

文章编号:1674-8190(2023)01-135-06

民用飞机高原机场起飞性能分析及优化

王天波¹, 赵涛², 徐蕾², 刘超¹, 丁亚修¹

(1. 中航西飞民用飞机有限责任公司 工程技术中心, 西安 710089)

(2. 中国民用航空西北地区管理局, 西安 710082)

摘要: 民用飞机在高原机场运营时, 爬升梯度要求高, 减载严重, 对其起飞性能进行优化研究以增加起飞重量, 在经济效益层面具有重要意义。基于理论分析, 在满足适航要求的前提下, 采用减小襟翼偏度和使用改进爬升法两种爬升方式, 进行起飞性能优化, 对不同起飞襟翼构型和不同爬升方法下的起飞距离、加速—停止距离和起飞限重进行计算分析。结果表明: 通过有效优化可以显著提高飞机的起飞限重, 改善起飞性能, 提高运营效益。

关键词: 民用飞机; 起飞性能; 高原机场运行; 一发失效

中图分类号: V212.13⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.16

Takeoff performance analysis and optimization of civil aircraft at plateau airport

WANG Tianbo¹, ZHAO Tao², XU Lei², LIU Chao¹, DING Yaxiu¹

(1. Engineering Technology Center, AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

(2. Northwest Regional Administration of CAAC, Xi'an 710082, China)

Abstract: In the operation of civil aircraft at plateau airport, the climbing gradient is required to be high, and the load loss is serious. Therefore, it is of great significance to optimize the takeoff performance and increase the takeoff weight in terms of economic benefits. In this paper, based on theoretical analysis, the takeoff performance is optimized under the premise of meeting the airworthiness requirements by reducing the flap deflection or using the improved climb method, and the takeoff distances, acceleration stop distances, and takeoff weights of different flap configurations and different climb methods are calculated and analyzed. The results show that the effective optimization can significantly improve the takeoff weight and performance, also yield good economic returns.

Key words: civil aircraft; takeoff performance; plateau airport operation; one engine inoperative

收稿日期: 2022-03-12; 修回日期: 2022-06-09

通信作者: 王天波, wangtb002@avic.com

引用格式: 王天波, 赵涛, 徐蕾, 等. 民用飞机高原机场起飞性能分析及优化[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 135-140.

WANG Tianbo, ZHAO Tao, XU Lei, et al. Takeoff performance analysis and optimization of civil aircraft at plateau airport[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 135-140. (in Chinese)

0 引言

我国西部地区多山地高原地形,旅游资源丰富,各地区间的距离相对较远,适合提供高频次的支线航空服务。但在高原运行时,由于空气密度降低,发动机推力下降,会使起飞所需距离、滑跑所需距离和中断起飞所需距离均增大,飞机的爬升梯度也会减小,进而影响起飞限重。此外,西部地区高原特殊机场周围地形复杂,对起飞阶段单发爬升梯度要求较高,也会对飞机造成进一步地减载。因此,充分挖掘现有支线机型性能潜力、提高运营效益,对飞机制造商和航空公司而言都具有重要意义^[1-3]。

刘爱中等^[4]开展了场道条件对最大起飞重量的影响因素分析;张伟等^[5]针对运输类飞机存在的起飞重量小于设计重量的问题,开展了飞机起飞过程的减推力等级技术研究;杨乐^[6]对高原机场航线运行的特点进行了分析,讨论了高度对起飞性能的影响;齐万涛^[7]分析了机场海拔高度和不同天气条件对起飞性能的影响;张俐娜等^[8]以某型民用飞机为例,研究了起飞重量、机场高度、风速、温度、跑道坡度等因素对平衡场长的影响;王东^[9]、陈红英等^[10]对 MA60 和 MA600 飞机在高原机场的运行适航性进行了分析。对最大起飞重量的限制因素进行分析,可以为起飞性能分析和航线经济性提供依据,目前国内的研究多集中在最大起飞重量的计算和高原机场的运行适航性方面,而针对飞机在高原机场运行中起飞性能的影响因素分析、优化设计较少。

