

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.02.007

新型动力轻型飞机飞行性能仿真评估

闫 锋^{1,2} 肖成军^{1*}

(1. 中国民用航空飞行学院四川省通用航空器维修工程技术研究中心, 广汉 618307;

2. 南京航空航天大学民航学院, 南京 210016)

摘 要: 为评估新型动力轻型飞机的飞行安全性, 基于民用航空器适航审定理念和方法, 选取飞行关键的阶段, 应用 MATLAB 软件模拟该型飞机起飞地面滑跑和起飞爬升性能, 计算滑跑距离和爬升率。结果表明混合动力型轻型飞机的起飞地面滑跑距离缩短了 10%, 爬升性能提高了 22%, 同时混合动力型飞机对起飞机场的高度和温度环境适应能力也明显提升。该方法可作为混合动力轻型飞机适航审定中验证符合中国民航 CCAR-23-R4 规章第 23.2115 条款“起飞性能”和第 23.2120 条款“爬升”要求的一种方法。

关键词: 载运工具运用工程; 新型动力轻型飞机; 航空器适航审定; 起飞地面滑跑距离; 爬升性能; 飞行性能评估

中图分类号: V237

文献标识码: A

OSID:



0 引言

通用轻型飞行器飞行高度一般在 4 000 m 以下, 使用化石燃料, 并会产生大量二氧化碳、PM_{2.5} 等排放物。航空活塞发动机尤其会排放大量的超细颗粒物, 同时也会产生严重的噪音污染。现阶段我国正大力发展通航产业, 新能源飞行器动力装置的研制是航空产业升级的一个重要领域。随着国家工业转型升级和绿色环保意识的逐渐增强, 新能源汽车越来越普及, 汽车用油-电混合动力技术也日益成熟, 该行业技术对航空混合动力等新型动力技术的提升也有较大的借鉴价值。翟涌等人^[1]对并联混合动力客车控制模式切换进行了研究, 与飞机的差异在于客车的档位和离合器控制的介入。高爱云等人^[2]开展了基于汽车整体动力性和燃油经济性最优的混合动力汽车动力系统参数匹配。周春国等人^[3]以混合动力电动汽车的燃油经济性和最低排放为控制目标, 提出用模糊控制策略优化混合动力汽车动力系统多目标的方法。Rippl^[4]研究了混合动力飞机动力装置的尺寸要求。Hung^[5]研

究了无人驾驶航空器混合动力技术。Li Xiao^[6]研究了混合动力系统电能 A/D 转换的控制策略以及稳定性。KANG Guiwen^[7]研究了超轻型飞机混合动力系统参数匹配的问题。Karden 等人^[8]研究了混合动力系统内容存储的问题。康桂文等人^[9]结合某型超轻型电动飞机的设计参数, 阐述了电动力系统的布局、系统参数匹配的原则和步骤, 提出了电动力系统参数匹配和性能验证的方法。其验证仅为动力性、经济性和系统质量, 而本文的验证角度为飞机飞行性能角度, 两者完全不同。

本文拟将并联式油-电混合动力新型轻型 DA40 飞机与该原型燃油轻型飞机作对比, 评估混合动力飞机的起飞滑跑和爬升性能。新型动力轻型混合动力飞机飞行性能评估是保障飞行安全的基础, 通过对该问题的研究, 期望能为国内外油-电混合动力新型轻型飞机的适航审定提供一种性能评估方法。

1 飞行性能评估阶段的选择

采用并联式混合动力装置的轻型飞机, 在现有的技术条件下保证其飞机的平飞性能, 对原飞机的

* 通信作者. E-mail: yfcafuc@163.com

引用格式: 闫锋, 肖成军. 新型动力轻型飞机飞行性能仿真评估[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(2): 44-50. YAN F, XIAO C J. Evaluation method for flight performance of new powered light aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(2): 44-50 (in Chinese).

