

# 飞机起飞着陆性能仿真与分析

林可心<sup>1</sup>, 岑国平<sup>1</sup>, 李乐<sup>2</sup>, 刘钢<sup>3</sup>

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 空军第一空防工程处, 北京, 100089; 3. 94543 部队, 山东济宁, 272400)

**摘要** 为真实反映飞机起飞着陆的滑跑过程, 记录了某型飞机的速度、加速度传感器现场数据, 建立了飞机起飞着陆滑跑过程的微分方程并进行了求解; 基于飞机滑跑过程的微分方程采用 Simulink 对飞机起降性能进行建模和仿真, 记录数据、理论结果和仿真结果三者对比验证了所建立的仿真模型是有效的。基于该模型对该飞机滑跑过程进行仿真分析, 结果表明起飞和不放阻力伞着陆过程可近似为匀加速直线运动过程, 放阻力伞着陆过程则比较复杂。最后, 研究 3 个主要参数对滑跑距离的影响, 结果表明滑跑距离与机场海拔和风速呈近似线性关系, 与迎角呈非线性关系且在迎角为 8° 时存在极小值点。

**关键词** 飞机起降性能; 微分方程; 匀加速直线运动

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.04.005

**中图分类号** V212.13 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)04-0021-05

飞机的起降滑跑过程反映了飞机的性能水平, 是机场跑道规划设计的基础<sup>[1]</sup>。薛宏涛, 王克波<sup>[2]</sup>通过对起降过程中飞机的受力情况分析推理得到飞机的起降性能模型; 王辉, 张伟方<sup>[3]</sup>设计了发动机、气动系数、风和大气环境模型, 并在完整仿真模型的基础上进行了滑跑、起飞、巡航、降落等仿真实验; 张立等<sup>[4]</sup>采用数字仿真和高精度计算技术, 通过分析飞行实际情况研究起落架、襟翼和地面效应对飞机空气动力特性的影响, 建立某飞机着陆的精确数值模型。然而, 现有的理论推导较为复杂, 且很难完全反映飞机滑跑的真实过程; 数值模拟则较少研究各个参数对飞机起降性能的影响。本文在给出飞机起飞着陆过程的微分方程的理论解的基础上, 采用 Simulink 对其进行了仿真, 真实地反映飞机的起降过程。通过获取某型飞机速度、加速度传感器记录数据, 并与理论解、仿真解对比验证了仿真模型的有效性。基于仿真模型, 对飞机起降过程运动状态和参数对起降性能的影响进行了分析, 为飞机起降性能的理论计算和数值仿真提供了依据。

## 1 飞机起降滑跑过程的微分方程及理论解

### 1.1 滑跑过程的微分方程

飞机滑跑过程的受力状态见图 1。根据牛顿第二定律, 飞机滑跑动力学方程为<sup>[5]</sup>:

$$\begin{cases} ma = P \cos(\alpha + \alpha_p) - Q \pm Q_i \\ P = nP_e \\ Q = X + X_s + f(G - Y) \\ Q_i = G \sin \theta \end{cases} \quad (1)$$

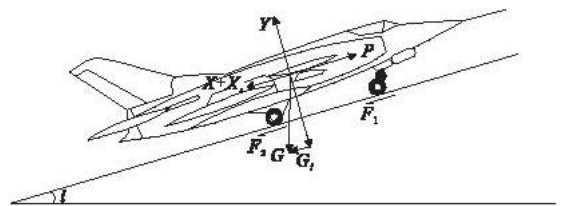


图 1 飞机滑跑过程受力状态

Fig. 1 The stress state of aircraft taxiing

式中:  $m$  为飞机质量;  $a$  为飞机实时加速度;  $P$ 、 $P_e$  和  $n$  分别为发动机推力、一台发动机瞬时推力和发动机个

<sup>1</sup> 收稿日期: 2012-03-23

作者简介: 林可心(1986-), 女, 山东青岛人, 硕士生, 主要从事机场规划设计研究。E-mail: chenfen2011@126.com

数;  $\alpha$  为机身角;  $\alpha_p$  为推力作用线与机身轴线的夹角;  $Q$  为综合阻力;  $X$  为空气阻力;  $X_s$  为减速滑跑放阻力伞时的阻力;  $f$  为机轮与地面摩擦系数;  $G$  为飞机重量;  $Y$  为飞机升力;  $Q_i$  为飞机重量在跑道纵坡上的分力, 加速滑跑时顺坡取正, 逆坡取负; 减速滑跑时顺坡取负, 逆坡取正;  $\theta$  为跑道纵坡角度。其中:

