

文章编号: 1674-8190(2021)02-098-08

某型电动飞机起飞加速特性分析与 仿真模型修正

张钧尧¹, 佟刚¹, 李亚东^{1,2}, 王锋¹, 周国庆¹

(1. 沈阳航空航天大学 辽宁通用航空重点实验室, 沈阳 110136)

(2. 沈阳飞机设计研究所 飞行控制部, 沈阳 110035)

摘要: 电动飞机从加速滑跑到飞行至安全高度是一个十分复杂的过程, 在计算电动飞机起飞性能时发现用近似匀加速仿真模型得到的起飞距离小于实际的起飞距离。为了准确计算电动飞机起飞性能, 在 MATLAB 中建立完整起飞过程的仿真模型并分析模型与实际起飞过程的误差, 通过分析电动飞机起飞过程中加速度与速度的变化规律, 引入修正函数对仿真模型中的速度进行修正; 以某型电动飞机起飞性能计算为例, 使用修正前后的模型对起飞过程进行仿真计算, 并将计算结果与飞行试验数据进行对比。结果表明: 修正后的模型精度优于修正前仿真模型的精度, 修正后模型的仿真结果与飞机试飞试验结果基本一致。

关键词: 电动飞机; 起飞性能; 加速特性; 仿真模型; 优化; 飞行试验

中图分类号: V212.13⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.11

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Analysis of Take-off Acceleration Characteristics and Simulation Model Modification of a Certain Electric Aircraft

ZHANG Junyao¹, TONG Gang¹, LI Yadong^{1,2}, WANG Feng¹, ZHOU Guoqing¹

(1. Liaoning Key Laboratory of General Aviation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

(2. Flight Control Department, Shenyang Aircraft Design Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: It is a very complicated process for electric aircraft airplane to run from take-off acceleration to flight to a safe altitude. When calculating the take-off performance of an electric aircraft, it is found that the take-off distance obtained by the approximately uniform acceleration simulation model is always smaller than the actual take-off distance. In order to accurately calculate the take-off performance of electric aircraft, a simulation model of the complete take-off process is established in MATLAB, and the error between the model and the actual take-off process is analyzed. By analyzing the change rule of acceleration and speed during the take-off process of electric aircraft, a modification function is introduced to modify the speed in the model. Taking an electric aircraft takeoff performance calculation as an example, the model before and after the modification is used to simulate the takeoff process and compare the calculation results with the flight test data. The results show that the accuracy of the modified model is better than the simulation model before modification, and the simulation results of the revised model are basically consistent with the results of the aircraft flight test.

Key words: electric aircraft; takeoff performance; acceleration characteristic; simulation model; optimization; flight test

收稿日期: 2020-06-26; 修回日期: 2020-08-31

基金项目: 航空科学基金(201732540006); 辽宁省教育厅项目(L201622); 辽宁省自然科学基金指导计划(20180550824);
辽宁省科学技术基金(2017054706); 沈阳市科学技术计划(F16-205-07)

通信作者: 佟刚, tongren6666@163.com

引用格式: 张钧尧, 佟刚, 李亚东, 等. 某型电动飞机起飞加速特性分析与仿真模型修正[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 98-105.

ZHANG Junyao, TONG Gang, LI Yadong, et al. Analysis of take-off acceleration characteristics and simulation model modification of a certain electric aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 98-105. (in Chinese)

0 引言

飞机对改善人类生活和促进经济发展起到了至关重要的作用,但也对生态环境造成了许多负面影响^[1-3]。电动飞机零排放、低噪声,对环境几乎没有负面影响。因此国内外相关机构投入大量资源对电动飞机进行技术攻关^[4]。

起飞是飞机飞行中至关重要的阶段,也是最容易发生事故的阶段之一。起飞场长和地面滑跑距离是机场和飞机设计公司仿真模型中常见的参数。完全通过飞行试验来收集这些数据是非常耗时且昂贵的,因此许多国内外学者对起飞性能仿真模型展开了一系列研究。国外,D. Zammit-Mangion等^[5-6]评估了克兰菲尔德大学开发的大型运输机起飞性能计算程序,并与早期双涡轮螺旋桨飞机起飞性能计算程序进行了对比,为了对飞机性能进行实时监控,提出了一种使用速度分布二阶近似值计算飞机起飞性能的简化算法,并检验了该简化算法的准确性;K. Orleans等^[7]介绍了一种替代标准化起飞性能计算的方法,该方法使用建模仿真来校正非标准环境因素,例如风速、跑道坡度和飞机起飞总重等因素对起飞性能的影响,并使用涡轮螺旋桨战术运输机来验证此方法;N. F. A. B. Elmajdub等^[8]基于MATLAB软件的SIMULINK模块,搭建了飞机起飞降落阶段的可视化自动控制模型。