起飞滑跑与爬升性能有明显的改善,从而降低油耗。在飞机起飞、滑跑、爬升阶段,由内燃机和电机共同提供动力;在飞机平飞阶段,仅由内燃机提供动力,并且为蓄电池充电;在飞机降落阶段,混动装置中也只有内燃机在工作,而在混动装置中选择的内燃机是可以满足飞机的巡航和着陆的功率需求的。同时,因为在计算过程中需要飞机的升阻极曲线,该曲线一般由飞机制造商对飞机的气动外形做风洞实验而得到。对于飞机的起飞滑跑与起飞爬升阶段的阻力而言,因为这两个阶段飞机的迎角一般是不变的(爬升时采用匀速爬升),所以这些数据可以通过原型飞机的相关数据求得。而分析飞机的平飞性能需要考虑平飞拉力曲线,飞机可以以不同的速度平飞,而每个平飞速度对应一个迎角和升阻比,平飞所需拉力是随平飞速度变化而变化的,所以没有升阻极曲线数据无法得到不同迎角的升阻比。起飞滑跑和起飞爬升性能主要受重力和拉力的影响,而重力通常又不变。拉力影响又来自于动力装置输出功率与空气密度,同时外界温度与压力影响动力装置的输出功率。所以将这些影响因素作为飞机起飞地面滑跑、起飞爬升性能仿真评估的标准。

2 起飞地面滑跑性能评估

2.1 评估的理论基础

先假设跑道没有坡度,即 $\phi = 0^\circ$ 。由于发动机安装角和飞机迎角都比较小,可以略去不计。飞机的重力为 W ,作用于飞机上的力有垂直于地面的升力 L ,与飞机运动方向相反的气动阻力 D 和地面摩擦力 F ,垂直于水平线的飞机重力,与飞机运动方向一致的发动机螺旋桨拉力 T ,作用在前、后机轮上垂直于地面的反作用合力 N 。当飞机在地面滑行中速度很小时,升力(L)和气动阻力(D)可以忽略不计,但滑行速度较大时,升力(L)和气动阻力(D)均不可忽略。把飞机看作一个质点,则飞机在地面滑跑时的受力可简化,如图 1 所示。

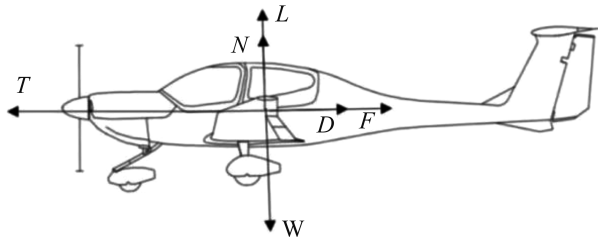


图 1 飞机起飞地面滑跑时的受力分析

根据图 1 所示的飞机受力分析得出飞机起飞地面滑跑时的运动方程为:

$$\frac{W}{g}a = T - (D + F) \quad (1)$$

垂直地面方向的飞机受力:

$$N = W - L \quad (2)$$

在滑跑过程中,为使飞机起飞滑跑距离缩短,应使用最大拉力即满油门起飞。

飞机起飞滑跑时,当升力正好等于重力时的瞬时速度,叫离地速度。此时,飞机的升力等于重力,即:

$$L = C_{L0F} \frac{1}{2} \rho v_{LOF}^2 S = W \quad (3)$$

即可得:

$$v_{LOF} = \sqrt{\frac{2W}{C_{L0F} \rho S}} \quad (4)$$

式中: v_{LOF} 为离地速度(真速); C_{L0F} 为原机型离开地面时的升力系数; ρ 为大气密度; S 为机翼面积。

平均加速度可以表示为:

$$\alpha_{AVG} = \frac{T_{AVG} - [D + f(W - L)]}{W} g \quad (5)$$

式中: T_{AVG} 为滑跑时拉力的平均值, f 为飞机前、后机轮与地面的摩擦系数,模拟时认为在滑跑过程中拉力始终不变。飞机的升力公式和阻力公式分别为:

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S \quad (6)$$

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S \quad (7)$$

式中: C_L 、 C_D 分别表示飞机的升、阻力系数,该系数一般由飞机模型风洞试验测得。将公式(5)代入公式(6)与公式(7)并简化得:

$$\alpha_{AVG} = g \left\{ \frac{T_{AVG}}{W} - \left[f + \frac{\rho v^2 S}{2W} (C_D - f C_L) \right] \right\} \quad (8)$$

飞机滑跑中的平均拉力一般都较大,因此气动阻力往往可以忽略,即近似于 0,所以平均加速度的近似计算公式为:

$$\alpha_{AVG} = g \left(\frac{T_{AVG}}{W} - f \right) \quad (9)$$

由公式(8)和公式(9)得到起飞滑跑距离的近似计算公式:

$$l_{TOR} = \frac{v_{LOF}^2}{2g \left(\frac{T_{AVG}}{W} - f \right)} \quad (10)$$

