

高原机场飞机着陆滑跑距离计算与分析

蔡良才¹, 张因子¹, 王海服^{1*}, 种小雷¹, 邵斌¹, 曲崇杰²

(1.空军工程大学机场建筑工程系,陕西西安,710038;
2.济南市工程质量与安全生产监督站,山东济南,250014)

摘要 分析了高原机场的飞机着陆滑跑过程,针对现有方法关于刹车折算摩擦系数的取法不适合计算高原机场飞机着陆滑跑距离的问题,提出了基于速度与摩擦系数关系的刹车摩擦系数计算方法,并考虑了刹车性能、位置的影响,建立了高原着陆数学模型。应用 Visual C++ 语言编写了飞机着陆滑跑距离计算程序,经高原机场测试, I 型飞机的实测滑跑距离与程序计算距离的最大绝对误差不超过 48 m,最大相对误差不超过 2.7%; II 型飞机的实测滑跑距离与程序计算距离的最大绝对误差不超过 100 m,最大相对误差不超过 4.2%,验证了模型的有效性。结果表明计算模型可用于高原机场着陆滑跑距离计算,模型精度较高,计算范围广。

关键词 高原机场;滑跑距离;压力高度;摩擦系数;测试模型

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.03.002

中图分类号 V212.13⁺1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)03-0005-05

Calculation and Analysis of Plane's Landing Slipping Length with Full Thrust in Plateau Airfield

CAI Liang-cai¹, ZHANG Yin-zi¹, WANG Hai-fu¹, CHONG Xiao-lei¹, SHAO Bin¹, Qu Chong-jie²

(1.Airport and Architecture Engineering Department, Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2.Construction Quality and Safety Supervision Station of Ji'nan, Ji'nan 250014, China)

Abstract: This paper analyzes lading procedure of planes in plateau. In view of taking the converted friction coefficient as its model being not suited for calculating a plane slipping length in plateau airfield by the existing standard method, the paper establishes a mathematic model on a plane landing at plateau airfield under the condition of the influence of break performance and the location, and puts forward a calculation method for friction coefficient based on relationship between the velocity and the friction coefficient in breaking, And the paper writes a plane slipping length progress in language Visual C++. Through on-site test in plateau, maximum absolute error of test length and the computed length measured practically by type-I aircraft does not exceed by 48 m, and its maximum relative error does not exceed by 2.7%; the maximum absolute error of test length and the computed length measured practically by type-II aircraft does not exceed by 100 m, and the maximum relative error does not exceed by 4.2%. The result shows

收稿日期:2014-01-08

作者简介:蔡良才(1960-),男,浙江宁波人,教授,博士生导师,主要从事机场规划设计研究。

* 通信作者:王海服(1985-),男,博士生,主要从事机场规划设计研究.E-mail:wanghaifu12@yahoo.com.cn

引用格式:蔡良才,张因子,王海服,等.高原机场飞机着陆滑跑距离计算与分析[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(3):5-9.CAI Liangcai,ZHANG Yinzi,WANG Haifu,et al.Calculation and analysis of plane's landing slipping length with full thrust in plateau airfield [J]. Journal of air force engineering university:natural science edition,2014,15(3):5-9.

that the calculation model can be used for calculating slipping length in plateau airfield, and the model is high in precision and is wide in calculation scope.

Key words: airfield in plateau; slipping length; pressure altitude; friction coefficient; on-site test model

飞机着陆滑跑距离是决定跑道长度的关键因素之一^[1],现行的着陆滑跑距离确定方法基于飞机滑跑过程中恒定的摩擦力与摩擦系数而提出,用飞机滑跑过程中的平均摩擦系数估算着陆滑跑过程中的摩擦力,与飞机实际着陆情况不符。在平原机场由于飞机着陆速度小、滑跑距离短,用该方法计算着陆滑跑距离误差在允许范围内,但在高原机场,飞机着陆速度大、滑跑距离长,用定值来估算摩擦系数进而计算着陆滑跑距离的误差较大,不能满足工程要求^[2-4]。因此需要对刹车摩擦系数的计算方法进行改进,得到满足工程要求的高原机场着陆滑跑距离计算模型^[5-6]。