本文基于理论分析,在满足适航条款要求的前提下,对影响飞机起飞性能的主要参数进行优化研究,充分利用跑道长度,增加起飞重量、提高运营效益、扩展型号作业区域。

1 计算方法及理论依据

计算飞机的最大起飞重量要考虑场地长度、第二爬升阶段爬升梯度、安全超越起飞爬升航线上所有障碍物、刹车能量、轮胎速度和飞机结构强度等多种限制要求,还必须满足适航规章对起飞速度的限制要求。

对于特定机场,影响飞机起飞性能的因素只有四个,即飞机襟翼位置、空调引气量、起飞决断

速度(V_1 :飞机在该速度上被判定关键发动机停车等故障时,飞行员可以安全地继续起飞或中断起飞)和起飞安全速度(V_2 :发动机发生故障时在高出跑道 35 ft(1 ft=0.304 8 m)处必须达到的最小爬升速度,即在此速度下即使有一台发动机失效,也能继续安全爬升)^[11]。

1.1 爬升过程受力分析

典型的飞机爬升过程中的受力情况如图 1 所示。

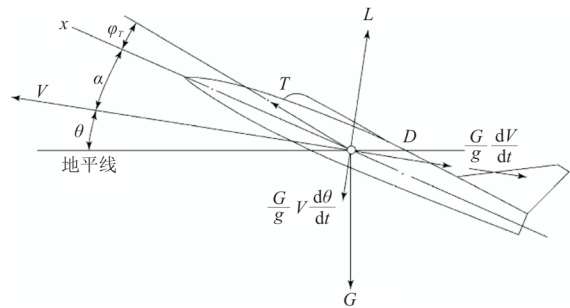


图 1 飞机爬升时的受力图

Fig. 1 Forces on an aircraft during climbing flight

爬升率(r/c):又称爬升速度,指定常爬升时,飞行器在单位时间内增加的高度。

$$r/c = \frac{\left[\frac{T \cos(\alpha + \varphi_T) - D}{G} \right] V}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}} \quad (1)$$

爬升梯度($C.G$):飞行器爬升过程中,单位时间内高度变化量与前进的水平距离变化量的比值。

$$C.G = \frac{\frac{T \cos(\alpha + \varphi_T)}{G} - \frac{C_D}{C_L}}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}} \quad (2)$$

式中: $\frac{V}{g} \frac{dV}{dh}$ 为飞行速度随飞行高度的变化率。

1.2 起飞限重

起飞过程中,对起飞第二阶段(即加速爬升阶段,对应飞机状态为起落架收上、缝翼/襟翼处于起飞构型、发动机为最大起飞功率、速度保持 V_2)的爬升梯度要求最为严格。起飞第二阶段爬升梯度对起飞重量构成重要限制。

力的平衡方程式为

$$T \cos(\alpha + \varphi_T) - D - G \sin \theta - \frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = 0 \quad (3)$$

$$T \sin(\alpha + \varphi_T) + L - G \cos \theta - \frac{G}{g} V \frac{d\theta}{dt} = 0 \quad (4)$$

式中: V 为飞行速度; T 为发动机推力; α 为迎角; φ_T 为发动机安装角; D 为飞机阻力; L 为飞机升力; G 为重力; θ 为航迹角; g 为重力加速度。

在起飞第二阶段, 保持速度 V_2 爬升, 航迹角随时间变化基本保持不变。式(3)~式(4)简化为

$$T \cos(\alpha + \varphi_T) - D - G \sin \theta = 0 \quad (5)$$

$$T \sin(\alpha + \varphi_T) + L - G \cos \theta = 0 \quad (6)$$

得到重力表达式为

$$G = \frac{T \cos(\alpha + \varphi_T) - C_D \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S_w}{\sin \theta} \quad (7)$$

式中: ρ_0 为海平面的空气密度; V_e 为当量空速; S_w 为机翼的投影面积。

通过迭代求解可得第二阶段爬升梯度限制的最大起飞重量^[12]。

2 跑道概况

按照咨询通告 AC-121-21《航空承运人高原机场运行管理规定》中定义:

一般高原机场: 海拔高度在 1 500 m (4 922 ft) 及以上, 但低于 2 438 m (8 000 ft) 的机场^[13]。

高原机场: 海拔高度在 2 438 m (8 000 ft) 及以上的机场^[13]。

经过筛选, 本文采用丽江/三义机场作为典型机场进行分析。该机场标高 2 242.8 m, 属于一般高原机场, 离场爬升梯度要求高、温度高、地形较为复杂。由于该机场东西两侧被南北走向的山体包围, 使得机场东西两侧净空不能满足飞行要求, 而南北纵向端净空较好, 但其距离只有 33 km, 对于支线飞机飞行影响较大。