式中: f 为机轮与地面的摩擦系数,跑道表面状况与摩擦系数的关系如表 1 所示^[10]。

表 1 跑道表面状况与摩擦系数

跑道表面状况	不刹车时平均摩擦系数	刹车时平均摩擦系数
干燥混凝土道面	0.03~0.04	0.30
潮湿混凝土道面	0.05	0.30
干燥坚硬草地	0.07~0.10	0.30
潮湿草地	0.10~0.12	0.20
复雪或积冰道面	0.10~0.12	0.10

对于一般螺旋桨飞机可以用以下公式计算螺旋桨的拉力:

$$T = 7.38 (ND)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{\rho_{\text{实际}}}{\rho_0} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (11)$$

式中: T 为螺旋桨在地面时的拉力, N 为动力装置的功率(hp), D 为螺旋桨的总体直径(ft)。 $\rho_{\text{实际}}/\rho_0$ 是飞机各种飞行状态下周围空气的密度与标准空气密度的比值。由于螺旋桨自身工作时的损失,所以在计算拉力时,实际拉力取一般通用飞机的平均值,即 $0.84 T^{[11]}$ 。活塞发动机在工作时,功率同样受周围环境影响。一般用以下经验公式求得:

$$M_{\text{实际}} = \left(1.11 \frac{P_{\text{实际}}}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{实际}}}} - 0.11 \right) M \quad (12)$$

式中: P 代表大气压力,下标“实际”、“0”分别代表实际状态下对应的值和海平面下对应的值; M 代表发动机当时状况下的对应功率(hp)。原型机(A型机)起飞地面滑跑性能如图 2 所示^[11]。

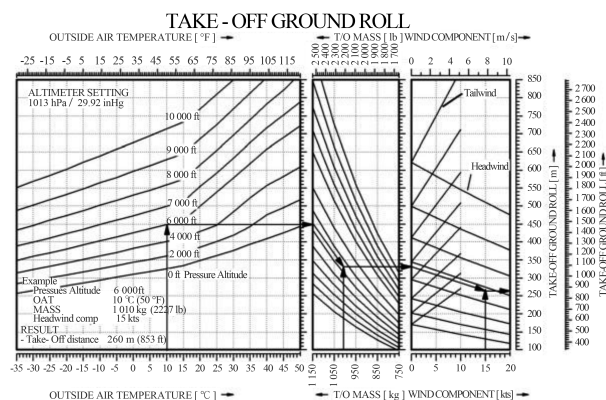


图 2 原型机(A型机)起飞地面滑跑性能

2.2 仿真计算

一般而言,6 000 m 以下的空气密度只跟高度存在直接关系,可以使用以下公式来计算:

$$\frac{\rho_{\text{实际}}}{\rho_0} = (1 - 2.25577 \times 10^{-5} H)^{4.25588} \quad (13)$$

上式中下标含义与公式(12)中的相同, H 代表的是高度(m),对于海平面来说空气密度为 1.2250 kg/m^3 。

大气压力比值公式(14)是国家能源局所发布的有关大气压力与海拔高度之间关系的经验公式, ρ_0 带入标准值。

$$P_{\text{实际}} = 101.3 \times \left[1 - 0.0225 \times \frac{H}{1000} \left(\frac{6357}{6357 + \frac{H}{1000}} \right) \right]^{5.256} \quad (14)$$

在正常轻型飞机的飞行高度范围内,温度仅与天气和高度有关。假设天气良好,无风,依据飞机的飞行手册与发动机手册数据,飞机的周围环境温度限制为最低温 -20°C ,最高温 55°C 。所以本次评估中综合选取 4 个温度,即 -20°C 、 0°C 、 25°C 、 50°C 进行计算。飞机的最大高度为 5 000 m,为保证后续 1 500 m 的任务上升高度,综合考虑起飞机场高度,选用 0~2 500 m 的范围内,带入上述公式和相应参数仿真计算得到,周围环境温度为 25°C 时的两种飞机起飞滑跑距离图如图 3 所示。两种飞机在不同高度和不同温度下的起飞机场的起飞距离总图如图 4 所示。