国内对于起飞性能仿真和优化也开展了一系列的研究工作,林可心等^[9]建立了飞机起飞着陆过程的微分方程,使用SIMULINK对起降性能进行建模仿真,通过对比飞行过程中记录的数据和仿真结果验证了模型的准确性;吴大卫等^[10]针对小型无人倾转旋翼机建立了短距起飞仿真模型,为了得到最短的起飞距离,使用遗传算法对操纵变量进行优化;郑峰敏^[11]根据两点式起飞和三点式起飞的运动特点,在MATLAB中建立了两种起飞方式的动力学模型,分析了两种起飞方式对飞机起飞性能的影响;李亚东等^[12]基于电动飞机输出功率、总体参数、气动参数、螺旋桨的效率以及锂电池能量密度等特点,采用Simpson积分法和Runge-Kutta法计算了电动飞机起飞爬升性能,并通过对比飞行试验数据验证了模型的准确性。上述研究都是将飞机起飞滑跑过程简化成匀加速直线运动,这与飞机真实起飞情况存在一定差异,将这类

仿真模型简称为近似匀加速仿真模型。魏志强等^[13]针对大型民用客机建立了一种加速度估算模型,该估算模型的准确性优于近似匀加速仿真模型,但也存在一定的不足,例如需要以大量的起飞数据为基础,并且难以量化风速、飞机质量改变等因素对飞机起飞性能的影响。

虽然国内外在电动飞机研制方面取得了一定成果,但偏向于工程应用。上述研究对象绝大多数都是油动飞机,国内鲜见纯电动飞机起飞性能仿真方面的研究文献。

本文针对电动飞机在MATLAB中建立完整起飞过程的仿真模型,根据电动飞机飞行试验采集的加速度与速度数据使用数值拟合的方式对仿真模型中速度进行修正;分别使用修正前后的模型对某型电动飞机起飞性能进行仿真计算,并与飞行试验数据进行对比;使用修正后的模型分析风速、电动机功率以及飞机质量对该型飞机起飞性能的影响。

1 电动飞机起飞模型建立

1.1 飞机起飞过程分析

电动飞机与传统油动飞机在计算起飞性能时主要有两点不同:①电动飞机中电动机替代了燃油发动机,燃油发动机最大功率会随着飞行速度的变化而变化,而电动机的最大功率在计算起飞性能时可以认为是一个常量;②传统油动飞机重量和重心会随着燃油的消耗而改变,而电动飞机的重量和重心在飞行过程中并不会随着电量消耗而改变。

根据起飞过程的运动特点,可以将起飞分为两点式起飞和三点式起飞^[14]。本文探讨三点式起飞,起飞过程如图1所示。三点式起飞可以分为三个阶段:三轮滑跑阶段、两轮滑跑阶段以及起飞空中阶段。

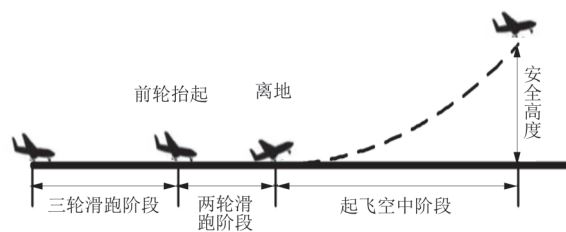


图1 三点式起飞过程

Fig. 1 Three-point takeoff process

(1) 三轮滑跑阶段

飞机从静止开始起跑,速度逐渐增大。当飞机速度增至抬前轮速度(V_R)时,驾驶员操纵飞机抬起前轮,该阶段结束^[15]。在飞机飞行性能计算手册及美国联邦航空条例(FAR)第25部中明确规定,民用飞机抬前轮速度为