1 飞机高原着陆滑跑过程

1.1 飞机高原着陆地面滑跑过程分析

飞行员驾驶飞机着陆时,在2点滑跑过程中不刹车或轻微踩刹车,不放减速伞,经2~3 s后放下前轮,当前轮接地后才加大刹车量,同时放减速伞,经1~2 s减速伞才完全起作用。因此,本文在计算刹车放减速伞情况下的着陆滑跑距离时,将着陆滑跑距离 S_{L0} 分为2点滑跑段 S_j 、刹车段 S_{sh} 、刹车放伞段 S_{fs} 等3段,其中第1段为两点滑跑,第2、3段为3点滑跑^[7],则可得飞机陆滑跑距离 S_{L0} 的计算公式为:

$$S_{L0} = S_j + S_{sh} + S_{fs} \quad (1)$$

1.2 滑跑过程受力分析

从飞行力学原理可知,飞机在有纵向坡度 φ 的跑道上滑跑时,其受力状态见图1,有慢车推力、空气阻力、地面摩阻力、升力、道面支持力及重力。

根据牛顿第二运动定律,其加速度为^[8]:

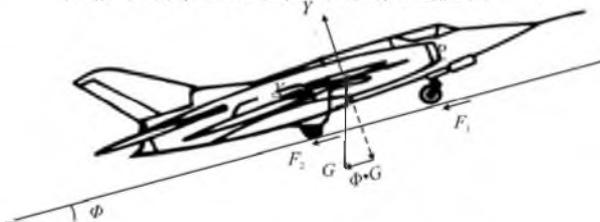


图1 飞机在滑跑过程中所受的力

Fig.1 Forces on plane when slipping on runway

$$a = (P - Q) / m =$$

$$\frac{g}{G} \left[-fG - (C_x - fC_y) \frac{\rho_{s1} S V_{kq}^2}{2} + G\varphi \right] \quad (2)$$

式中: G 为飞机质量; P 为发动机慢车推力, $P \approx 0$; Q 为综合阻力; C_x 为空气阻力系数; C_y 为升力系数; ρ_{s1} 为实际空气密度; V_{kq} 为相对于空气的飞机速度; φ 为跑道纵向坡度; f 为摩擦系数。

用式(1)计算某高原机场的着陆加速度(刹车不开伞),得到的计算结果与飞参记录的加速度对比曲线见图2。从图中可见,高原机场着陆加速度与理论值相差较大,这是由于原先利用定值来估算着陆摩擦系数的方法不适用于高原机场的工程要求。

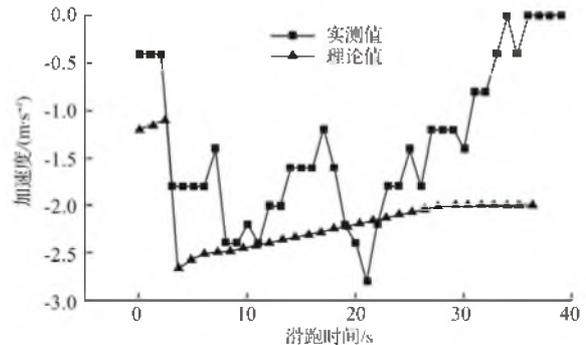


图2 飞机理论计算着陆加速度与实测值

Fig.2 Theory and test landing acceleration of plane

刹车摩擦系数的大小取决于刹车压力和道面情况,在飞机着陆初始阶段,由于刹车压力小,以及飞行员为防止机轮锁死及过早使用刹车^[9-10],造成机轮过热和生产效率降低,一般轻踩或不踩刹车,因此摩擦系数取道面摩擦系数的最低值;而着陆接近结束时,飞机速度小,刹车压力大,刹车摩擦系数近似等于滑动摩擦系数;在滑跑过程中,摩擦系数应介于两者之间。

综上,根据滚动摩擦与滑动摩擦与速度的关系,确定不同速度下的刹车折算摩擦系数关系式为:

$$\begin{cases} f_{sh} = 0.20 & , V \geq 250 \text{ km/h} \\ f_{sh} = 0.20 + (250 - V) \times (0.35 - 0.20) / (250 - 216) & , 216 \text{ km/h} \leq V < 250 \text{ km/h} \\ f_{sh} = 0.35 + (216 - V) \times (0.6 - 0.35) / (226 - 72) & , 72 \text{ km/h} \leq V < 216 \text{ km/h} \\ f_{sh} = 0.6 & , 0 \text{ km/h} \leq V < 72 \text{ km/h} \end{cases} \quad (3)$$