$$X = C_x \rho S_y (V \pm V_w)^2 / 2 \quad (2) \quad X_s = C_{xs} \rho S_y (V \pm V_w)^2 / 2 \quad (3) \quad Y = C_y \rho S_y (V \pm V_w)^2 / 2 \quad (4)$$

式中:  $C_x$ 、 $C_{xs}$ 、 $C_y$  分别为空气阻力系数、减速伞阻力系数和升力系数;  $\rho$  为空气实际密度;  $S_y$  为机翼面积;  $V$  为飞机实时速度;  $V_w$  为分解到跑道上的风速。

### 1.2 推力 - 速度关系曲线

发动机瞬时推力  $P_v$  和速度的关系可用二次曲线拟合, 即  $P_v$  可以表示为:

$$P_v = aV^2 + bV + c \quad (5)$$

选择某飞机作为仿真对象, 其瞬时推力 - 速度的拟合曲线见图 2 - 3。

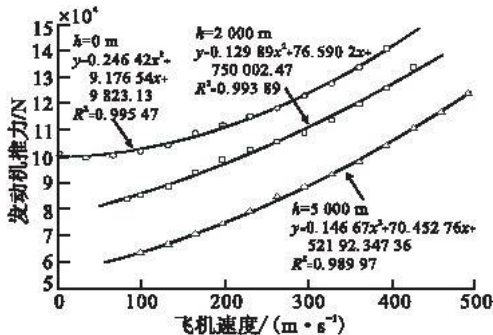


图2 加力状态下发动机推力 - 速度拟合曲线

Fig. 2 The fitted line of engine thrust and velocity in forcing state

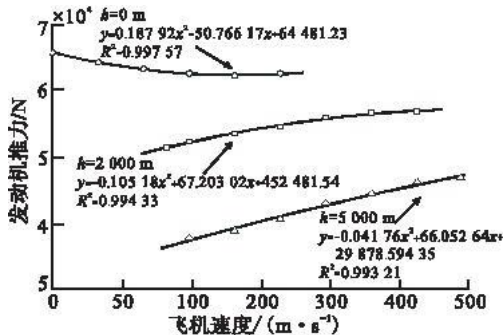


图3 最大状态下发动机推力 - 速度拟合曲线

Fig. 3 The fitted line of engine thrust and velocity in maximum state

考虑到不同机场海拔不同, 图中给出了海拔为 0、2 000 m 和 5 000m 时的推力 - 速度曲线, 当海拔在其之间时采用插值法得到推力值。当飞机着陆时, 引擎输出慢车推力, 其值为加力状态的 3% - 5%。

### 1.3 方程的理论解

将式(1) - (4)联立求解, 起飞时, 其结果为:

$$S = \left[ (L_1 - B)t + \ln \left( \frac{(B - L_1)e^{L_1 t} - B - L_1}{2L_1} \right)^2 \right] / 2A \quad (6)$$

$$V = \frac{(B^2 - L_1^2)(e^{L_1 t} - 1)}{2A[B + L_1 - (B - L_1)e^{L_1 t}]} \quad (7) \quad a = \frac{e^{L_1 t} L_1^2 (B^2 - L_1^2)}{A[e^{L_1 t} (B - L_1) - (B + L_1)]^2} \quad (8)$$

以速度  $V_l$  着陆时, 结果为:

$$S = \left[ -\ln \left( \cos \frac{L_2 t}{2} - \frac{2AV_l + B}{L_2} \sin \frac{L_2 t}{2} \right)^2 - Bt \right] / 2A \quad (9)$$

$$v = \left[ L_2 \tan \left( \frac{L_2 t}{2} + \arctan \frac{2AV_l + B}{L_2} \right) - B \right] / 2A \quad (10) \quad a = L_2^2 \sec^2 \left[ \frac{L_2 t}{2} + \arctan \frac{2AV_l + B}{L_2} \right] / 4A \quad (11)$$