$$V_R = (1.10 \sim 1.20)V_S \quad (1)$$

式中: V_R 为飞机抬前轮速度; V_S 为失速速度,工程初算时抬前轮速度在初算可取平均值 $1.15V_S$ 。

$$V_S = \sqrt{\frac{2G}{C_{L_{\max}}\rho S}} \quad (2)$$

式中: G 为飞机质量; $C_{L_{\max}}$ 为配平后的最大升力系数; ρ 为机场当地空气密度; S 为机翼面积。

可用拉力计算公式为

$$T_{ky} = P\eta/V \quad (3)$$

式中: T_{ky} 为可用推力; P 为电机功率; η 为螺旋桨效率; V 为飞机速度。

使用Runge-Kutta法求解微分方程组:

$$\begin{cases} \frac{dL_1}{dt} = V - V_w \\ \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = \left[T_{ky} \cos(\alpha + \varphi_P) - G \sin \phi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \right] - \\ f \left[G \cos \phi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L - T_{ky} (\alpha + \varphi_P) \right] \end{cases} \quad (4)$$

式中: L_1 为三轮滑跑阶段的地面滑跑距离; V_w 为风速,规定逆风为正; g 为重力加速度; α 为飞机迎角; φ_P 为推力作用线与飞机迎角基准之间的夹角; ϕ 为跑道坡度,规定向上为正; f 为滑跑时的地面摩擦系数; C_D 、 C_L 分别为阻力系数和升力系数。

给定初始条件 $t=0, V=0, L_1=0$,终止条件 $V=V_R$,可以得到 $V(t)$ 和 $L_1(t)$,进而得到地面滑跑距离和时间。

(2) 两轮滑跑阶段

飞机抬起前轮后,保持两主轮接地继续加速滑跑,随着速度的增加,飞机升力也逐渐增加^[16-17]。当速度达到离地速度以后,飞机的升力等于重力,主轮离开地面,地面滑跑结束。飞机飞行性能计算手册中明确规定,民用飞机离地速度:

$$V_{LOF} = (1.15 \sim 1.25)V_S \quad (5)$$

式中: V_{LOF} 为飞机主轮开始离地时的速度,也称为飞机离地速度,在工程初算时可取平均值 $1.2V_S$ 。

初值条件 $t=0, V=V_R, L_2=0$,终止条件 $V=V_{LOF}$ 时,使用Runge-Kutta法求解微分方程组:

$$\begin{cases} \frac{dL_2}{dt} = V - V_w \\ \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = \left[T_{ky} \cos(\alpha + \varphi_P) - G \sin \phi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \right] - \\ f \left[G \cos \phi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L - T_{ky} (\alpha + \varphi_P) \right] \end{cases} \quad (6)$$

式中: L_2 为两轮滑跑阶段的地面滑跑距离。

飞机在两轮滑跑过程中迎角逐渐增大,为了简化模型该过程迎角取平均值, C_L 、 C_D 分别取平均迎角对应的升、阻力系数,进而得到滑跑距离和时间。

(3) 起飞空中阶段

地面滑跑结束以后,飞机进入加速爬升阶段。当飞机高度达到安全高度15 m后,起飞过程结束^[18]。这个过程是变加速爬升,为确定飞机的飞行轨迹建立质心的运动方程,初始条件 $t=0, V=V_{LOF}, L_3=0$,终止条件 $H=15$ m时,使用Runge-Kutta法求解微分方程组:

$$\begin{cases} \frac{dL_3}{dt} = V \cos \theta \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = T_{ky} \cos(\alpha + \varphi_P) - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D - G \sin \theta \\ \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt} = T_{ky} \sin(\alpha + \varphi_P) - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L - G \cos \theta \end{cases} \quad (7)$$

式中: L_3 为起飞空中阶段飞机在 x 方向的水平距离; H 为飞机在 y 方向的飞行高度; θ 为爬升角,为了简化模型,假设爬升角不发生改变,即 $\frac{d\theta}{dt} = 0$ 。

