

文章编号:1671-1637(2013)02-0066-07

高原机场飞机起飞滑跑距离计算方法

蔡良才,王海服,朱占卿,种小雷

(空军工程大学 机场建筑工程系,陕西 西安 710038)

摘要:针对高原机场的复杂环境和飞机发动机性能明显下降的特点,分析了高原机场的飞机起飞滑跑过程。将机场实际气压换算为标准大气压力,用修正的发动机瞬时推力计算不同时刻的滑跑距离,提出了高原机场飞机起飞滑跑距离计算方法。分析了海拔高度、起飞质量、气温、风速等影响因素对飞机起飞滑跑距离的影响,得出滑跑距离的简化计算公式并进行了实例验证。分析结果表明:当高原机场海拔高度3 569.5 m,气温为16.4 ℃,逆风风速为 $2.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,针对I型飞机,采用提出方法计算的滑跑距离与实测滑跑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%;针对II型飞机,采用提出方法计算的滑跑距离与实测滑跑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%;针对I型飞机与II型飞机,应用简化计算公式计算的滑跑距离与实测滑跑距离的最大相对误差分别为3.9%和2.8%,满足工程精度要求。

关键词:高原机场;滑跑距离;海拔高度;起飞质量;瞬时推力;气象条件

中图分类号:V351.11

文献标志码:A

Calculation method of running distance for aircraft takeoff on plateau airport

CAI Liang-cai, WANG Hai-fu, ZHU Zhan-qing, CHONG Xiao-lei

(Department of Airport and Architecture Engineering, Air Force Engineering University,
Xi'an 710038, Shaanxi, China)

Abstract: Aiming at the complicated environment of plateau airport and the characteristic of significant decline for aircraft engine performance, the running process of aircraft takeoff on plateau airport was analyzed. The practical pressure of airport was transformed into standard atmosphere pressure, the running distances under different times were calculated by using the correctional instantaneous thrust of aircraft engine, and the calculation method of running distance for aircraft takeoff on plateau airport was put out. The influences of altitude, takeoff mass, temperature and wind speed on the running distances of aircraft takeoff were analyzed, the simplification formula of running distance was put forward, and example verification was carried out. Analysis result shows that when altitude is 3 569.5 m, temperature is 16.4 ℃ and upwind speed is $2.1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, the maximum absolute error between the running distance calculated by the proposed method and test running distance for aircraft I is no more than 48 m, and the maximum relative error is no more than 2.7%. The maximum absolute error between the running distance calculated by the proposed method and test running distance for aircraft II is no more than 100 m, and the maximum relative error is no more than 4.2%. The maximum relative errors between the running distances calculated by simplification formula and test running distances for aircraft I and aircraft II are 3.9% and 2.8% respectively, which meet the engineering requirement. 2 tabs, 8 figs, 23 refs.

收稿日期:2012-09-18

基金项目:军队科研项目(BKJ11J018)

作者简介:蔡良才(1960-),男,浙江宁波人,空军工程大学教授,工学博士,从事机场规划与设计研究。

Key words: plateau airport; running distance; altitude; takeoff mass; instantaneous thrust; meteorological condition

Author resume: CAI Liang-cai(1960-), male, professor, PhD, +86-29-84787008, liangcai07@126.com.