按照中国民航国内航空资料汇编标准仪表离场程序要求, 丽江/三义机场 02 号跑道标准仪表离场爬升梯度要求为 6.3%, 20 号跑道标准仪表离场爬升梯度要求为 5.8%。

根据气象统计资料, 该地月平均气温最低 -1.7 °C, 最高 24.8 °C (ISA + 24 °C)。跑道长度如表 1 所示, 其中 T_{ORA} 为可用起飞滑跑距离, T_{ODA} 为

可用起飞距离, A_{SDA} 为可用加速—停止距离, L_{DA} 为可用着陆距离, S_{lope} 为坡度。

表 1 跑道长度
Table 1 Runway length

| 跑道 | T_{ORA}/m | T_{ODA}/m | A_{SDA}/m | L_{DA}/m | $S_{lope}/\%$ |
|----|-------------|-------------|-------------|------------|---------------|
| 02 | 3 000 | 3 000 | 3 000 | 3 000 | 0.56 |
| 20 | 3 000 | 3 000 | 3 000 | 3 000 | -0.56 |

3 优化方法及分析

在不改变飞机气动外形、不换装大推力发动机, 同时制定起飞一发失效应急程序的前提下, 改善飞机起飞性能主要有以下两种措施: (1) 减小襟翼偏度; (2) 使用改进爬升法爬升。

3.1 减小襟翼偏度

3.1.1 起飞限重分析

在 02 号跑道起飞时, 标准仪表离场程序爬升梯度要求更为苛刻, 以此计算的起飞限重如表 2 所示。

表 2 第二阶段爬升梯度限制的起飞限重
Table 2 Takeoff weight limited by second climb gradient

| 外界大气温度/°C | 起飞限重/kg | | |
|-----------|---------|--------|--------|
| | 15°襟翼 | 5°襟翼 | 0°襟翼 |
| 0 | 11 556 | 11 881 | 11 617 |
| 5 | 11 192 | 11 591 | 11 330 |
| 10 | 10 790 | 11 356 | 10 986 |
| 15 | 10 357 | 11 115 | 10 650 |
| 20 | 9 901 | 10 807 | 10 368 |
| 25 | 9 324 | 10 413 | 10 128 |

从表 2 可以看出: 采用 5°襟翼起飞时, 第二阶段爬升梯度限制的起飞重量明显优于 0°襟翼和 15°襟翼, 特别是在高温条件下时, 起飞重量提升明显。相同条件下, 5°襟翼比 15°襟翼起飞重量增加约 320~1 080 kg, 0°襟翼比 15°襟翼起飞重量增加约 60~800 kg。通过减小襟翼偏度, 对于飞机起飞重量的增加效果显著。高温时, 由于发动机推力衰减严重, 造成起飞重量相比低温时差距更大。

3.1.2 起飞距离分析

表 2 中各个条件组合下的起飞限重对应的起飞距离(从飞机松开刹车开始滑跑到飞机离起飞表面 35 ft 所覆盖的距离)、加速—停止距离(飞机

中断起飞时可以保证飞机能够在跑道或者停止道上停下来的长度)如表 3~表 4 所示。

表 3 起飞限重对应的起飞距离
Table 3 Takeoff distance of relative weight

| 外界大气温度/°C | 起飞距离/m | | |
|-----------|--------|-------|-------|
| | 15°襟翼 | 5°襟翼 | 0°襟翼 |
| 0 | 1 066 | 1 374 | 1 405 |
| 5 | 1 053 | 1 369 | 1 397 |
| 10 | 1 033 | 1 367 | 1 380 |
| 15 | 1 011 | 1 371 | 1 366 |
| 20 | 985 | 1 362 | 1 361 |
| 25 | 947 | 1 339 | 1 370 |

表 4 起飞限重对应的加速—停止距离
Table 4 Accelerate-stop distance of relative weight

| 外界大气温度/°C | 加速—停止距离/m | | |
|-----------|-----------|-------|-------|
| | 15°襟翼 | 5°襟翼 | 0°襟翼 |
| 0 | 1 185 | 1 301 | 1 373 |
| 5 | 1 176 | 1 306 | 1 367 |
| 10 | 1 152 | 1 304 | 1 351 |
| 15 | 1 119 | 1 303 | 1 332 |
| 20 | 1 094 | 1 277 | 1 320 |
| 25 | 1 029 | 1 241 | 1 307 |