1.2 模型求解思路

模型求解思路为:确定可用推力、迎角以及升力系数阻力系数随速度的变化关系;地面滑跑阶段,通过速度是否达到离地速度来判断地面滑跑

是否结束^[19];起飞空中阶段,通过高度是否达到安全高度来判断起飞过程是否结束^[20]。模型求解流程图如图2所示。

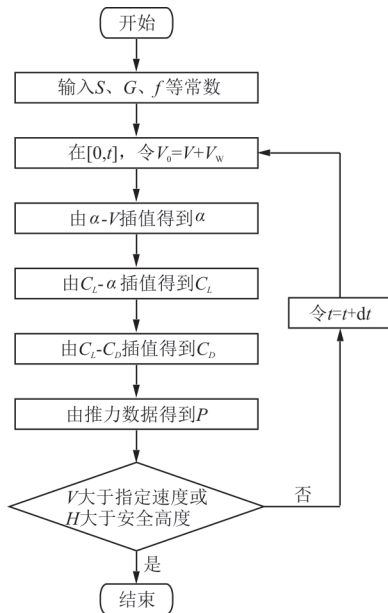


图2 模型求解流程图

Fig. 2 Flow chart of program calculation model

2 仿真模型误差分析

在第1节中介绍了一种工程中常用的起飞性能计算方法,适用于初算或者粗略计算。该方法只考虑主要影响因素,将飞机起飞过程简化为近似匀加速直线运动,但在实际起飞过程中由于发动机推力是油门和速度的函数,气动阻力和升力是速度的二次函数,而且由于飞机对于跑道的压力不断在变化,跑道对飞机的摩擦力也在不断变化,并且起飞空中阶段爬升角始终在变化。因此,实际起飞过程不可能是匀加速直线运动,将起飞模型简化为近似匀加速运动将带来一定误差。通过大量对比仿真结果与快速数据记录仪(QAR)记录的飞行数据,发现某客机计算结果中起飞场长与地面滑跑距离总是略小于实际的起飞场长和地面滑跑距离,误差约占实际距离的10%^[13]。计算电动飞机起飞性能时也发现了类似的情况,即仿真结果中的起飞场长与地面滑跑距离总是小于试飞试验数据中的起飞场长和地面滑跑距离。

综上,近似匀加速仿真模型误差是对实际问题进行抽象、简化而导致的模型误差。

3 仿真模型修正

电动飞机的研制是一个反复迭代、逐渐逼近最优解、最终满足设计要求的过成。起飞性能仿真模型的建立也是一个逐步完善的过程。初算时模型中相关系数往往在飞行性能计算手册限定范围内取平均值或根据经验选取。试飞结束后,再根据试飞采集数据对仿真模型中相关系数进行一定的修正。由于近似匀加速模型存在一定的模型误差,同时在工程计算时往往难以建立完全符合实际起飞运动变化规律的物理模型。因此为了得到更准确的仿真模型,采用试飞采集的相关数据对近似匀加速模型进行修正。

3.1 起飞加速特性分析

为了研究电动飞机起飞过程中的加速特性,将某电动飞机试飞时采集的加速度数据进行整理,在MATLAB中使用Smooth函数以及Filter Design & Analysis Tool工具对采集的数据进行平滑、滤波处理,得到试飞采集的加速度和滤波处理后的加随时间变化的结果,如图3所示。

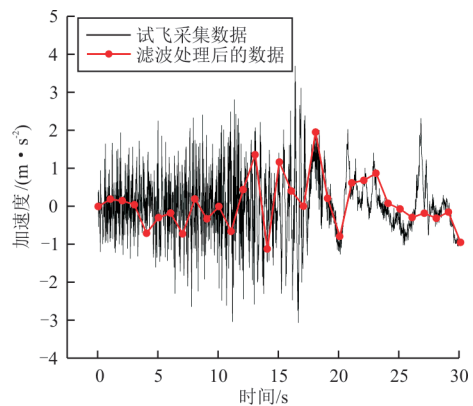


图3 真实加速度变化

Fig. 3 True acceleration variation

从图3可以看出:在0~10 s,加速度保持相对平稳;在10~18 s加速度随时间上下波动但总体呈现增长趋势;在剩余时间内,加速度呈现递减趋势且存在一定的波动。

仿真速度与试飞采集速度对比结果,如图4所示。将起飞过程中飞机的速度分为地面阶段和空中阶段来研究。地面阶段开始时真实速度与仿真模型速度都为0,此后真实速度大于仿真速度且速度差距逐渐增大;直到滑跑过程中间时刻,真实速度与模型仿真速度差距达到最大;此后真实速度

与仿真速度差距越来越小,在结束时,真实速度与仿真速度十分接近,真实速度略大于仿真模型速度。起飞空中阶段开始真实速度与仿真速度十分接近,此后仿真模型速度大于真实速度,且差距越来越大,在起飞空中阶段结束时速度差距达到最大。