式中  $S$  为飞机的滑跑距离,  $L_1 = \sqrt{B^2 + 4AC}$ ,  $L_2 = \sqrt{-(B^2 + 4AC)}$ , 其中:

$$A = [ancos(\alpha + \alpha_p) - \rho S_y (C_x + C_{xs} - fC_y)] / 2m \quad (12)$$

$$B = [bncos(\alpha + \alpha_p) \mp \rho S_y (C_x + C_{xs} - fC_y)V_w] / m \quad (13) \quad C = [G(f \mp \sin\theta) - cn + \rho S_y (C_x + C_{xs} - fC_y)V_w^2] / 2m \quad (14)$$

## 2 飞机起降滑跑过程的 Simulink 仿真

### 2.1 仿真模型

飞机起飞时需考虑三点滑跑阶段和抬前轮后两点滑跑阶段, 着陆时需考虑两点滑跑阶段、刹车阶段和放阻力伞阶段。采用 Simulink 软件, 对不同滑跑阶段采用时间参数控制进行仿真, 模型封装了推力、摩擦力、综

合阻力和飞机重量在跑道坡上分力 4 个子系统;采用基于 Runge - Kutta 法的变步长积分算法 ODE45 作为仿真算法<sup>[6-7]</sup>。

### 2.2 记录数据、仿真结果和理论解对比

首先获取某机型飞机加速度传感器记录值和实地飞机起飞着陆参数和环境参数共 100 个,输入理论解公式和 Simulink 模型,计算距离、速度、加速度和时间的关系,绘制飞机起飞、着陆滑跑过程的运动曲线见图 4。起飞时有发动机加力和发动机最大状况,着陆时均使用阻力伞。图中的记录值为记录数据的均值,按照传感器记录时间间隔绘图,理论结果按照 0.5 s 间隔绘图,仿真结果按照仿真步长绘图。

