_1} [\mathbf{V}_{rG_1}]_B \quad (13)$$

同理可求得左、右起落架的质心运动平衡方程。

由飞机的质心运动方程只能得到飞机相对于舰面坐标系的加速度,因此式(13)中的 \mathbf{a}_{rB} 需要额外计算,同样根据点的加速度合成定理,经推导可得 \mathbf{a}_{rB} 。

$$[\mathbf{a}_{rB}]_I = \left[\frac{d^2 \mathbf{S}_{BI}}{dt^2} \right]_I = 2[\boldsymbol{\omega}_S]_I \times \mathbf{L}_S^I \left[\frac{d\mathbf{S}_{BS}}{dt} \right]_S + \left[\frac{d\boldsymbol{\omega}_S}{dt} \right]_I \times \mathbf{L}_S^I [\mathbf{S}_{BS}]_S + [\boldsymbol{\omega}_S]_I \times [\boldsymbol{\omega}_S]_I \times \mathbf{L}_S^I [\mathbf{S}_{BS}]_S + \left[\frac{d^2 \mathbf{S}_{SI}}{dt^2} \right]_I \quad (14)$$

式中: \mathbf{L}_S^I 为舰面坐标系到惯性系的转换矩阵; \mathbf{S}_{SI} 为舰面坐标系原点到惯性系原点的矢量。

3 静平衡状态的确定

由式(5) - (6)和3个起落架的质心运动方程可以得到关于飞机的九自由度运动方程,此时舰面与飞机轮胎的摩擦力为静摩擦力,由于舰面的运动静摩擦力难以确定,所以做以下假设:① 假设舰面坐标系 x 方向的摩擦力为零,钳制杆上的力使 x 方向的运动方程达到平衡,这样就可以求得钳制力 \mathbf{F}_h ,使得式(5)中 x 方向方程达到平衡;② 由钳制力 \mathbf{F}_h 可以求得 y 方向的机轮侧向摩擦力 \mathbf{F}_y ,使得式(5) y 方向方程达到平衡;③ 将舰载机转动动力学方程中的偏航力矩作为约束, \mathbf{F}_y 在3个机轮上的分布使得飞机的偏航力矩方程自动配平,这样式(6)中 z 方向方程达到平衡。通过以上假设使得九自由度飞机运动方程中有3个方程和其它6个方程非耦合。

确定飞机的静平衡状态只需要6个变量,即飞机的俯仰角 ϑ_b 、飞机滚转角 φ_b 、3个起落架的支柱压缩量 (S_1, S_2, S_3) 以及飞机前轮的压缩量 T_1 。剩下的6个方程对应6个独立变量,采用拟牛顿法即可求得。

4 仿真实例分析

仿真的初始条件为:航母的航速 $V = 15 \text{ m/s}$,弹射预紧力 $\mathbf{F}_c = 24\,449 \text{ N}$,舰面的大气紊流为海面自由大

气紊流模型^[7]。对舰载机静平衡仿真分以下4种情况进行:①舰面没有转动,飞机相对跑道偏航 0° ;②舰面没有转动,飞机相对跑道偏航 2° ;③舰面有俯仰运动^[8],俯仰角 $\vartheta = \vartheta_{\max} \sin\left(\frac{2\pi}{T_1}t + \varphi_1\right)$,最大俯仰角 $\vartheta_{\max} = 4^\circ$,俯仰周期 $T_1 = 6$ s,飞机相对跑道偏航 0° ,初相位 $\varphi_1 = 0^\circ$;④舰面有滚转运动^[8],滚转角 $\varphi = \varphi_{\max} \sin\left(\frac{2\pi}{T_2}t + \varphi_2\right)$,最大滚转角 $\varphi_{\max} = 2^\circ$,滚转周期 $T_2 = 8$ s,飞机相对跑道偏航 0° ,初相位 $\varphi_2 = 0^\circ$ 。得到仿真结果见表1。

表1 舰载机静平衡变量仿真结果

Tab. 1 variable of carrier-based aircraft in static balance

场景	$\vartheta_b/(\circ)$	$\varphi_b/(\circ)$	S_1/m	S_2/m	S_3/m	T_1/s
1	-1.823	0.007	0.225	0.155	0.154	0.058
2	-1.791	0.269	0.226	0.168	0.148	0.058
3	-1.985	0.011	0.239	0.176	0.175	0.059
4	-1.743	-2.190	0.224	0.084	0.240	0.058

分析数据,可得以下结论:

1) 在航母只有平动的情况下,由于海面自由大气紊流的作用使飞机受到一定的侧向力,从而产生很小的滚转角,使得左、右支柱压缩量有较小的偏差。

2) 飞机左偏时,在舰面坐标系中受到的 x 方向和 y 方向的力会使其产生向右的滚转,产生正的滚转角,使飞机右支柱压缩量变大,左支柱压缩量变小。由于主支柱压缩量的变大,飞机的俯仰角略有增加。

3) 舰体有向上的俯仰时,前支柱的压缩量变大,主支柱压缩量也有增加,但相对前支柱压缩量较小,所以飞机的俯仰角有所减小。

4) 舰体有向右滚转时,左支柱的压缩量变大,右支柱的压缩量变小,飞机左滚转,产生负的滚转角。

5 结束语

本文建立了六自由度舰载机仿真模型,分析了不同情况下舰载机的静平衡状态。该仿真模型能较准确地反映舰载机的静平衡状态,如航母运动、大气紊流、舰载机相对跑道偏航角等多个方面,有助于对舰载机静平衡状态的进一步研究。

参考文献(References):

- [1] 刘星宇,徐东松,王立新. 舰载飞机弹射起飞的机舰参数适配特性[J]. 航空学报,2008,23(1):102-108.
LIU Xingyu, XU Dongsong, WANG Lixin. Match characteristic of aircraft-carrier parameters during catapult takeoff of carrier-based aircraft [J]. Chinese journal of aeronautics, 2008,23(1):102-108. (in Chinese)
- [2] 王维军,屈香菊,郭林亮. 舰载弹射起飞多体动力学仿真张量模型[J]. 系统仿真学报,2009,21(24):7915-7919.
WANG Weijun, QU Xiangju, GUO Linliang. Multibody simulation models in tensor form for carrier-based aircraft catapult launch [J]. Journal of system simulation,2009,21(24):7915-7919. (in Chinese)
- [3] 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)
- [4] 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 a carrier-based airplane [J]. Flight dynamics, 1995,13(4):23-28. (in Chinese)
- [5] Wang Weijun, Qu Xiangju, Guo Linliang. Multi-agent based hierarchy simulation models of carrier-based aircraft catapult launch [J]. Chinese journal of aeronautics,2008,21(1):223-231.
- [6] 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.

Design of A New Three Apertures Directional Coupler Based on Substrate Integrated Waveguides

ZOU Xiong^{1,2}, TONG Chuang-ming^{1,2}, CHEN HAO¹, YU Ding-wang¹, BAO Jun-song¹

(1. School of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China; 2. Southeast University State Key Lab of Millimeter Waves, Nanjing 210096, China)

Abstract: In this paper, a SIW three apertures directional coupler is designed by the theory of rectangular waveguide multi-aperture directional coupler and the equivalent relation between SIW and rectangular waveguide. Then, a new three apertures directional coupler is proposed through opening a dumbbell-shaped slot on the metallic surface of coupling aperture. The experiment result shows that the performance of the directional coupler is greatly enhanced. Within the frequency range of 8.6 GHz - 10.6 GHz, the reflection coefficient of the input and transmission coefficient of the isolated port are both below -15 dB, and the relative bandwidth is 20%. Transmissions of the straight port and coupled port in the pass-band are between -8.2 dB and -3.3 dB. This coupler's coupling is about 6 dB, and the isolation is over 15 dB.

Key words: substrate integrated waveguide; directional coupler; rectangular waveguide; metallized vent

(上接第 24 页)

[7] MIL-F-8785C. 军用规范——有人驾驶飞机的飞行品质的背景资料和使用指南[S].

MIL-F-8785C. Background information and user guided for MIL-F-8785C, military specification - flying qualities of piloted airplanes[S].

[8] 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): 59-63.

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): 59-63. (in Chinese)

(编辑: 徐敏)

Static Balance Analysis of Carrier - Based Aircraft Catapult Launch with Six Degrees of Freedom

BAI Shuang-gang¹, HU Meng-quan¹, DUAN Jin-tan²

(1. School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. School of Aeronautical Manufacturing Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: Static balance is the initial condition of catapult launch dynamic analysis, and the foundation of establishing the catapult launch model. Carrier, aircraft and landing gears, etc. are considered as multi-motion bodies that have their own masses, and the coupling relationships within these multi-motion bodies are also analyzed. The six degrees of freedom model of carrier-based aircraft is established in the condition of static balance, with the influences of carrier movement, deck wind and the airflow interference on aircraft considered. This model is applied to calculate and simulate the static balance of aircraft in different situations. The simulation and calculation results are consistent with the actual situation, which lays a foundation of dynamics analysis on carrier-based aircraft catapult launch with the six degrees of freedom model.

Key words: carrier-based aircraft; static balance; catapult launch; six degrees of freedom