从表 3~表 4 可以看出:起飞距离和加速—停止距离都随着襟翼偏度减小而增加,但分别小于跑道可用起飞距离和可用加速—停止距离,跑道长度不会对起飞重量造成进一步的限制。

本文采用的发动机推力曲线如图 2 所示,通过对某重量下飞机阻力及发动机推力进行计算,结果如表 5 所示。

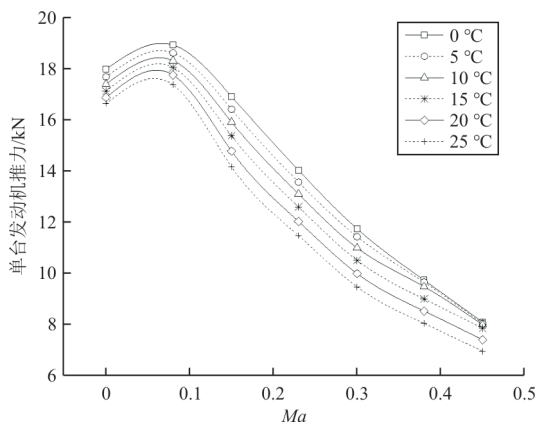


图 2 发动机推力曲线
Fig. 2 Thrust curves

表 5 阻力和推力数据
Table 5 Drag and thrust

| 襟翼/(°) | 阻力/N | 推力/N | 推力阻力差/N |
|--------|--------|--------|---------|
| 0 | 10 998 | 15 550 | 4 552 |
| 5 | 10 283 | 15 928 | 5 645 |
| 15 | 12 212 | 16 549 | 4 337 |

从图 2 可以看出:外界条件相同时,发动机推力随速度的增加而衰减,0°襟翼时爬升速度最大,推力最小。

随着襟翼偏度减小,升力系数减小,阻力系数减小,相同重量时对应的失速速度增加,起飞安全速度 V_2 增加,因此,阻力不一定随襟翼偏度减小而减小。从表 5 可以看出:襟翼由 15° 改变为 5°,阻力减小,而襟翼由 5° 改变为 0° 时,阻力增加;相同重量条件下,15° 襟翼推力阻力之差最小,爬升梯度最小,对应起飞重量最小,0° 襟翼次之,5° 襟翼最大。

综上,通过减小襟翼偏度可以提高起飞限重。只考虑第二阶段爬升梯度限制时,相对于 15° 和 0° 襟翼,采用 5° 襟翼构型起飞是当前的最佳选择。

3.2 使用改进爬升法爬升

当爬升梯度限制的起飞重量小于场地长度限制的起飞重量和结构限制的起飞重量时,可以用改进爬升法爬升以增大爬升梯度限制的起飞重量^[14-15]。

从表 3~表 4 可以看出:机场跑道长度没有被充分利用,起飞重量由第二阶段爬升梯度限制。第二阶段爬升梯度起飞限重是以 V_2 爬升速度进行计算的。 V_2 速度并非最大爬升梯度对应的速度(陡升速度),因此可以利用多余的跑道长度来增大 V_2 速度。通过增加 V_2 速度提高起飞重量,改善爬升能力。

爬升速度增大,相应的起飞决断速度 V_1 和抬轮速度 V_R (飞行员开始抬前轮的速度,此速度时飞机已经产生足够起飞所需的速度和升力)都要增加,使起飞距离增长。离地速度也要增大,需要检查轮胎速度限制和刹车能量限制。通常爬升速度的增量不超过 6.5%^[16]。