0 引言

飞机起飞滑跑距离是决定跑道长度的关键因素之一,现行飞机起飞滑跑距离确定方法是针对 20 世纪 70 年代装配的飞机提出,适应于海拔 2 000 m 以下机场。对于海拔 2 000 m 以上的机场,多采用在基准跑道长度基础上进行海拔、温度、坡度等线性修正的经验方法^[1],其计算结果与高原机场测试结果存在较大差异^[2]。近年来,国内外研究学者对飞机起飞滑跑距离和跑道长度确定进行了深入研究,宋花玉等应用人工神经网络技术对飞机起飞滑跑距离进行了研究,给出了基于 BP 网络的飞机起飞滑跑距离计算模型,并对飞机实际滑跑距离及其影响因素进行了归一化处理,但所建立的模型没有涵盖高原机场^[3];杨洪平等通过建立飞机地面滑跑起飞全过程的运动方程,并结合适航条例规定,给出了一种确定民航飞机最小离地速度的计算方法^[4];邓扬晨等通过优化方式给出了发动机的最佳安装角和飞机地面滑跑的最佳攻角以及前起落架的最佳凸伸量,并确定了飞机地面滑行过程中的最短滑跑距离^[5];张志刚等针对 MA60 飞机进行了高原机场起飞性能研究,结合 MA60 飞机的特性,计算出起飞滑跑距离等参数值^[6]。在飞机起飞滑跑距离测试方面,蔡良才等提出了利用飞机起落航迹激光定位系统测定飞机起飞着陆滑跑距离的测试方法,并在高原机场进行实地测试^[2];在分析多种飞机起飞着陆性能曲线的基础上,美国联邦航空局于 2005 年提出了机场跑道设计强制标准,把跑道长度以起飞或着陆质量、温度、海拔高度等相关性能曲线的形式呈现^[7];国际民航组织提出了基于飞机起降性能曲线并考虑净空道、停止道和跑道入口内移的跑道长度设计方法^[1]。在发动机推力计算和滑跑长度计算方面,葛志浩等通过系统辨识求取了驾驶员频率特性,采用最小二乘法计算驾驶员操纵行为参数,并对随机驾驶员模型进行仿真^[8];李秋红等采用控制器跟踪滤波方法进行了航空发动机推力估计,提高了推力估计的精度^[9];Pinder 应用 GPS 技术研究了飞机起飞性能^[10];Ball 等应用循环控制理论研究了飞机短距离起飞的性能^[11];赵永平等基于最小二乘支持向量

机提出了一种 Wrapper 算法来实现推力估计^[12];宋花玉利用数值理论计算了飞机起飞滑跑距离,研究了发动机瞬时推力的确定方法,提出以发动机推力曲线图中已知推力曲线为基础,通过拉格朗日插值确定未知推力的算法^[13];薛宏涛等分析了军用飞机典型的起飞与着陆过程,通过对起降过程中飞机的受力情况分析及推理得到飞机的起降性能模型,在此基础上设计了军用飞机起降计算流程,并进行了包括起飞距离与时间、着陆距离与时间等在内的相关计算^[14];王辉等运用非线性动力学方程建立了起落架的数学模型,设计了发动机、气动系数和大气环境模型,在完整仿真模型的基础上进行了滑跑、起飞、巡航、降落等仿真试验^[15]。

参考文献[7],本文通过建立飞机在不同状态(飞机油门位置、飞机质量、外挂形式、滑跑迎角等)和环境(道面摩擦因数、跑道平均纵坡、气温、气压、风速等)下的起飞滑跑过程模型,并通过计算机仿真试验分析高原机场(海拔 2 000 m 以上)不同机种起飞滑跑距离与影响因素的关系,总结出高原机场飞机起飞滑跑距离简化计算公式,为高原机场跑道长度设计提供依据。

1 飞机高原起飞滑跑距离计算方法

1.1 飞机高原起飞地面滑跑过程分析

高原机场飞机地面滑跑过程和平原机场的基本相同,划分为 3 个阶段:飞机从静止加速到开始抬前轮、开始抬前轮至前轮抬至离地迎角、保持离地迎角到两主轮离地。为了简化计算过程,一般把第 2 阶段和第 3 阶段合并为一个阶段进行计算,即认为飞机抬前轮是在瞬间完成的,从而把飞机整个起飞滑跑过程简化为 2 个阶段:以停机迎角滑跑的第 1 阶段和以离地迎角滑跑的第 2 阶段^[10-11]。