式中: f_{sh} 为刹车折算摩擦系数; V 为飞机着陆滑跑速度(km/h)。将式(2)得到的刹车折算摩擦系数,同时考虑不同刹车位置的影响,得到不同刹车位置下的摩擦系数见式(4),式中 f_{s1} 为实际摩擦系数:

$$\begin{cases} f_{s1} = 0.025 & , \text{不刹车} \\ f_{s1} = 0.025 + (f_{sh} - 0.035) \times (a - 5) / 95 & , a\% \text{刹车位置} \end{cases} \quad (4)$$

根据式(4)可得飞机着陆加速度的修正公式:

$$a = (P - Q) / m = \frac{g}{G} \left[-f_{sl}G - (C_x - f_{sl}C_y) \frac{\rho_{sl} S V_{kl}^2}{2} + G\phi \right] \quad (5)$$

应用式(5)计算得到飞机着陆的加速度随时间变化曲线见图 3。

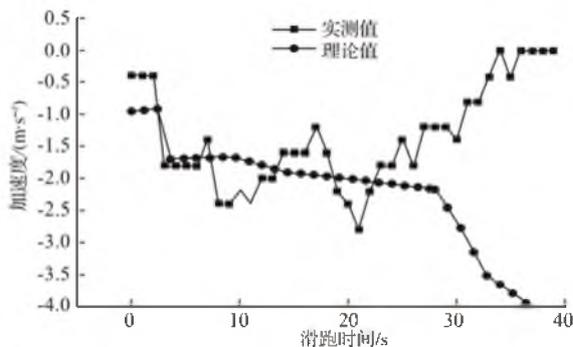


图 3 修正的高原飞机着陆理论计算加速度与实测值对比曲线

Fig.3 Theory and test landing acceleration of plane by correction

从图 3 中可知在前 30 s 内理论值与实测值接近,30 s 以后的差异主要是由于飞机速度达到了 20 m/s 以下,进入低速滑行阶段,飞机此时可以随时刹车停止,因此经修正的着陆摩擦系数公式是正确的,可用于计算高原着陆加速度。

根据式(5)可得到着陆地面滑跑距离计算一般表达式:

$$S_{l0} = \int_{t_{jd}}^{t_{zd}} \left\{ V_{jd} + \int_{t_{jd}}^{t_{zd}} \frac{g}{G} [-f_{sl}G - (C_x - f_{sl}C_y) \frac{\rho_{sl} S (V \pm V_w)^2}{2} + G\phi] dt \right\} dt \quad (6)$$

式中: V_{jd} 为接地速度; t_{jd} 为飞机接地时刻; t_{zd} 为飞机着陆减速到停止的时刻; V_w 为风速,顺风取正,逆风取负。

2 高原着陆滑跑距离计算模型

2.1 模型建立

根据高原机场飞机着陆滑行过程分析及受力分析,应用数值积分法将飞机着陆滑跑过程视为变加速直线运动,把着陆时间以 λ 为步长划分为 n 段,在每个小区间 $[t_{n-1}, t_n]$ 上认为飞机速度、马赫数、空气阻力系数、升力系数等不变,都取与这小区间左端点 t_i 对应之值^[10-11]。

应用矩形求积公式计算式(1),得:

$$\begin{cases} S_{l0} = S_j + S_{sh} + S_{fs} \\ S_j = \sum_{j=1}^5 V_j \lambda + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^5 a_j \lambda^2 \\ S_{sh} = \sum_{i=1}^5 V_i \lambda + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^5 a_i \lambda^2 \\ S_{fs} = \sum_{i=5}^n V_i \lambda + \frac{1}{2} \sum_{i=5}^n a_i \lambda^2 \\ V_i = V_{i-1} + \lambda a_{i-1} \quad V_{i-1} = V_{jd}, \lambda = 0.4s, i = 1, 2, \dots, n \\ V_j = V_{j-1} + \lambda a_{j-1} \quad V_{j-1} = V_{gj}, \lambda = 0.4s, j = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (7)$$