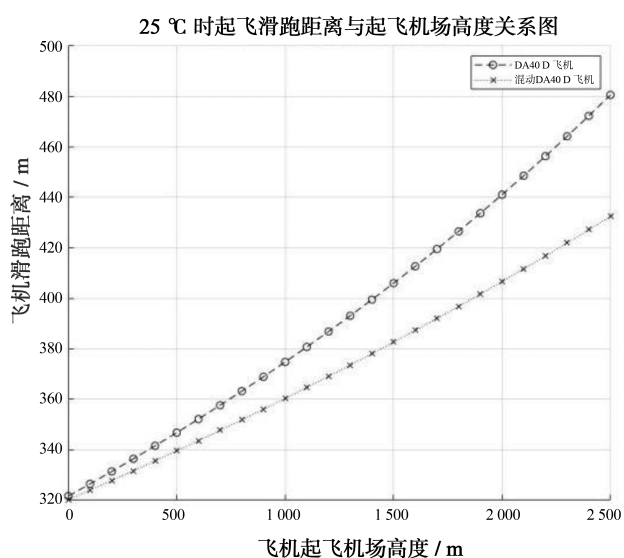


图 3 25°C 时起飞机场高度与起飞地面滑跑距离关系图

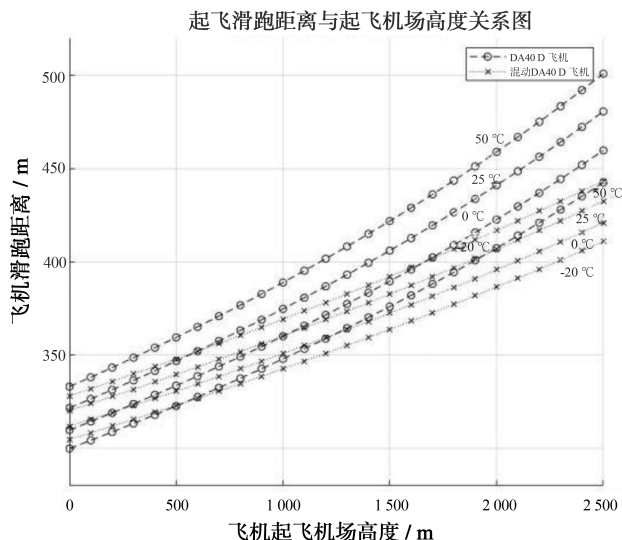


图4 飞机不同温度下起飞地面滑跑距离与机场高度关系图

从图3中可以看出,随着起飞机场高度的变化,A型飞机与采用本文中的混合动力装置后的B型飞机的起飞距离差距越来越大。因为在功率策略中提到B型飞机的起飞功率与A型飞机的相同,所以说在起飞高度为0 m时,从图4中的起点可以看到两种飞机在相同温度下起飞距离大致是一样的。而根据程序计算数据可以知道,在外界周围温度为25 °C,起飞机场为1 500 m时A型飞机的起飞滑跑距离为406 m,B型飞机的起飞滑跑距离为382.6 m,减少了6%。而在2 500 m时A型飞机为480.6 m,B型飞机为432.5 m,起飞滑跑距离减少了10%。

可见在0~1 500 m时,混动装置在滑跑距离上的优势并不明显,而在1 500~2 500 m时,对机场跑道的距离减少了23~48 m,性能较优。若起飞时使用混动装置内燃机的最大功率起飞,计算可得同样外界温度为25 °C,起飞机场为1 500 m时,飞机的滑跑距离减少10%,而在2 500 m时,则减少了约为19%。作为一个向环境友好型飞机发展的过渡,使用混合动力装置能量管理策略虽然对起飞滑跑距离的影响不是特别明显,尤其是在0~1 500 m的起飞机场时,但此时的优势是混合动力装置中内燃机的工作范围在其额定功率的83%,即95 hp,一直处于其相对较经济的工作区域附近,且相对于A型飞机,B型飞机在动力方面提升了17%。