由飞行力学原理可知,飞机在地面滑跑过程中受到推力 P 和阻力 Q ,则有

$$a = (P - Q)/m \quad (1)$$

式中: a 为加速度; m 为起飞时的飞机实际质量。

飞机所受阻力与速度、空气密度、阻力系数有关。高原机场空气密度低,飞机阻力降低,这有利于飞机滑跑速度增加。但在实际滑跑过程中,由于高

原机场空气稀薄,含氧量低,发动机推力下降造成加速度显著降低,使高原机场飞机滑跑加速度较平原机场小很多。由飞机性能曲线可知,发动机推力 P 在不同海拔高度随速度增加呈现非线性变化。海拔高度越高曲线曲率越大,发动机推力减小速率越快。在计算飞机滑跑距离时,应重点分析发动机推力变化。在高原机场,飞机刹车刚刚松开时,发动机有效推力达不到相应性能曲线确定的推力,飞机起飞初始滑跑阶段处于由初始状态逐渐过渡到性能曲线确定的推力(满油门、部分加力、全加力)的过程。假设飞机由初始状态过渡到性能曲线确定的推力时,推力均匀变化,则这段时间内发动机瞬时推力 P_2 为^[12]

$$P_2 = P_0 + gt \left(\frac{P_1 - P_0}{t_1} \right) \quad (2)$$

式中: P_1 为飞机性能曲线上油门杆位置的瞬时推力; P_0 为飞机初始状态瞬时推力; t 为飞行时间; t_1 为飞机由初始状态过渡到油门杆位置时的总时间; g 为重力加速度。

在飞机滑跑的第 2 阶段,发动机推力已经达到相应性能曲线上油门杆位置的实际推力 P_1 ,不需考虑推力渐变过程。飞机起飞滑跑距离还与离地速度和滑跑时间有很大关系,高原机场较低的空气密度使飞机升力减小,离地速度和滑跑时间增加,造成滑跑距离显著增加。

1.2 高原滑跑距离计算方法

根据高原机场飞机地面滑行特点,在建模过程中,本文作以下方面假定。

(1)飞机起飞滑跑可视为变加速直线运动,起飞时间以 λ 为步长划分为若干段,在每个时间段内飞机做匀加速直线运动。

(2)考虑外挂物对飞机气动特性的影响,阻力系数 C_0 为

$$C_0 = C_1 + C_2 + C_3 + C_4 \quad (3)$$

式中: C_1 为飞机起飞时的配平极曲线确定的阻力系数; C_2 为武器差别系数; C_3 为起落架阻力系数; C_4 为减速板阻力系数。

(3)将机场跑道上实际气压换算为标准大气压力,便于将飞机的滑跑速度转化为马赫数^[16]。

(4)对由飞机性能曲线得到的理论上的实际瞬时推力 P_3 加以修正^[13],并考虑发动机受进气道和飞机尾喷口以及发动机折旧因素对发动机推力的影响系数 k ,得到发动机实际瞬时推力 P_2 ,即

$$P_2 = k(T_1/T)^h P_3 \quad (4)$$

式中: T_1 为标准绝对气温; T 为机场实际气温; h 为发动机修正系数,对于轴向压缩式发动机,取 1.3,对于离心压缩式发动机,取 2.0^[17]。

(5)飞机在起飞阶段,发动机实际瞬时推力由初始状态到飞机性能曲线上确定的瞬时推力是一个渐变过程,假定这一过程均匀变化。

根据假定(5),飞机正常起飞时的地面滑跑距离 S 需分 2 种姿态 3 个时间段计算:由初始时刻 e_0 至达到油门状态(满油门、部分加力、全加力)时刻 e_1 ,从达到油门状态(满油门、部分加力、全加力)时刻 e_1 至抬前轮时刻 e_2 ,从抬前轮时刻 e_2 到离地时刻 e_3 。

标准驾驶动作对应的起飞滑跑距离 S 为

$$\begin{aligned} S = & \int_0^{e_1} \left\{ \int_0^{e_1} \frac{1}{m} \left[(ngP_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_3) - fmg) - \right. \right. \\ & \left. \left. (C_{01} - fC_{51}) \frac{\rho s (V_1 + V_3)^2}{2} + mg\varphi \right] dt \right\} dt + \\ & \int_{e_1}^{e_2} \left\{ V_{e_1} + \int_{e_1}^{e_2} \frac{1}{m} \left[(ngP_2 \cos(\alpha_1 + \alpha_3) - fmg) - \right. \right. \\ & \left. \left. (C_{01} - fC_{51}) \frac{\rho s (V_1 + V_3)^2}{2} + mg\varphi \right] dt \right\} dt + \\ & \int_{e_2}^{e_3} \left\{ V_{e_2} + \int_{e_2}^{e_3} \frac{1}{m} \left[(ngP_2 \cos(\alpha_2 + \alpha_3) - fmg) - \right. \right. \\ & \left. \left. (C_{02} - fC_{52}) \frac{\rho s (V_2 + V_3)^2}{2} + mg\varphi \right] dt \right\} dt \quad (5) \end{aligned}$$