不同襟翼偏度下采用改进爬升法对应的起飞限重如图 3~图 5 所示,图中 V_S 指失速速度(最小稳定飞行速度,是飞机在可控状态下的最小速度)。

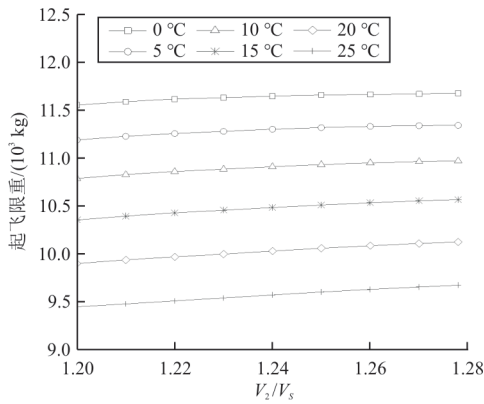


图 3 改进爬升第二爬升阶段起飞限重(15°襟翼)
Fig. 3 Improve the takeoff weight limit of the second climb stage (flap 15°)

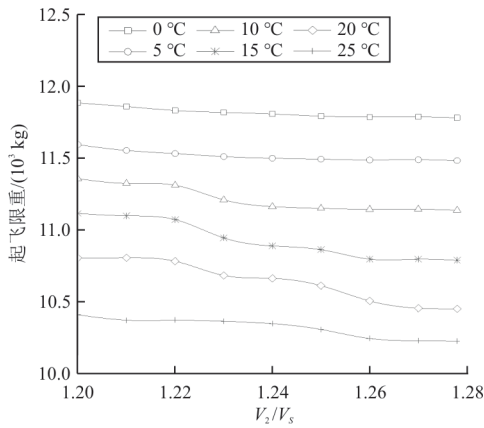


图 4 改进爬升第二爬升阶段起飞限重(5°襟翼)
Fig. 4 Improve the takeoff weight limit of the second climb stage (flap 5°)

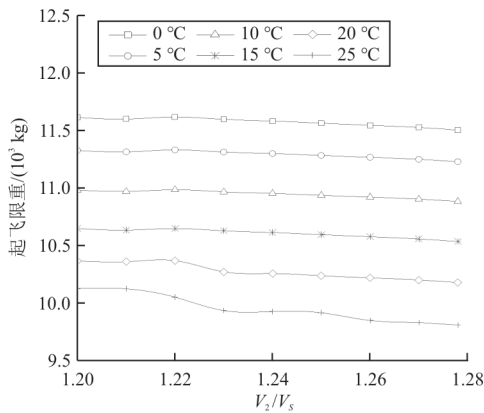


图 5 改进爬升第二爬升阶段起飞限重(0°襟翼)
Fig. 5 Improve the takeoff weight limit of the second climb stage (flap 0°)

从图 3~图 5 可以看出:采用 15°襟翼起飞时,随着 V_2 增加,起飞限重随之增加,温度越高,增加量越明显,在温度为 25 °C 时,增加约 226 kg;对于 5°襟翼和 0°襟翼,起飞限重随着 V_2 增加而减小,温

度越高,减小量越明显;对于本机原始起飞构型(15°襟翼),增加起飞第二爬升阶段的爬升速度可以提高起飞重量,改善起飞性能。三个襟翼状态下,最大起飞质量都不超过 12 000 kg。

采用 12 000 kg、25 °C、爬升速度 V_2 取最大值计算起飞距离、加速—停止距离,计算结果如表 6 所示。

表 6 起飞距离和加速—停止距离
Table 6 Takeoff distance and accelerate-stop distance

| 襟翼构型 | 起飞距离/m | 加速—停止距离/m |
|-------|--------|-----------|
| 15°襟翼 | 1 563 | 1 925 |
| 5°襟翼 | 1 929 | 2 002 |
| 0°襟翼 | 2 142 | 2 186 |

从表 6 可以看出:在最大起飞重量和最高温度时,各起飞襟翼下的起飞距离和加速—停止距离分别小于跑道可用起飞距离和可用加速—停止距离,该机型各起飞襟翼构型的起飞重量均不受场长限制,第二阶段爬升梯度限制的起飞重量比场长限制的起飞重量更为严苛。

4 结 论

(1) 减小襟翼偏度时,5°襟翼起飞比 15°襟翼起飞可提高起飞重量约 2.8%~11.7%,0°襟翼起飞比 15°襟翼起飞可提高起飞重量约 0.7%~8.6%。

(2) 对于使用改进爬升法爬升,15°襟翼起飞重量最大增加约 1.1%~2.4%,5°襟翼和 0°襟翼随着速度增大起飞重量减小,主要是由于发动机剩余推力随速度增加衰减更为严重造成的。

(3) 对于所选取的典型机场和机型,跑道长度不会对起飞重量造成进一步的限制。在实际运营中,需根据飞机和发动机的组合进行具体分析。

参 考 文 献

[1] 余江. 高原/复杂地形机场和航线运行的飞机性能分析 [M]. 成都:西南交通大学出版社, 2015: 25-36.
YU Jiang. Aircraft performance analysis of plateau/complex topography airport and flight path[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2015: 25-36. (in Chinese)

[2] FILIPPONE A. Flight performance of fixed and rotary wing aircraft [M]. Great Britain: Elsevier Ltd., 2006: 77-108.