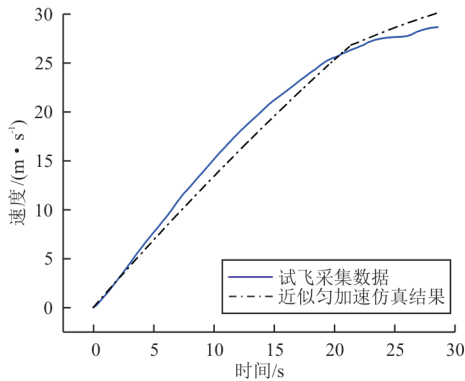


图4 速度对比

Fig. 4 Speed comparison

3.2 修正函数的构建

为了采用试飞数据对起飞性能仿真模型进行修正,引入修正函数的概念。修正函数反映近似匀加速仿真模型中速度与真实试飞速度的差异。修正后的速度为

$$V_m(t) = f(t) \cdot V(t) \quad (8)$$

式中: $V_m(t)$ 为修正后的速度函数; $f(t)$ 为引入的修正函数。

理想的修正函数为真实速度与近似匀加速仿真模型速度的比值。使用多项式插值法拟合理想的修正函数,发现起飞地面阶段的修正函数近似于抛物线,起飞空中阶段的修正函数近似于直线。再结合加速度、速度的变化规律,可以将地面滑跑阶段的修正函数简化为满足如下条件的二次函数:起飞滑跑开始和滑跑结束时,即 $t=0$ 和 $t=t_{LOF}$ 时,函数值为 1; 在地面滑跑的中间时刻,即 $t=\frac{1}{2}t_{LOF}$ 时,真实速度与仿真速度误差达到最大,函数值为此时真实速度与仿真速度的比值。将起飞空中阶段的修正函数简化为满足如下条件的一次函数:从飞机离地这一瞬间开始,即 $t=t_{LOF}$ 时,函数值为 1; 在到达安全高度(15 m)时,函数值为此时真实速度与仿真速度的比值。修正函数如图 5~图 6 所示。

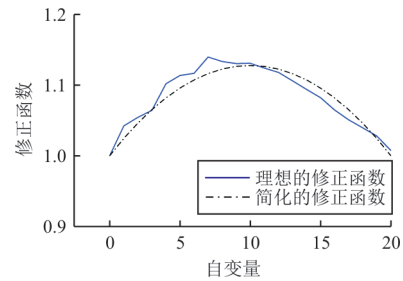


图5 地面段修正函数

Fig. 5 Modified function in the ground segment during takeoff

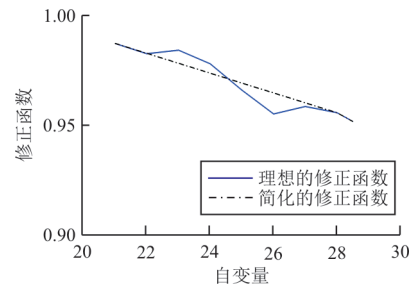


图6 空中段修正函数

Fig. 6 Modified function in the air segment during takeoff

简化后的修正函数仅需两个关键点数值即可确定:①地面滑跑过程中间时刻的真实速度与仿真速度的比值;②起飞空中阶段到达安全高度(15 m)时刻真实速度与仿真速度的比值。

两个关键点数值通常由该飞机或该飞机改型前飞机试飞试验得到,对于没有试飞试验数据的电动飞机可尝试通过相同布局、质量相近的电动飞机试飞数据统计得到。需要注意的是,如果通过相同布局、质量相近的电动飞机试飞数据确定修正函数,修正后模型的准确性与所选机型密切相关,难以保证准确性,计算结果仅可作为参考。同时,试飞实验前进行起飞性能仿真的精确度要求往往不高,采用近似匀加速模型即可满足精确度要求。

4 算例与分析

4.1 算例参数

本文以某电动飞机增程型号为例,对起飞性能进行仿真计算。根据适航条例要求,在采集飞机起飞距离等数据时,应以最大起飞质量、全油门(电动机最大功率)状态越过 15 m 障碍物,因此在起飞性能仿真时飞机质量应使用最大起飞质量,电动机应采用最大功率^[12]。算例中电动飞机增程型号外形如图 7 所示,主要参数为:起飞质量 600 kg;机翼参考面积 12 m²;平均气动弦长

0.868 m;电机最大功率 40 kW;电机额定功率 30 kW;电机效率 0.92;控制器效率 0.98;地面滑跑摩擦系数 0.03。



图 7 某电动飞机外形^[12]