式中: V_1 、 V_2 分别为飞机三轮滑跑和两轮滑跑的速度; V_{e_1} 、 V_{e_2} 分别为时刻 e_1 和 e_2 的飞机速度; α_1 为飞机三点滑跑时的停机迎角; α_2 为飞机两点滑跑的停机迎角; α_3 为推力作用线与飞机机身轴线之间的夹角; C_{01} 、 C_{02} 分别为对应于 α_1 与 α_2 的阻力系数; C_{51} 、 C_{52} 分别为对应于 α_1 与 α_2 的升力系数; n 为发动机数量; s 为机翼面积; f 为跑道摩擦因数; ρ 为实际大气密度; φ 为坡度,顺坡取正,逆坡取负; V_3 为机场当地实际风速,顺风取正,逆风取负。

2 方法验证

在确定式(5)中各个计算参数的取值后,利用 Visual C++ 语言编写高原机场飞机起飞滑跑距离计算程序^[14-15]。程序输入参数为裸机质量、燃油质量、机场海拔高度、环境参数(温度、风速)、摩擦因数、跑道坡度以及发动机状态,输出参数为离地速度、滑跑距离、滑跑时间等,每隔 0.25 s 记录一次各因素的变化情况。

为了验证本文方法的有效性,通过机载 GPS 系统与飞机参数的转化,在高原机场对 2 种飞机滑跑过程进行记录,得到了 I 型、II 型 2 种飞机不同质

量、气温、风速条件下的 10 组滑跑距离测试数据。

测试条件为 I 型、II 型飞机发动机处于全加力工作状态,机场海拔高度为 3 569.5 m,跑道平均纵向坡度为 -0.8%,道面摩擦系数为 0.025,场压为 65 178.6 Pa。I 型飞机测试结果与仿真计算结果对比见图 1。

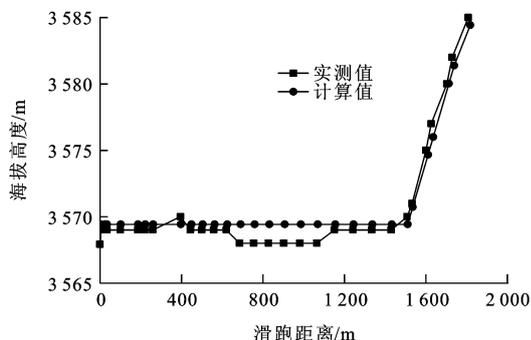


图 1 计算值与实测值对比曲线

Fig. 1 Comparison curves between calculation values and test values

从图 1 可以看出,本文建立的计算方法与测试结果比较接近,滑跑距离计算值与实测值绝对误差在 20 m 以内,可见本文方法的精确度较高。

将本文方法计算所得数据与 2 种机型各 5 组测试数据进行比较与误差分析,绝对误差与相对误差见表 1,绝对误差为计算修正值与实际测试值之差,计算修正值等于计算值与驾驶员操纵误差系数的乘积, I 型、II 型飞机驾驶员操纵误差系数均为 1.15^[18-23]。

表 1 绝对误差与相对误差

Tab. 1 Absolute errors and relative errors

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

从表 1 可以看出, 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%,在误差允许范围内^[13],可见本文方法有效。

3 起飞滑跑距离仿真计算

采用数值积分法计算分析 I 型、II 型飞机在海拔高度、起飞质量、气温、风速等影响因素下的起飞滑跑距离。

3.1 仿真条件

I 型、II 型飞机发动机处于全加力工作状态,道

面摩擦系数为 0.025。当考虑某一影响因素时,其他因素为标准条件(起飞质量标准条件为最大起飞质量,气温 15 ℃,无风)。分别计算不同机场海拔高度上, I 型、II 型飞机起飞滑跑距离随起飞质量、气温、风速的变化情况。