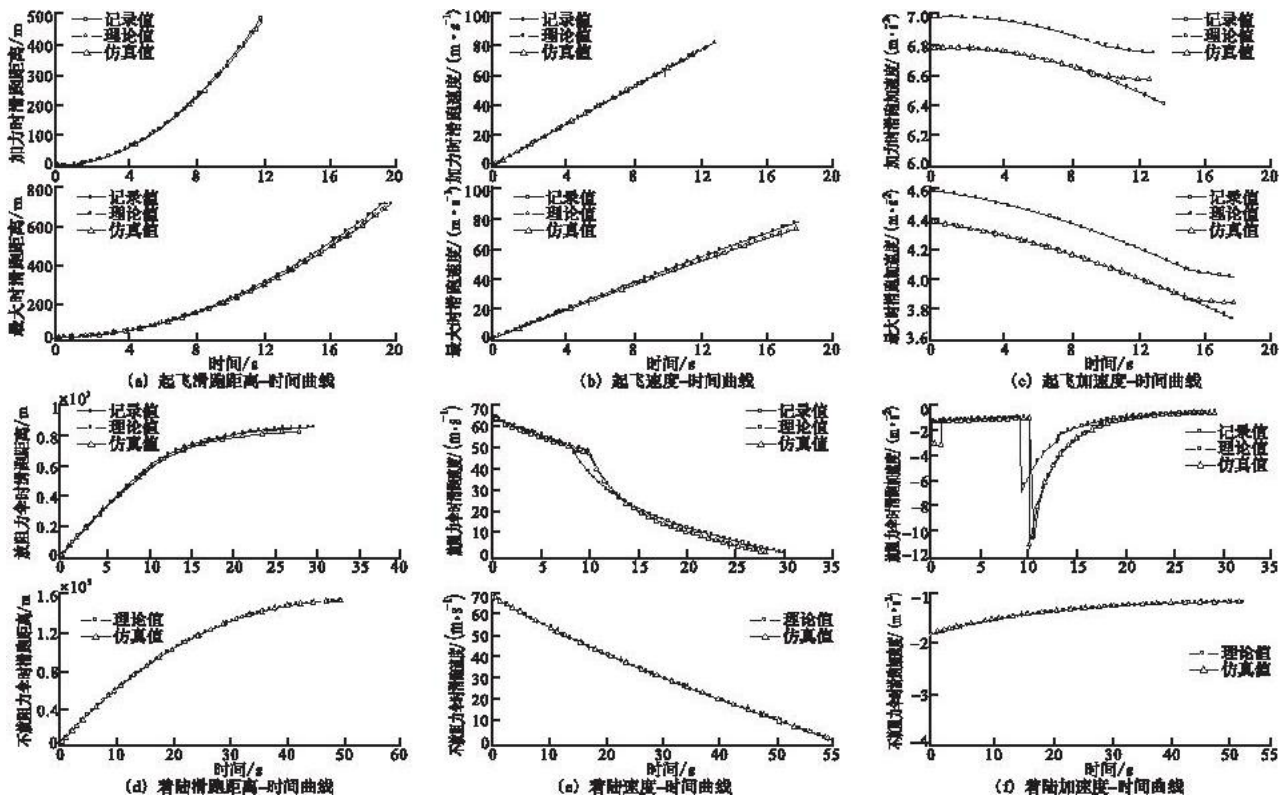


图 4 飞机滑跑过程曲线图

Fig. 4 The curves of aircraft taxiing

由图 4 可以看出,对于起飞着陆滑跑过程,仿真结果和理论结果基本一致,理论值和仿真值也是一致的。误差对于滑跑距离和滑跑速度的影响并不大。由此可见,飞机的起飞过程可以近似看作匀加速直线运动过程;在不放阻力伞时,着陆过程可以看作匀减速直线运动过程,放阻力伞时情况较为复杂。

### 3 滑跑距离与参数的关系分析

将其它参数视为定值,仅改变某一参数以考察其对滑跑距离的影响,绘制机场海拔影响曲线(图 5(a - b))、风速影响曲线(图 5(c - d))和迎角影响曲线(图 5(e - f))。图 5(a, c, e)中实线为发动机加力状况,虚线为发动机最大状况;图 5(b, d, f)中实线为放阻力伞情况,虚线为不放阻力伞情况。

图 5(a - b)说明,不同机场海拔对滑跑距离的影响曲线之间的纵向截距近似相等,说明在其它参数固定的情况下,海拔高度与滑跑距离呈线性关系,可利用线性插值求得不同机场海拔下的滑跑距离。

图 5(c - d)中风速为正指的是顺风起飞着陆,负值指的是逆风起飞着陆。由图中曲线同样可以得出在其它参数固定的情况下,风速与起飞着陆滑跑距离呈近似线性关系。

飞机的起飞迎角决定了起飞时的升力系数,也就决定了起飞速度,着陆迎角决定了着陆时的升力系数,也就决定了着陆速度。由于迎角和升力系数不完全呈线性关系,速度和滑跑距离也非线性关系,因此,迎角和滑跑距离不是线性关系。由图 5(e)和图 5(f)可以看出,对于本文所研究的飞机,迎角在 4° - 8° 范围内

时,迎角的增大导致滑跑距离减小,但越接近 $8^\circ$ ,迎角的变化对滑跑距离的影响变小;滑跑距离在迎角为 $8^\circ$ 附近出现极小值,在 $8^\circ - 10^\circ$ 时,随着迎角的增大,滑跑距离增大。