式中: V_i 、 V_j 分别表示 3 点滑跑、3 点滑跑某时间区段上的速度; a_i 、 a_j 分别表示 3 点滑跑、2 点滑跑某时间区段上的加速度; i 取 1~5,表示飞机前轮接地时间及减速伞起作用时间均为 2 s。

确定了式(7)中各个计算参数在跑道不同条件下的取值后,就可以用数值积分的方法来求解^[12]。

2.2 模型验证

为验证仿真计算结果的有效性,通过机载 GPS 系统及飞机参数的转化,于 A 机场对 2 种飞机滑跑过程进行了记录,得到了 I 型、II 型 2 种机型不同质量、气温、风速条件下着陆的各 5 组数据。

A 机场测试条件: I 型、II 型飞机发动机处于最大工作状态,机场标高 3 569.5 m,温度 9.5 °C,跑道平均纵向坡度 -8‰,场压为 65 178.6 Pa,跑道纵向风速为逆风 2.1 m/s。其中 I 型飞机某次着陆测试结果与仿真计算结果见图 4。

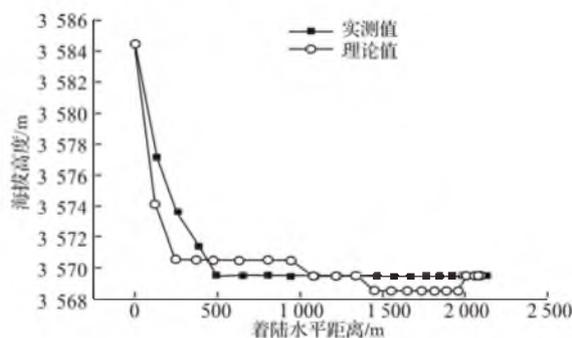


图 4 A 机场正常质量着陆滑跑距离理论值与实测值对比曲线

Fig.4 Theory and test landing slipping length with normal mass in airport A

从图 4 的曲线对比可以看出,本文建立的模型与测试结果比较接近,着陆滑跑距离的理论值与实测值误差在 50 m 以内,模型的精确度较高。

将 A 机场 2 种机型 10 组着陆测试的数据与模型计算数据进行了比较,误差见表 1。

表 1 A 机场着陆滑跑距离误差表

Tab.1 Error of landing slipping length of airport A

分组	I 型飞机		II 型飞机	
	绝对误差	相对误差	绝对误差	相对误差
1	20	2.0%	32	2.6%
2	25	2.2%	75	3.8%
3	26	1.8%	71	3.3%
4	31	1.9%	22	0.8%
5	48	2.7%	100	4.2%

注:理论计算修正值=理论计算值*驾驶员操纵误差系数;绝对误差=理论计算修正值-实际测试值;相对误差=绝对误差/理论计算修正值。I 型、II 型飞机驾驶员操纵误差系数为 1.15^[13]。

根据表 1, I 型飞机平均相对误差为 2.12%, II 型飞机平均相对误差为 2.94%, 说明 I 型、II 型飞机理论计算结果与实际测试结果基本一致, 验证了仿真模型的有效性。

3 不同影响因素下着陆滑跑距离分析

根据着陆滑跑仿真模型, 计算 I 型、II 型飞机在着陆质量、气压高度、风速等影响因素下的着陆滑跑情况。

3.1 机场标高的影响

模拟条件: 飞机正常着陆质量, 进场高度 15 m, 沿 4°航迹角下滑, 刹车档位 70%, 使用减速伞, 机场温度 15 °C, 跑道无坡度, 道面摩擦系数 0.025, 无风, 气压高度为变量。着陆滑跑距离与气压高度关系曲线计算结果见图 5。