3.2 结果分析

通过对 I 型、II 型飞机滑跑距离的仿真计算,得到海拔高度、起飞质量、气温和风速对滑跑距离的影响,分别见图 2~8。

3.2.1 海拔高度的影响

从图 2 中可以看出,在海拔高度 2 000 m 以下, I 型、II 型飞机滑跑距离随海拔高度近似线性变化。在海拔高度 2 000 m 以上, I 型、II 型飞机滑跑距离随机场海拔高度增加呈非线性变化,海拔高度越高,滑跑距离增加速率越快。可见,对海拔高度 2 000 m 以上的机场,在基准跑道长度基础上进行海拔高度线性修正的经验方法误差较大。

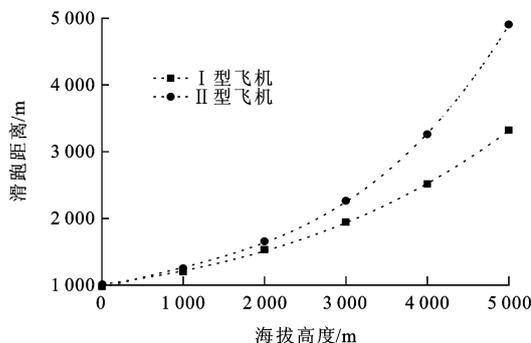


图 2 滑跑距离与海拔高度的关系

Fig. 2 Relations between running distances and altitudes

3.2.2 起飞质量的影响

从图 3、4 中可以看出,在海拔高度 2 000 m 以上,同一海拔高度上, I 型、II 型飞机起飞质量对滑跑距离的影响呈线性关系,随海拔高度的增加,曲线斜率逐渐增加,表明海拔高度越高,起飞质量对滑跑

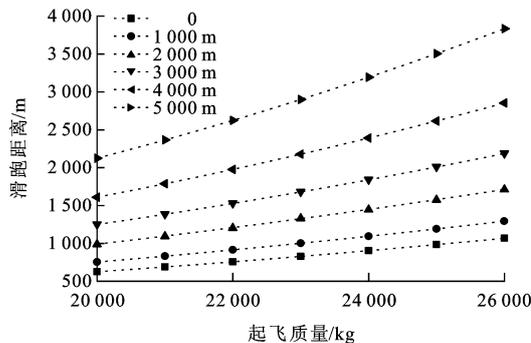


图 3 I 型飞机滑跑距离与起飞质量的关系

Fig. 3 Relations between running distances and takeoff masses for aircraft I

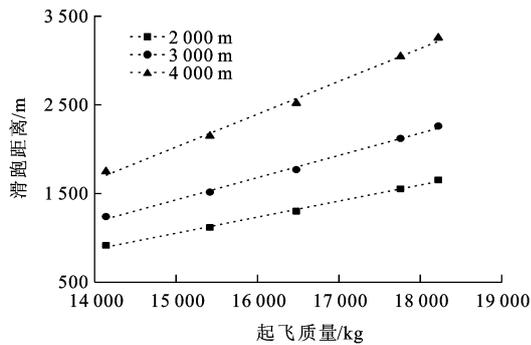


图4 II型飞机滑跑距离与起飞质量的关系
Fig. 4 Relations between running distances and takeoff masses for aircraft II

距离的影响越大。I型飞机起飞质量每增加10%，在0、1 000、2 000、3 000、4 000、5 000 m海拔高度处的起飞滑跑距离分别增加22.0%、22.3%、22.8%、23.2%、23.5%、24.0%。II型飞机起飞质量每增加10%，在2 000、3 000、4 000 m海拔高度处的起飞滑跑距离分别增加28.0%、28.6%、29.8%。

