

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)

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

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

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/℃	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/℃	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。

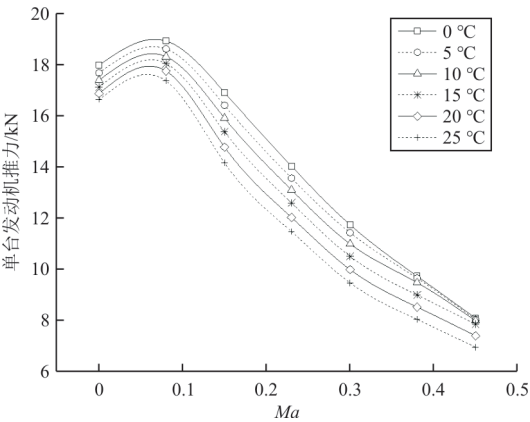


图 2 发动机推力曲线
Fig. 2 Thrust curves

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)。

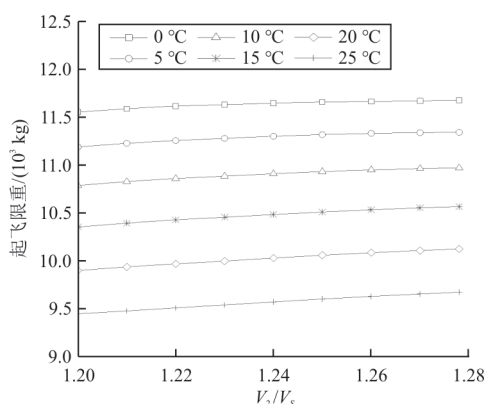


图3 改进爬升第二爬升阶段起飞限重(15°襟翼)

Fig. 3 Improve the takeoff weight limit of the second climb stage (flap 15°)

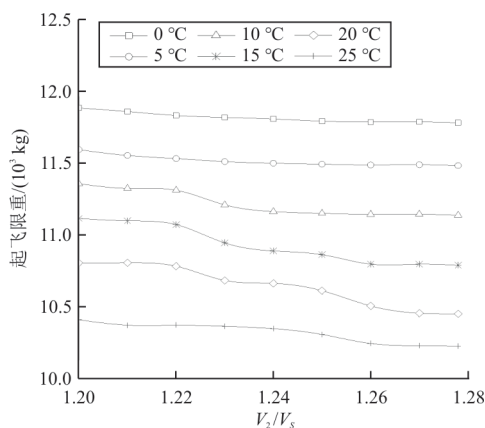


图4 改进爬升第二爬升阶段起飞限重(5°襟翼)

Fig. 4 Improve the takeoff weight limit of the second climb stage (flap 5°)

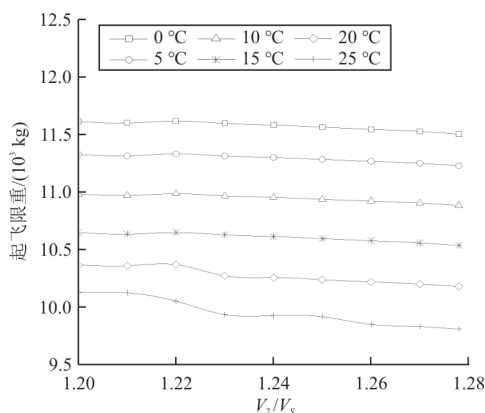


图5 改进爬升第二爬升阶段起飞限重(0°襟翼)

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℃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;对于本机型原始起飞构型(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℃、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]. 广州: 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 Runding, 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)