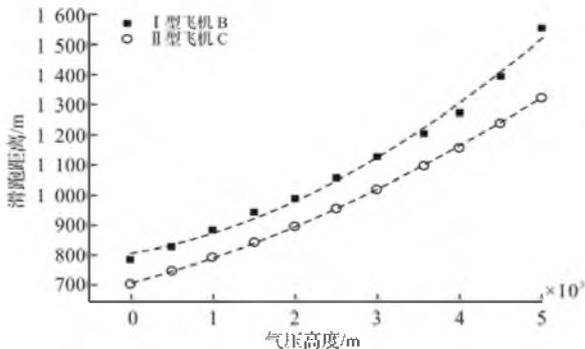


图 5 I 型、II 型飞机着陆滑跑距离与气压高度关系

Fig.5 Relations between slipping lengths and altitudes

可以看出, I 型、II 型飞机在正常质量下着陆, 在气压高度 2 000 m 以下, 着陆滑跑距离随气压高度近似的线性变化; 在气压高度 2 000 m 以上, 着陆滑跑距离随机场气压高度的增加呈非线性变化, 气

压高度越高, 曲线的非线性越明显, 曲线采用二次多项式拟合具有较高的相关系数。

3.2 着陆质量对着陆滑跑距离的影响

模拟条件同 3.1 节质量为变量, 不同气压高度下 I 型、II 型飞机着陆滑跑距离与质量关系曲线计算结果见图 6~7。

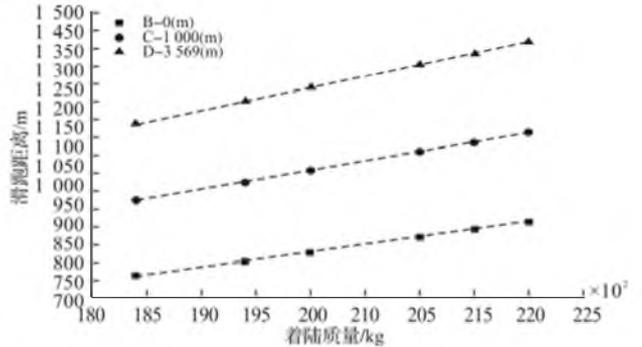


图 6 I 型着陆滑跑距离与质量关系

Fig.6 Relations between slipping lengths and masses for plane I

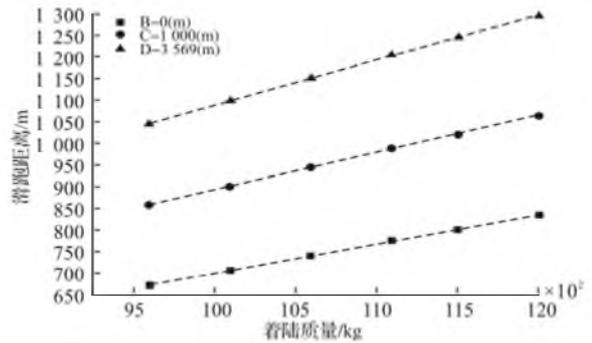


图 7 II 型飞机着陆滑跑距离与质量关系

Fig.7 Relations between slipping lengths and masses for plane II

可以看出 I 型、II 型飞机在慢车状态下着陆, 着陆质量的增加综合表现为地面滑跑距离增加。在同一气压高度, 起飞质量对滑跑距离的影响是线性的; 在不同的气压高度, 直线的斜率很接近, 着陆质量对滑跑距离的影响相同。

3.3 风速的影响

其余模拟条件同 3.1 节风速为变量, 不同气压高度下 I 型、II 型飞机着陆滑跑距离与风速关系曲线计算结果见图 8~9。

可以看出, I 型、II 型飞机在正常质量下着陆, 在同一海拔高度, 风速对起飞滑跑距离的影响是线性的, 逆风对飞机的着陆是有利的。在不同气压高度, 直线的斜率很接近, 表明在不同高度上风速对滑跑距离的影响是相同的。

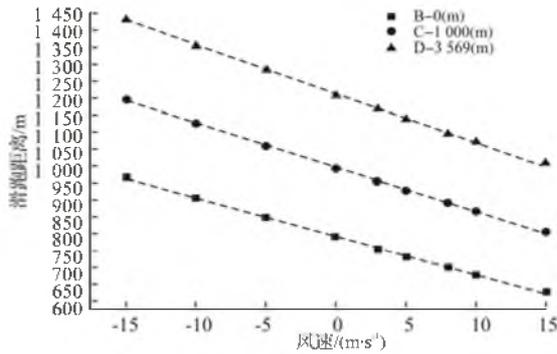


图8 I型飞机着陆滑跑距离与风速关系曲线
Fig.8 Relations between slipping lengths and wind speeds for plane I