3.2.3 气温的影响

从图5、6可以看出，在同一海拔高度上，机场温度对I型、II型飞机起飞滑跑距离的影响呈线性关系，海拔高度越高，拟合曲线的相关系数下降，回归标准差变大，表明滑跑距离与温度的非线性关系增加。在同一海拔高度上，机型不同，直线斜率不同，II型飞机温度曲线斜率大于I型飞机温度曲线斜率，温度变化对II型飞机滑跑距离影响更大，原因为II型飞机只有一台发动机，温度变化对飞机推力影响更大。

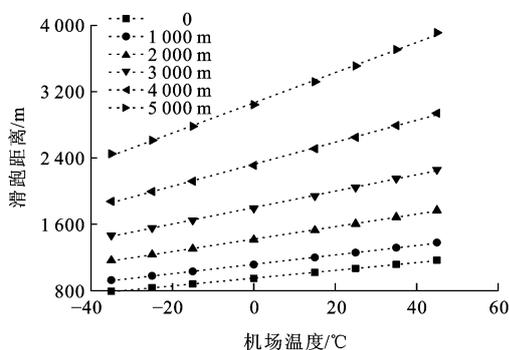


图5 I型飞机滑跑距离与机场温度的关系
Fig. 5 Relations between running distances and airport temperatures for aircraft I

3.2.4 风速的影响

从图7、8可以看出，在同一海拔高度上，I型、II型飞机在满油门状态下，风速对飞机起飞滑跑距离的影响呈线性关系，逆风状态对飞机起飞有利。海拔高度越大，曲线斜率越大，表明海拔高度越大，

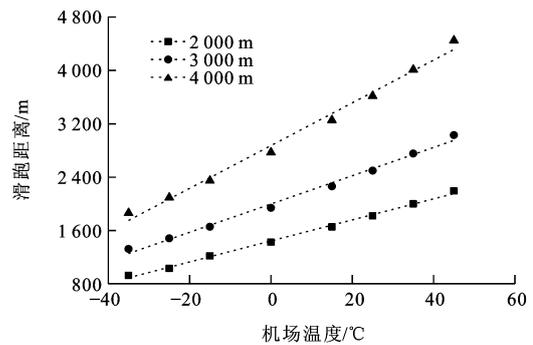


图6 II型飞机滑跑距离与机场温度的关系
Fig. 6 Relations between running distances and airport temperatures for aircraft II

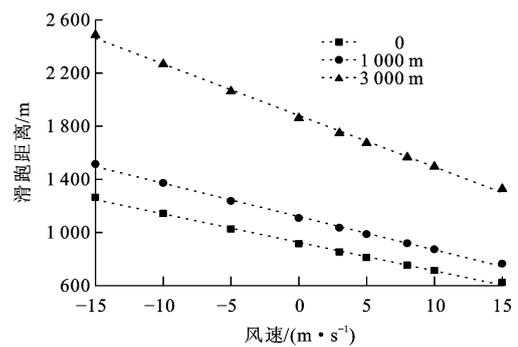


图7 I型飞机滑跑距离与风速的关系
Fig. 7 Relations between running distances and wind speeds for aircraft I

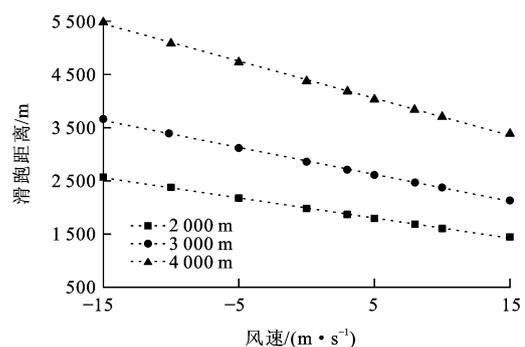


图8 II型飞机滑跑距离与风速的关系
Fig. 8 Relations between running distances and wind speeds for aircraft II

风速变化对滑跑距离影响越大。当海拔高度大于3 000 m时，飞机满油门工作状态高原起飞所需滑跑距离过长，按此状态推力设计高原跑道长度是不经济的，因此，飞机正常质量高原起飞应采用全加力状态推力设计跑道长度。