3 起飞爬升性能评估

3.1 评估的理论基础

飞机沿倾斜向上的轨迹做匀速直线爬升。把

飞机简化为一个质点,则爬升阶段作用在飞机上有4个力:垂直于水平轴线的重力 W ,垂直于气动轴线的升力 L ,平行于飞机轴线的拉力 T ,平行于气动轴线的阻力 D ,气动轴线与水平轴线的夹角为爬升角(或上升角),用符号 $\theta_{\perp}$ 表示。上升时,重力与飞机轨迹不垂直,为便于分析问题,把重力分解为垂直于飞行轨迹的分力 W_1 ,平行于飞行轨迹的分力 W_2 ,飞机匀速爬升时其受力分析如图5所示。

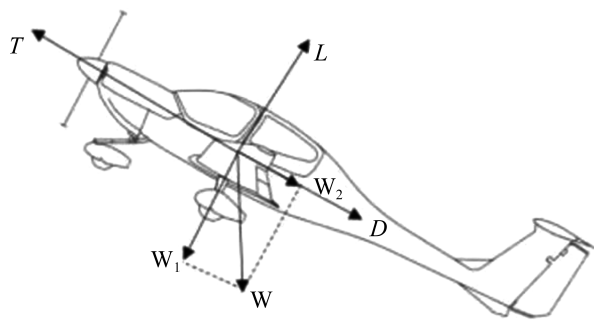


图5 飞机爬升时的受力分析

上升时,飞机各力矩平衡,作用于飞机上的各个力均通过重心,且作用于飞机上的各力也平衡,则沿气动轴线的力平衡表达式为:

$$T = D + W_2 = D + W \sin \theta_{\perp} \quad (15)$$

沿垂直于气动轴线方向的力平衡表达式为:

$$L = W_1 = W \cos \theta_{\perp} \quad (16)$$

公式(15)与公式(16)统称为飞机上升的运动方程或上升条件,其中任何一个条件不满足,飞机都不能做匀速直线上升。根据公式(15)与公式(16)可知,飞机做匀速直线上升时,飞机所需的拉力大于飞机的气动阻力,飞机上升所需的升力小于飞机的重力。

由公式(15)可以得到:

$$\sin \theta_{\perp} = \frac{T - D}{W} = \frac{\Delta T}{W} \quad (17)$$

在飞机重量及重心不变的条件下,飞机的上升角和上升梯度决定于剩余拉力的大小,而剩余拉力的大小决定于油门的大小和飞行速度的大小。

上升率是指飞机上升中单位时间上升的高度,用 $V_{y\uparrow}$ 表示,单位为m/s。飞机的上升率大,说明飞机上升到同一高度的时间短,飞机爬升性能好,如图6所示。

由上升率、上升角和上升速度的关系得:

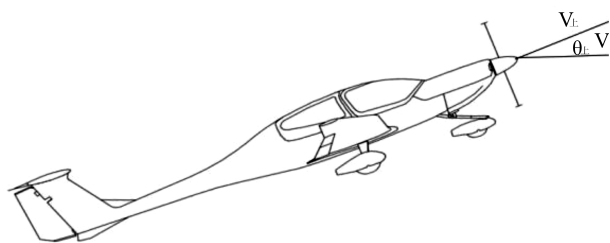


图 6 飞机爬升速度分析

$$v_{y上} = v_{上} \times \sin \theta_{上} \quad (18)$$

将公式(17)代入公式(18)得到:

$$v_{y上} = v_{上} \times \frac{\Delta T}{W} \quad (19)$$

螺旋桨在空中的拉力为:

$$T = T_0 \left[1.0 - 0.106V \sqrt{\frac{\Omega \cdot D^3}{10^7 \times N_H \frac{\rho}{\rho_0}}} \right] \quad (20)$$

式中: T 为上升时的拉力, T_0 为螺旋桨在地面时的拉力, 此时计算的值可用公式(11)求得。 Ω 为螺旋桨的转速, 根据飞行手册, 此时螺旋桨转速为 2 300 r/min, D 为螺旋桨直径, N_H 为当前高度时发动机的功率, 此值可由公式(12)求得。 ρ / ρ_0 为实际空气密度与标准海平面空气密度的比值, 此值可由公式(13)求得。 V 为飞机匀速上升时的速度, 这里取飞机原有的值, 即 66 kt。