[3] SADRAEY M. Aircraft performance: an engineering approach[M]. Boca Raton: CRC Press, 2016: 109-155.

[4] 刘爱中, 尚永锋, 李世林, 等. 民航起飞跑道限制重量的影

- 响因素分析[J]. 机械设计与制造, 2015(7): 37-40.
- LIU Aizhong, SHANG Yongfeng, LI Shilin, et al. Analysis on factors influencing field limit weights of civil aircrafts [J]. Machinery Design & Manufacture, 2015(7): 37-40. (in Chinese)
- [5] 张伟, 高亚奎. 大型运输类飞机减推力等级起飞方法研究[J]. 飞行力学, 2020, 38(5): 70-76.
- ZHANG Wei, GAO Yakui. Study on derated takeoff method for large-scale transportation aircraft [J]. Flight Dynamics, 2020, 38(5): 70-76. (in Chinese)
- [6] 杨乐. 高原机场民用飞机起飞性能关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- YANG Le. Research on the key technology of civil aircraft take-off performance in high elevation airport [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [7] 齐万涛. 初步设计阶段倾转旋翼机短距起飞性能设计方法研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 363-367.
- QI Wantao. Research on design method of short take-off performance of tilt-rotor aircraft during preliminary design stage [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 363-367. (in Chinese)
- [8] 张俐娜, 王世涛, 刘小川. 基于局部敏感性的平衡场长影响因素分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 401-406.
- ZHANG Lina, WANG Shitao, LIU Xiaochuan. The influence factors analysis of balanced field length based on local sensitivity [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 401-406. (in Chinese)
- [9] 王东. MA60高原机场和航线的运行适航性分析[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2011.
- WANG Dong. MA60 operational airworthiness analysis on high elevation airport and route [D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2011. (in Chinese)
- [10] 陈红英, 王东, 余江. MA600飞机高原机场和航线适航性分析[J]. 中国民航飞行学院学报, 2012, 23(6): 25-27, 30.
- CHEN Hongying, WANG Dong, YU Jiang. MA600 aircraft airworthiness at plateau airports and on air routes [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2012, 23(6): 25-27, 30. (in Chinese)
- [11] 陈治怀, 谷润平, 刘俊杰. 飞机性能工程[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2006: 126-134.
- CHEN Zhihuai, GU Rungping, LIU Junjie. Aircraft performance engineering [M]. Beijing: Weapon Industry Press, 2006: 126-134. (in Chinese)
- [12] 黄太平. 飞机性能工程[M]. 北京: 科学出版社, 2005: 29-60.
- HUANG Taiping. Aircraft performance engineering [M]. Beijing: Science Press, 2005: 29-60. (in Chinese)
- [13] 段钧剑. 高原机场飞机起飞性能研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- DUAN Junjian. Research on takeoff performance of plateau airport [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [14] OHME P. A model-based approach to aircraft takeoff and landing performance assessment: AIAA-2009-6154 [R]. Chicago: AIAA, 2009.
- [15] CHEN Hongying, LUO Wentian. A optimization algorithm of obstacle limit takeoff weight [J]. Applied Mechanics and Material, 2014, 505/506: 370-374.
- [16] 郭安, 周洲, 祝小平, 等. 基于飞行仿真的飞机起降性能计算方法研[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(3): 433-442.
- GUO An, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping, et al. Research on aircraft takeoff and landing performance based on flight simulation [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(3): 433-442. (in Chinese)

作者简介:

王天波(1982—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体气动设计,飞行性能。

赵涛(1972—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用航空器适航审定。

徐蕾(1983—),男,硕士,民航高级监察员。主要研究方向:民用航空器适航审定。

刘超(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机飞行力学。

丁亚修(1971—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:特种飞机总体设计。

(编辑:马文静)