4 实例验证

由于海拔高度对飞机起飞滑跑距离的影响呈非线性关系。根据不同机型飞机不同海拔高度上的起

飞滑跑距离确定计算最大起飞质量下的基准滑跑距离,再根据起飞质量、温度、风速等对基准滑跑距离的影响进行修正,得到该机场不同机型飞机起飞滑跑距离简化计算式为

$$L=L_0+k_1(m-M)+k_2(T-15)+k_3V_3 \quad (6)$$

式中: L 为滑跑长度估算值; L_0 为由海拔高度确定的最大起飞质量下的基准起飞滑跑距离; k_1 为质量修正系数,取相应机型滑跑距离与质量关系曲线斜率; k_2 为气温修正系数,取相应机型滑跑距离与温度关系曲线斜率; k_3 为风速修正系数,取相应机型滑跑距离与风速关系曲线斜率; M 为该型飞机最大起飞质量。

为验证式(6)的正确性,对某高原机场飞机起飞滑跑算例进行对比验证。某机场地处高原,海拔高度为 3 569.5 m,跑道平均纵向坡度为 -0.8% ,道面摩擦系数为 0.025, I 型飞机最大起飞质量为 32 000 kg, II 型飞机最大起飞质量 18 000 kg。机场当地测试当天气温为 $16.4\text{ }^\circ\text{C}$,逆风风速为 $2.1\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$,场压经过换算为 65 178.6 Pa。 L_0 取 2 200 m; k_1 取 0.125; k_2 取 11.599; k_3 取 -40.736 。

为了保证验证的有效性,每种机型各测试和计算 5 个架次,5 个架次的飞机起飞质量与滑跑距离见表 2。

表 2 起飞质量与滑跑距离

Tab. 2 Takeoff masses and running distances

	起飞质量/kg	24 140	25 560	26 160	27 720	28 000
I 型 飞机	计算距离/m	1 150	1 325	1 400	1 595	1 630
	实测距离/m	1 162	1 303	1 366	1 537	1 569
	起飞质量/kg	13 297	14 139	15 415	16 477	17 757
II 型 飞机	计算距离/m	586	847	1 243	1 571	1 969
	实测距离/m	603	805	1 198	1 537	1 921

从表 2 可以看出, I 型飞机起飞滑跑距离计算值与实测距离最大绝对误差为 62 m,相对误差为 3.9% , II 型飞机起飞滑跑距离计算值与实测距离最大绝对误差为 48 m,最大相对误差为 2.8% 。以上误差均在误差范围以内,可见简化计算式有效。

5 结 语

高原机场海拔高度与飞机滑跑距离呈典型非线性关系, I 型飞机采用 2 次以上、II 型飞机采用 3 次以上多项式拟合才具有较高的相关系数。飞机起飞质量、温度、风速与滑跑距离呈线性关系,随海拔高度增加,起飞质量、温度、风速等因素对滑跑距离的影响增强。当计算高原机场飞机起飞滑跑距离时,

可先确定最大飞机起飞质量下海拔高度与滑跑距离关系曲线,然后利用本文的简化计算式对滑跑距离进行修正,得到高原机场飞机起飞滑跑距离计算方法。为减小计算误差,在后续工作中,需进一步对滑跑距离与起飞质量、温度、风速的关系进行验证。

参 考 文 献 :

References :

- [1] 王振辉,蔡良才,邵 斌. 军用机场跑道长度设计方法[J]. 交通运输工程与信息学报,2007,5(1):67-70,76. WANG Zhen-hui, CAI Liang-cai, SHAO Bin. Design method of military airfield runway length[J]. Journal of Transportation Engineering and Information, 2007, 5(1): 67-70, 76. (in Chinese)
- [2] 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 Liang-cai, ZHENG Ru-hai, CHONG Xiao-lei, 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)
- [3] 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. SONG Hua-yu, CAI Liang-cai, WU Li-rong, et al. Calculation of aircraft taking-off running distance based on BP network[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2004, 5(6): 4-6. (in Chinese)
- [4] 杨洪平,王立新,李勤红. 民机最小离地速度的工程计算方法[J]. 飞行力学,2006,24(2):9-12. YANG Hong-ping, WANG Li-xin, LI Qin-hong. An engineering method to determine the minimum unstick speed of civil airplanes[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(2): 9-12. (in Chinese)
- [5] 邓扬晨,张 爽,陈 华,等. 飞机地面滑行过程中最短滑跑距离的确定[J]. 航空计算技术,2006,36(1):71-74,78. DENG Yang-chen, ZHANG Shuang, CHEN Hua, et al. The optimal taxi-distance determining on aircraft take-off and landing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(1): 71-74, 78. (in Chinese)
- [6] 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 Zhi-gang, WANG Bai-zheng, WANG He-ping, et al. Research on take-off performance of the MA60 aircraft at plateau airport[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(4): 65-69. (in Chinese)
- [7] AC 150/5300-13B, airport design[S].
- [8] 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 Zhi-hao, XU Hao-jun, MENG Jie. Research on pilot model random and numerical simulation[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(2): 453-455. (in Chinese)