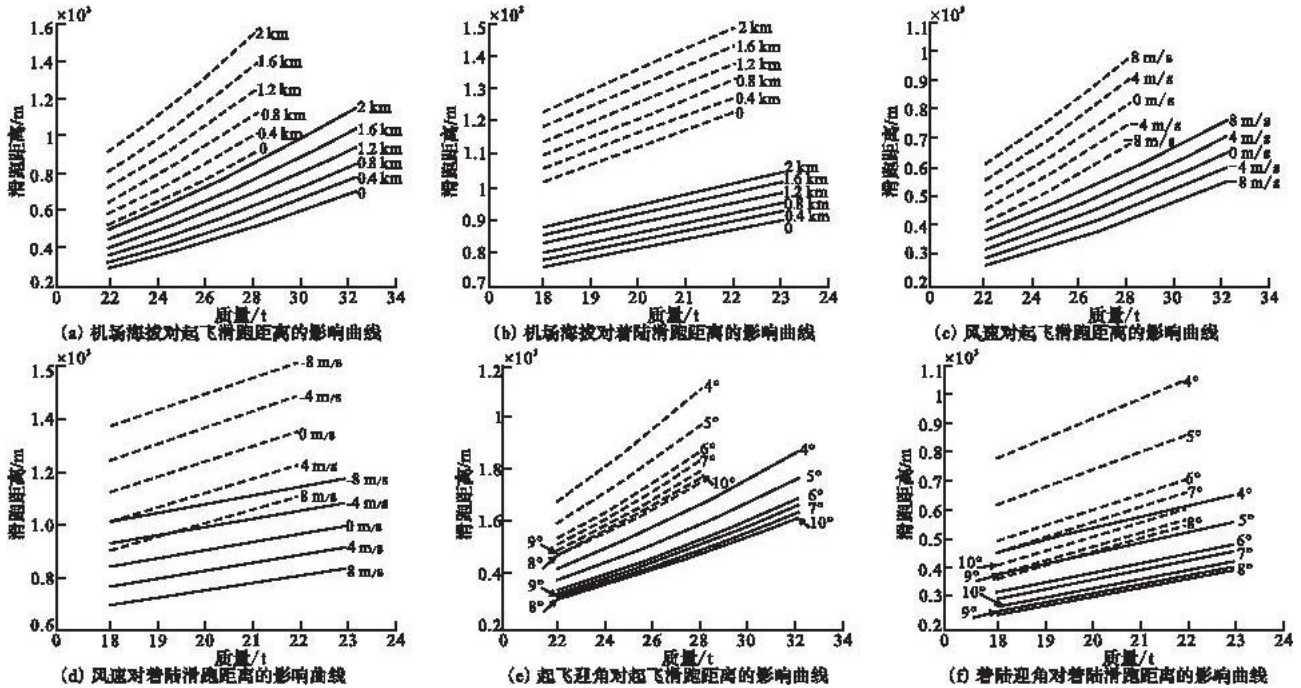


图5 参数对滑跑距离的影响

Fig. 5 The effect of parameters on taxiing distance

## 4 结论

本文建立了飞机滑跑过程的微分方程,采用 Simulink 对飞机滑跑过程进行了建模仿真,获取了飞机速度、加速度传感器记录;记录值、仿真值与理论值对比说明该模型是适用的。在此基础上,分析了飞机滑跑过程的运动状态和参数对滑跑距离的影响,前者说明起飞滑跑过程和不放阻力伞滑跑过程可近似为匀加(减)速直线运动,后者说明当其它参数固定时,飞机滑跑距离与机场海拔和风速呈近似线性关系,与起飞着陆迎角的关系比较复杂。本文的研究为飞机起降性能理论和数值分析提供了依据和方法。

### 参考文献(References):

- [1] Ki - Chang Lee, Jeong - Woo Jeon, Don - Ha Hwang, et al. Comparison between software simulation and HIL simulation of anti-skid brake system for aircrafts[C]//31st annual conference of IEEE. [S. l. ]:IECON,2005:1569210.
- [2] 薛海涛,王克波. 基于起降性能模型的军用飞机起降规划与计算[J]. 计算机工程与设计,2011,32(5):1837 - 1840.  
XUE Hongtao, WANG Kebo. Military aircraft takeoff and landing planning and computing based on performance model [J]. Computer engineering and design, 2011, 32(5):1837 - 1840. (in Chinese)
- [3] 王辉,张伟方. 计算机环境下的实时飞行仿真系统的构建[J]. 机械科学与技术,2011,30(8):1235 - 1238.  
WANG Hui, ZHANG Weifang. Construction of a real - time flight simulation system based on computer environment [J]. Mechanical science and technology for aerospace engineering, 2011, 30(8): 1235 - 1238. (in Chinese)
- [4] 张立,石怀林,涂丛润. 某飞机着陆的数值计算[J]. 计算机辅助工程,2011,20(1):94 - 96.  
ZHANG Li, SHI Huailin, TU Congrun. Numerical computation on aircraft landing [J]. Computer aided engineering, 2011, 20(1): 94 - 96. (in Chinese)
- [5] Mechanical dynamics inc. ADAMS/Aircraft full - aircraft tutorials [R]. 2005.
- [6] 宋花玉. 飞机起飞滑跑发动机推力数值确定方法[J]. 航空计算技术,2010,40(6):43 - 46.  
SONG Huayu. A numerical value confirmation method of engine thrust in aircraft take - off running [J]. Aeronautical computing technique, 2010, 40(6):43 - 46. (in Chinese)