Fig. 7 Shape of a certain type of electric airplane^[12]

升降舵偏角 δ_z 变化时,升力系数、阻力系数和力矩系数的风洞试验数据如图 8~图 10 所示。

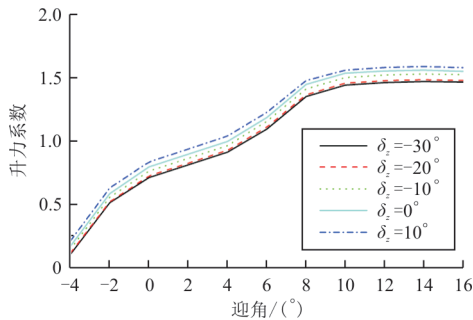


图 8 升力系数随迎角的变化

Fig. 8 Lift coefficient changed with attack angle

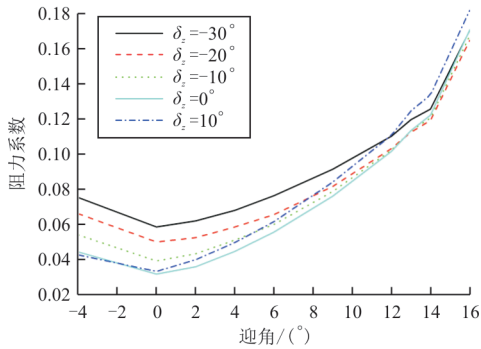


图 9 阻力系数随迎角的变化

Fig. 9 Drag coefficient changed with attack angle

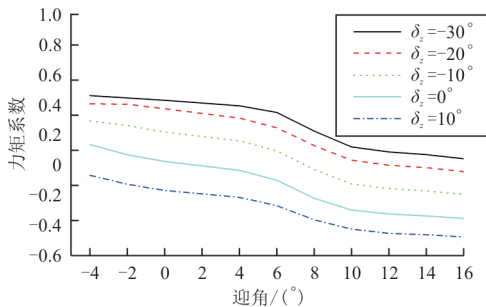


图 10 力矩系数随迎角的变化

Fig. 10 Moment coefficient changed with attack angle

螺旋桨的效率、前进比是根据电动飞机螺旋桨的风洞试验获得^[22]。不同速度下的螺旋桨效率及前进比如图 11 所示。

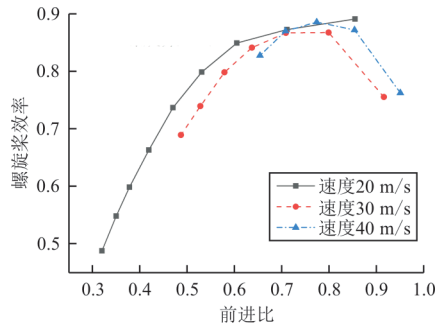


图 11 不同速度、不同前进比的螺旋桨效率曲线

Fig. 11 Propeller efficiency curve changed with different speed and advanced ratio

修正后距离的计算步骤为:

①以风洞实验数据为基础,通过多项式插值得到对应的函数表达式。

②带入数据并采用 Runge-Kutta 法求解对应阶段的微分方程组,得到对应阶段速度关于时间的函数 $V(x)$ 。

③通过分析计算该电动飞机增程前原型机起飞加速特性来确定修正函数的两个关键数值:地面滑跑过程中间时刻的真实速度与仿真速度的比值为 1.130;起飞空中到达安全高度(15 m)时刻真实速度与仿真速度的比值为 0.952。通过这两个关键数值可以得到简化后的修正函数 $f(t)$,进而得到修正后的速度 $V_m(t)$ 。

④使用 Simpson 数值积分法对 $V_m(t)$ 的时间求积分可以得到修正后的距离。

4.2 计算结果

模型修正前后仿真结果与试飞采集数据,如表 1 所示,可以看出:修正前的仿真结果与试飞采集的数据有一定误差,对模型中速度进行修正后仿真结果与试飞试验采集的数据基本吻合,模型准确度高于近似匀加速仿真模型。

表 1 计算结果

Table 1 Calculate results

计算条件	地面滑跑距离/m	到达安全高度时的距离/m
修正前	297	511
修正后	335	540
试验	328	535

4.3 不同因素对起飞性能影响分析

仿真的意义在于使用仿真模型将特定于某一具体层次的某些不确定性转化为对目标的影响。对于起飞性能仿真而言,需要通过仿真模型尽可能准确地量化如风速、飞机质量等因素对飞机起飞性能的影响。完全通过试验测试不确定因素对起飞性能的影响是不现实的。