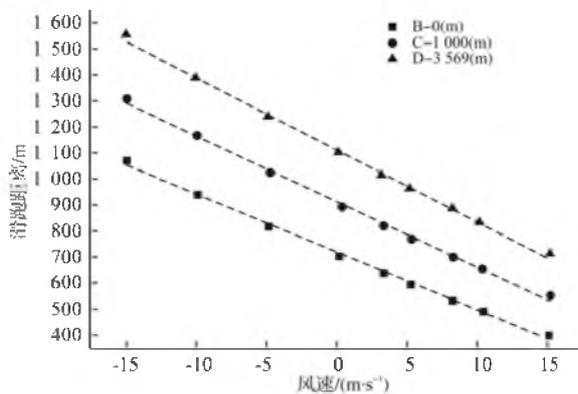


图9 II型飞机着陆滑跑距离与风速关系曲线
Fig.9 Relations between slipping lengths and wind speeds for plane II

3.4 工程应用

应用算例:某地海拔高度 3 569.5 m, I 型正常着陆质量为 2×10^4 kg, 发动机慢车工作状态, 气温 16.4 °C, 逆风风速 2.1 m/s, 跑道平均纵向坡度 -8‰, 道面摩擦系数 0.025, 场压为 65 178.6 Pa, 使用减速伞。由于起飞质量、温度、风速等对滑跑距离的影响是线性的, 为此, 首先确定图 5 中不同海拔下的正常着陆质量滑跑长度 L_0 , 再按照图 6~9 对起飞质量、风速等因素对着陆滑跑长度进行修正, 着陆滑跑长度修正计算公式为:

$$L = L_0 + k_x(m - M_b) + k_y V_w \quad (8)$$

式中: L 为着陆滑跑长度修正值; L_0 取图 5 海拔高度 3 500 m 的正常着陆质量滑跑长度 1 250 m; k_x 为质量修正系数, 取图 6 质量与滑跑距离关系曲线的斜率 0.05; k_y 为风速修正系数, 取图 8 风速与滑跑距离关系曲线的斜率 -14; m 为飞机实际质量; M_b 为 I 型飞机正常着陆质量 19 400 kg; V_w 为风速, 顺风取负, 逆风取正。

最后得到该飞机着陆滑跑长度为 1 252 m, 飞机实际着陆滑跑距离为 1 247 m, 误差在允许范围内, 说明由仿真模型计算的关系曲线可以用于着陆

滑跑长度的计算, 进而应用于跑道长度设计。

4 结语

本文通过对 I 型、II 型飞机气压高度、风速、着陆质量、刹车折算摩擦系数、跑到纵坡、进场高度及速度等影响因素分析, 发现气压高度与刹车折算摩擦系数对 I 型、II 型着陆滑跑距离的影响是非线性的, 其余因素对 I 型、II 型滑跑距离的影响是线性的, 在不同海拔高度下, 各因素对 I 型、II 型着陆滑跑距离的影响相同。本文计算模型可用于高原机场, 模型精度较高, 计算范围广, 可为高原机场跑道长度设计奠定基础。

参考文献(References):

[1] 蔡良才. 机场规划设计[M]. 北京: 解放军出版社, 2002.
CAI Liangcai. Airport planning and design [M]. Beijing: People's liberate army, 2002. (in Chinese)

[2] Pinder S D. Aircraft takeoff performance monitoring in far-northern regions: an application of the global positioning system [D]. Saskatoon: University of saskatchewan, 2003.

[3] Ball T, Tumer S, Marshall D. Short takeoff performance using circulation control[R]. AIAA 2008-1065.

[4] 蔡良才, 郑汝海, 种小雷, 等. 高原机场飞机起飞着陆滑跑距离测试与分析[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2000, 1(2): 4-7.
CAI Liangcai, ZHENG Ruhai, ZHONG Xiaolei, et al. Test and analyses of airplane's running distance of taking-off and landing on plateau airport[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2000, 1(2): 4-7. (in Chinese)

[5] Bennett David L. Advisory circular (AC): runway length requirements for airport design (150/5325-4B)[R]. U S department of transportation: federal aviation administration (FAA), 2005.