- [9] 李秋红,孙健国,王前宇. 航空发动机推力估计新方法[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(2): 185-191.
LI Qiu-hong, SUN Jian-guo, WANG Qian-yu. A new method for estimating the thrust of aircraft engines[J]. Control Theory and Applications, 2011, 28(2): 185-191. (in Chinese)
- [10] PINDER S D. Aircraft takeoff performance monitoring in far-northern regions: an application of the global positioning system[D]. Saskatoon: University of Saskatchewan, 2003.
- [11] BALL T, TUMER S, MARSHALL D D. Short takeoff performance using circulation control[C]// AIAA . 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2008: 1-14.
- [12] 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 Yong-ping, SUN Jian-guo. Aeroengine thrust estimation using least squares support vector regression machine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1420-1425. (in Chinese)
- [13] 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 Hua-yu. A numerical value confirmation method of engine thrust in aircraft in take-off running[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(6): 43-46. (in Chinese)
- [14] 薛宏涛,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 Hong-tao, WANG Ke-bo. Military aircraft takeoff and landing planning and computing based on performance model[J]. Computer Engineering and Design, 2011, 32(5): 1837-1840. (in Chinese)
- [15] 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 Wei-fang. 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)
- [16] 吴利荣. 现代飞机与发动机高原性能设计和使用技术基础研究[D]. 西安:空军工程大学, 2004.
WU Li-rong. Basic research on performance design and use technology for modern aircraft and engine on plateau region[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2004. (in Chinese)
- [17] 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 Xiao-jing, HE Guo-qiang, 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)
- [18] 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 Liang-cai, WANG Sheng, ZHENG Ru-hai, 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)
- [19] 王何巍. 高原军用机场跑道长度计算方法的研究[D]. 西安:空军工程大学, 2000.
WANG He-wei. The study on calculation method of runway length on plateau military airport[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2000. (in Chinese)
- [20] 葛志浩,徐浩军,胡 飞,等. 先进战斗机人-机闭环系统仿真研究[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24(3): 389-391.
GE Zhi-hao, XU Hao-jun, HU Fei, et al. MATLAB simulation model of closed-loop aircraft-pilot system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24(3): 389-391. (in Chinese)
- [21] 王春光,李瑰贤,郑叔涛,等. 飞行员滑模最优控制行为特性分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(3): 38-43.
WANG Chun-guang, LI Gui-xian, ZHENG Shu-tao, et al. Characteristic analysis of optimal control behavior of pilot sliding[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(3): 38-43. (in Chinese)
- [22] 高 健,郑淑涛,韩俊伟. 基于最小二乘法的飞行员模型参数辨识[J]. 江南大学学报:自然科学版, 2011, 10(6): 648-652.
GAO Jian, ZHENG Shu-tao, HAN Jun-wei. Pilot model parameters identification based least square method[J]. Journal of Jiangnan University: Natural Science Edition, 2011, 10(6): 648-652. (in Chinese)
- [23] 李大伟,徐浩军,胡新江,等. 基于等效系统拟配的人-机闭环系统稳定性研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(4): 19-22.
LI Da-wei, XU Hao-jun, HU Xin-jiang, et al. Research on stability of aircraft-pilot closed loop system based on matching of equivalent system[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(4): 19-22. (in Chinese)