以算例中的电动飞机为例,采用修正后的仿真模型分析风速、电动机功率以及飞机质量对起飞性能的影响。

① 风速对起飞性能的影响

在其他条件保持不变的情况下,风速从顺风 3 m/s 变化到逆风 3 m/s,规定逆风为正。飞机起飞时风速在小范围内对起飞距离的影响呈线性关系。逆风起飞时,飞机的相对初速度大,有利于起飞。对于本算例中的电动飞机,顺风风速每增加 1 m/s,则起飞距离增加 5%。

② 电机最大功率对起飞性能的影响

算例中的电动飞机电机有两种最大功率 40 kW 和 50 kW,两种不同的功率对应着不同的推力数据。在其他条件保持不变的前提下,分别采用两种不同的最大功率起飞,计算结果如表 2 所示。

表 2 不同最大功率的计算结果

Table 2 Calculate results at different maximum powers

起飞功率/kW	地面滑跑距离/m	起飞距离/m
40	335	540
50	267	472

从表 2 可以看出:电机最大功率为 50 kW 时,起飞距离缩短 60 m,约为起飞场长的 12%。

③ 飞机质量对起飞性能的影响

在其他条件保持不变的情况下,飞机起飞质量从 520 kg 变化到 600 kg,距离计算结果如表 3 所示。

表 3 距离计算结果

Table 3 Calculation results of distance

起飞质量/kg	地面滑跑距离/m	起飞距离/m
520	210	392
560	239	433
600	267	472

从表 3 可以看出:起飞时飞机质量对起飞距离的影响在小范围内呈线性关系,对于本算例中的电动飞机,质量每增加 20 kg,起飞距离增加 5%。

研究不同因素对新型号飞机的飞行性能影响,能为电动飞机参数改进提供指导,是电动飞机获取适航型号合格证的重要一环。

5 结 论

(1) 在小范围内,风速对电动飞机滑跑距离的影响呈线性关系,逆风风速每增加 1 m/s,则起飞距离会缩短 5%;相较于使用 40 kW 起飞,电机功率使用 50 kW 起飞时起飞距离会缩短 12%;在小范围内,质量对飞机滑跑距离的影响呈线性关系,电动飞机质量每增加 20 kg,起飞距离增加 5%。

(2) 传统起飞仿真模型与飞机实际起飞过程存在一定差异,这一差异导致仿真结果中起飞距离总是略小于实际起飞距离。根据真实加速特性对模型中速度修正后的仿真模型能比较准确地计算飞机起飞性能,准确性优于传统近似匀加速模型。该模型可以为以后的电动飞机性能研究奠定良好的理论基础。

(3) 算例中将起飞地面阶段和起飞空中阶段的修正函数分别设为二次函数形式和一次函数形式,修正后模型仿真结果准确性较高,因此对于算例飞机如此设置修正函数具有一定的可行性。本文修正函数的构建是在某型电动飞机前代机试飞数据拟合的基础上进行的,未必完全适用于其他电动飞机。若要对其他电动飞机起飞性能进行准确计算还需要对其起飞过程中加速特性进行分析。

参 考 文 献

- [1] 黄俊,杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 57-68.
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68. (in Chinese)
- [2] SALAM A, EUNUS Z I. An overview on recent green aviation technologies[J]. Journal of Modern Science and Technology, 2013, 1(1): 61-75.
- [3] LIN Zuoming. Making aviation green[J]. Advance in Manufacturing, 2013(1): 42-49.
- [4] HYDER A K. A century of aerospace electrical power technology[J]. Journal of Propulsion & Power, 2003, 19(6): 1155-1179.