- [7] 张雨浓,张禹珩,陈轲,等. 线性矩阵方程的梯度法神经网络求解及其仿真验证[J]. 中山大学学报,2008,47(3):26-32.  
ZHANG Yunong, ZHANG Yuheng, CHEN Ke, et al. Gradient-based neural network for solving linear matrix equations and its MATLAB simulative verification [J]. Journal of Sun Yat-sen university, 2008, 47(3): 26-32. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

## Simulation and Analysis for Airplanes' Performance of Takeoff and Landing

LIN Ke-xin<sup>1</sup>, CEN Guo-ping<sup>1</sup>, LI Le<sup>2</sup>, LIU Gang<sup>3</sup>

(1. School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. The First Air Force Engineering Unit of Air Force, Beijing 100089, China; 3. Unit 94543, Jining 272400, Shandong, China)

**Abstract:** For analyzing the takeoff and landing process of airplane accurately and finding the basis of the runway length design, the differential equations for takeoff and landing running process are established and resolved. The running performance model is built by Simulink program based on the differential equations. The Simulation model is validated to be effective by the contrast in speed and acceleration data, the theoretic results and the simulation results. The running process of the airplane is analyzed by using the model; the results show that the takeoff process and landing process without drogue parachute could be approximately considered as a uniformly accelerated rectilinear motion, the landing process with drogue parachute is relatively complicated. Finally, the affections of three main factors are studied and the results show that the relationships between running length and airfield altitude or wind speed are approximately linear, the relationship between running length and attack angle is nonlinear and the minimum point of running length appears at the attack angle of  $8^\circ$ . The analysis of airplane running state can be taken as basis for runway length and taxiway high speed exit position design.

**Key words:** takeoff and landing performances; test; Simulink; uniformly accelerated rectilinear motion; linearity

### 本刊相关链接文献:

- [1] 胡朝江,周航星. 大迎角飞行品质模拟研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2001,2(1):6-9.  
[2] 陈金良,杨婕,蒋崇阳,等. 多跑道机场着陆方案研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2003,4(1):8-10.  
[3] 张登成,胡孟权. 拖曳系统飞行仿真[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2004,5(2):1-5.  
[4] 宋花玉,蔡良才,吴利荣,等. 基于BP网络的飞机起飞滑跑距离计算[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2004,5(6):4-6.  
[5] 邹毅,姚宏. 飞机大攻角俯仰飞行的稳定域分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2006,7(4):11-12.  
[6] 张亮,张凤鸣,惠晓滨,等. 一种基于动态模糊神经网络的飞行数据模型辨识方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2006,7(6):16-18.  
[7] 宋花玉,郑汝海. 军用飞机继续起飞决断速度计算方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2007,8(5):5-8.  
[8] 毛红保,张凤鸣,冯卉. 基于小波变换的飞行数据清洗[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2008,9(3):11-15.  
[9] 刘敏杰,赵振宇,陈峭东. 舰载飞机自动着舰仿真系统建模[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(2):24-27.  
[10] 宋花玉,蔡良才. 军用机场飞机中断起飞决断速度计算方法[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(2):33-37.  
[11] 郝伟,蔡良才,邵斌,等. 机场独立运行跑道起飞容量计算模型[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2010,11(4):21-25.  
[1] 白双刚,胡孟权,段进坦. 舰载机弹射起飞六自由度静平衡分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,,13(3):21-24.