原型机(A 型机)起飞爬升性能如图 7 所示^[12]。

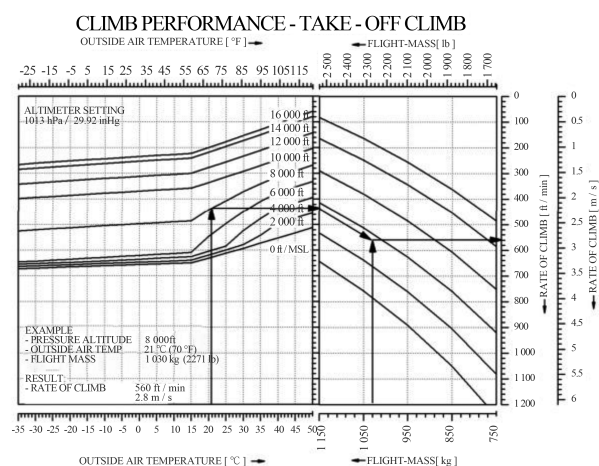


图 7 原型机(A 型机)起飞爬升性能

3.2 仿真计算

假设周围环境温度为 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$, 每升高 1 000 m, 温度降低 $6.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 爬升为匀速

上升, 天气无风。根据上面的分析进行仿真, 如图 8 与图 9 所示。

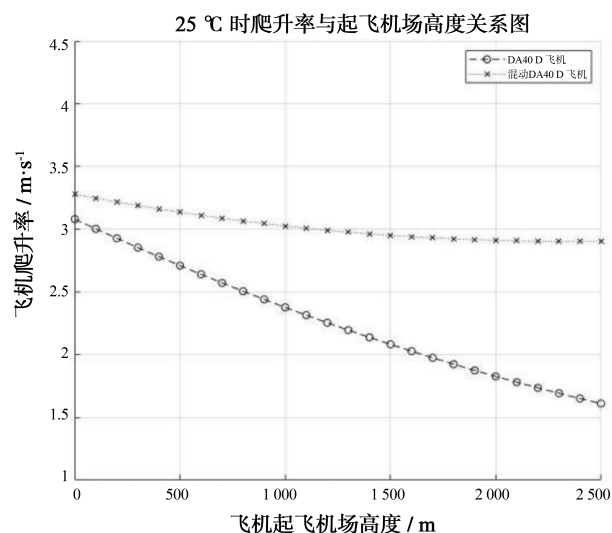


图 8 25 °C 时不同起飞机场高度的爬升率性能图

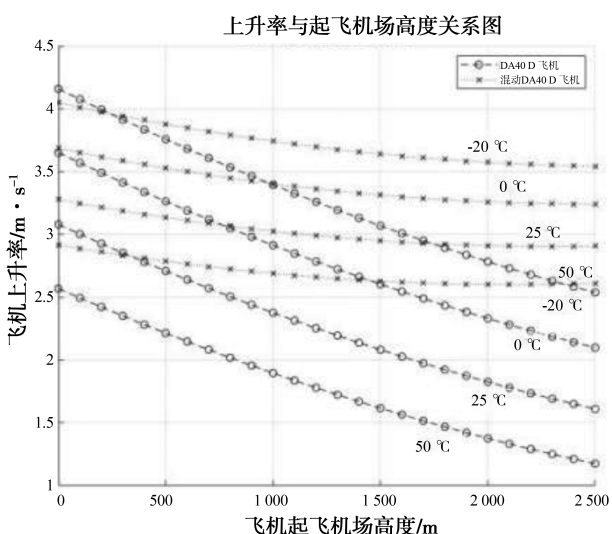


图 9 不同机场高度与温度下的爬升率性能图

计算结果如表 2 所示。当起飞机场的高度为海平面, 周围温度为 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, A 型飞机与 B 型飞机的爬升率提升并不明显, 只有 3%。但这是飞机的最低温度限制, 正常情况下, 飞行活动很少在这个温度下进行。但在周围环境温度为 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, A 和 B 两种飞机在机场场高为 500 m、1 000 m、2 000 m 时的爬升率提升了 7%~29%, 提升相对明显。在机场场高为 2 000 m, 温度为 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 飞机的爬升率提升了 37%, 提升相对较大。

表 2 A 和 B 两种飞机不同机场温度与高度爬升率对比数据

机场温度	机场场高					
	500 m		1 000 m		2 000 m	
	A /m · s ⁻¹	B /m · s ⁻¹	A /m · s ⁻¹	B /m · s ⁻¹	A /m · s ⁻¹	B /m · s ⁻¹
-20 ℃	3.758	3.878	3.395	3.742	2.783	3.574
0 ℃	3.263	3.527	2.914	3.403	2.331	3.295
25 ℃	2.709	3.315	2.376	3.025	1.826	2.910
50 ℃	2.214	2.786	1.896	2.690	1.376	2.601