- [5] ZAMMIT-MANGION D, ESHELBY M. Evaluation of takeoff performance monitoring algorithm in large jet transport operations[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 43(1): 201-206.
- [6] ZAMMIT-MANGION D, ESHELBY M. A simplified algorithm to model aircraft acceleration during take-off [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 45(4): 1090-1097.
- [7] ORLEANS K, WOOLF R. A method of standardizing take-off performance data using modeling and simulation [C] // 2013 Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, & Flight Testing Conference. New Orleans: AIAA, 2013: 1-7.
- [8] ELMAJDUB N F A B, BHARDWAJ A K. Take off and landing stage of aircraft with Matlab simulation [J]. *IOSR Journal of Electrical and Electronics Engineering*, 2014, 9(6): 37-66.
- [9] 林可心, 岑国平. 飞机起飞着陆性能仿真与分析[J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2012, 13(4): 21-25.
LIN Kexin, CEN Guoping. Simulation and analysis for airplane's performance of takeoff and landing [J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2012, 13(4): 21-25. (in Chinese)
- [10] 吴大卫, 李寒冰, 李书. 基于仿真模型的短距起飞性能优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(6): 756-761.
WU Dawei, LI Hanbing, LI Shu. Short takeoff performance optimization based on simulation model [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(6): 756-761. (in Chinese)
- [11] 郑峰敏. 飞机起飞性能算法[J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2019, 20(3): 29-32.
ZHENG Fengmin. Research on aircraft takeoff performance algorithm [J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2019, 20(3): 29-32. (in Chinese)
- [12] 李亚东, 张子军. 某型电动飞机起飞爬升性能分析与飞行试验[J]. *科学技术与工程*, 2019, 19(35): 364-369.
LI Yadong, ZHANG Zijun. Analysis of take-off and climb performance of a certain type of electric aircraft and flighting test [J]. *Science Technology and Engineering*, 2019, 19(35): 364-369. (in Chinese)
- [13] 魏志强, 刘馨泽. 飞机起飞过程的加速特性分析与轨迹仿真[J]. *飞行力学*, 2019, 37(4): 17-20.
WEI Zhiqiang, LIU Xinze. Analysis of the acceleration characteristics and trajectory simulation of aircraft during takeoff [J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(4): 17-20. (in Chinese)
- [14] SPENCER T L, TRANI A. Predictive models of departure and arrival occupancy time and take-off distance: AIAA-2018-4141 [R]. [S.l.]: AIAA, 2019.
- [15] 吴大卫, 李书. 基于优化算法的倾转旋翼准定常气动模型[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(4): 759-764.
WU Dawei, LI Shu. Quasi-steady aerodynamic model of tilt rotor based on optimization algorithm [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(4): 759-764. (in Chinese)
- [16] 吴朝, 王立新. 基于起飞性能的民航升阻特性推算[J]. *飞行力学*, 2011, 29(1): 1-4.
WU Chao, WANG Lixin. Estimation of lift-drag characteristics of civil aircraft based on takeoff performance [J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(1): 1-4. (in Chinese)
- [17] 蔡良才, 王海服, 朱占卿. 高原机场飞机起飞滑跑距离计算方法[J]. *交通运输工程学报*, 2013, 13(2): 66-72.
CAI Liangcai, WANG Haifu, ZHU Zhanqing. Calculating method of running distance of aircraft at plateau airport [J]. *Journal of Transportation Engineering*, 2013, 13(2): 66-72. (in Chinese)
- [18] 王永虎, 向小军. 起飞空中段性能计算改进算法[J]. *新技术新工艺*, 2012(3): 32-34.
WANG Yonghu, XIANG Xiaojun. Improvement algorithm of take-off flare performance computation [J]. *New technology & New Process*, 2012(3): 32-34. (in Chinese)
- [19] DENSU A. General aviation electric-powered aircraft feasibility [C] // 2012 AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 1-6.
- [20] 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)
- [21] GILI P, BATTIPEDE M. Different algorithms for climb improvement of a V/STOL aircraft [C] // 1998 Atmospheric Flight Mechanics Conference. Boston: AIAA, 1998: 273.
- [22] 肖春生. 沈航通飞螺旋桨风洞试验(二期)运转计划[R]. 西安: 西北工业大学翼型研究中心, 2015.
XIAO Chunsheng. Operation plan for the wind tunnel test (phase II) of Shenhong propeller [R]. Xi'an: Wing-type Research Center of Northwest University of Technology, 2015. (in Chinese)

作者简介:

张钧尧(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器气动布局设计及性能分析。

佟刚(1964—),男,博士,教授。主要研究方向:新能源飞行器与通用航空。

李亚东(1978—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器性能分析与优化。

王锋(1977—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:新能源电动飞机、直升机设计及现代化制造技术。

周国庆(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:新能源电动飞机、新能源直升机总体设计。

(编辑:丛艳娟)