[6] 葛志浩, 徐浩军, 孟捷. 驾驶员模型随机性研究与仿真[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(2): 453-455.
GE Zhihao, XU Haojun, MENG Jie. Research on pilot model random and numerical simulation[J]. Journal of system simulation, 2007, 19(2): 453-455. (in Chinese)

(下转第 70 页)

- WANG Shanjin, YANG Lei, CHEN Qiong, et al. Design of a wideband UHF printed dipole antenna [J]. Journal of microwaves, 2011, 9(2): 30-34. (in Chinese)
- [7] 郭晨, 刘策, 张安学. 探地雷达超宽带背腔蝶形天线设计与实现[J]. 电波科学学报, 2010, 25(2): 221-226. GUO Chen, LIU Ce, ZHANG Anxue. Design and implement of an UWB bow-tie antenna with backcavity for ground penetrating radar[J]. Chinese journal of radio science, 2010, 25(2): 221-226. (in Chinese)
- [8] Vicente González-Posadas, Carlos Martín-Pascual, José Luis Jiménez-Martín, et al. Lumped-element balun for UHF UWB printed balanced antennas[J]. IEEE transactions on antennas and propagation, 2008, 56(7): 2102-2107
- [9] YAN Xiaorong, ZHONG Shunshi, WANG Guoyu. Compact hollowed printed monopole antenna with extremely widebandwidth [J]. Microwave and optical technology letters, 2007, 49(11): 2883-2885.
- [10] 官伯然, 曹建伟. 一种小型超宽带微带天线[J]. 微波学报, 2011, 27(2): 60-62, 92. GUAN Boran, CAO Jianwei. A small size ultra-wideband microstrip antenna[J]. Journal of microwaves, 2011, 27(2): 60-62, 92. (in Chinese)
- [11] 陈董, 程崇虎. 宽缝结构超宽带天线的研究[J]. 南京邮电大学学报: 自然科学版, 2006, 26(2): 72-75. CHEN Dong, CHENG Chonghu. The study of ultra-wideband wide slot antennas[J]. Journal of Nanjing university of posts and telecommunications: natural science edition, 2006, 26(2): 72-75. (in Chinese)
- (编辑: 徐楠楠)
-
- (上接第9页)
- [7] 张志刚, 王百争, 王和平, 等. MA60 飞机高原机场起飞性能研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 65-69. ZHANG Zhigang, WANG Baizheng, WANG Heping, et al. Research on take-off performance of the MA60 aircraft at plateau airport[J]. Flight dynamics, 2006, 24(4): 65-69. (in Chinese)
- [8] 宋花玉, 蔡良才. 飞机起飞航迹计算中发动机推力计算方法[J]. 交通运输工程学报, 2010, 10(2): 59-63. SONG Huayu, CAI Liangcai. Computational method of engine thrust in aircraft take-off track calculation [J]. Journal of traffic and transportation engineering, 2010, 10(2): 59-63. (in Chinese)
- [9] 赵永平, 孙健国. 最小二乘支持向量回归机在发动机推力估计中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1420-1425. ZHAO Yongping, SUN Jianguo. Aeroengine thrust estimation using least squares support vector regression machine[J]. Journal of aerospace power, 2009, 24(6): 1420-1425. (in Chinese)
- [10] 薛宏涛, 王克波. 基于超障性能模型的军用飞机超障规划与计算[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)
- [11] 余晓京, 何国强, 李江, 等. 涡流阀式变推力发动机性能影响因素数值研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(2): 178-183. YU Xiaojing, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Calculating effects of relevant parameters on vortex valve control of variable thrust SMR[J]. Journal of northwestern polytechnical university, 2009, 27(2): 178-183. (in Chinese)
- [12] Trani Antonio A. Advisory circular (AC): runway length estimation(150/5325-4)[R]. U S department of transportation: federal aviation administration (FAA), 2005.
- [13] 蔡良才, 王声, 郑汝海, 等. 飞机起飞着陆航迹测试与分析[J]. 东南大学学报: 自然科学版, 2002, 32(2): 264-267. CAI Liangcai, WANG Sheng, ZHENG Ruhai, et al. Test and analysis of airplane s running track in taking off and landing [J]. Journal of southeast university: natural science edition, 2002, 32(2): 264-267. (in Chinese)
- (编辑: 徐敏)