4 结论

为验证混合动力新型轻型飞机的起飞地面滑跑性能和起飞爬升性能是否符合 CCAR-23-R4 规章第 23.2115 条款“起飞性能”和第 23.2120 条款“爬升”的要求,提出上述飞行性能仿真和评估方法,通过仿真计算可得:混动飞机在-20~0 ℃中,飞机爬升率综合提升约 14%,在 0~25 ℃时综合提升约 22%,在 25~50 ℃时综合提升约 30%;轻型飞机在采用了混合动力装置后,大大改善了飞机的爬升性能,对不同高度的起飞机场可以更好地适应,改善了飞机的越障能力。同时,减少了飞机爬升至任务高度的时间,提高了飞机的整体性能。

参考文献:

[1] 翟涌,唐高强,胡宇辉,等. 并联混合动力客车模式切换过程控制研究 [J]. 北京理工大学学报,2016,36 (1):53-58,99.

[2] 高爱云,王邦军,郭志军. 并联混合动力系统参数匹配优化研究 [J]. 机械设计与制造,2014 (11): 235-238,242.

[3] 周春国,刘宏昭,李欣,等. 用模糊控制实现混合动力电动汽车动力优化 [J]. 应用科学学报,2007,25 (5): 500-504.

[4] RIPPL M D. Sizing analysis for aircraft utilizing hybrid-electric propulsion systems [R]. [S. l.] :Air force institute of technology, 2011.

[5] HUNG J Y, GONZALEZ L F. On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences,2012(51):1-17.

[6] LI X. Stability analysis and control design for hybrid AC-DC more electric aircraft power systems [D]. Pittsburgh: University of Pittsburgh,2013:41-42.

[7] KANG G W, HU Y, LI Y D, et al. Research on parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system [C]//International Conference on Energy and Environmental Protection. [S. l. :s. n.], 2013.

[8] KARDEN E, PLOUMEN S, FRICKE B, et al. Energy storage devices for future hybrid electric vehicles [J]. Journal of Power Sources,2007,168 (1): 2-11.

[9] 康桂文,胡雨,李亚东,等. 超轻型电动飞机电力系统的参数匹配 [J]. 航空动力学报,2013,28 (12): 2641-2647.

[10] 杨俊,杨军利,叶露. 飞行原理:第二版 [M]. 成都:西南交通大学出版社,2012.

[11] SEECKTK. Performance assessment of part-electric general aviation aircraft [D]. Hamburg: Hamburg University, 2006.

[12] Diamond aircraft. DA 40 D airplane flight manual [CD]. Austria:Diamond aircraft industries,2002.

作者简介

闫 锋 男,博士。主要研究方向:民用航空系统工程与可靠性的研究。E-mail:yfcafuc@163.com

肖成军 男,硕士。主要研究方向:民用航空系统工程与可靠性的研究。E-mail:2695942684@qq.com

Evaluation method for flight performance of new powered light aircraft

YAN Feng^{1,2} XIAO Chengjun¹

(1. Sichuan Province Engineering Technology Research Center of General Aircraft Maintenance,
Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China

2. Civil Aviation College of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to evaluate the flight safety of the new powered light aircraft, based on the concept and method of airworthiness certification of civil aircraft, the key flight stages are selected, and the take-off ground roll and take-off climb performance of the aircraft are simulated with Matlab Software Calculate glide distance and climb rate. The results show that the take-off taxiing distance of the hybrid light aircraft is reduced by 10% , the climbing performance is improved by 22% , and the adaptability of the hybrid light aircraft to the altitude and temperature environment of the take-off airport is also improved. This method can be used as a method to verify that the take-off performance of hybrid light aircraft meets the requirements of clause 23.211 5 and clause 23.212 0 of the regulations of CCAR-23-R4 of CAAC.

Keywords: vehicle operation engineering; new powered light aircraft; airworthiness certification of aircraft; take-off ground running distance; climb performance; flying performance evaluation

* Corresponding author. E-mail: yfcafuc@163.com