

文章编号: 1674-8190(2023)02-129-07

国产民用运输类飞机障碍物限重计算模型优化研究

刘羽宇, 王可, 杨军利, 钱宇

(中国民用航空飞行学院 飞行技术学院, 广汉 618307)

摘要: 航空公司使用多年的某国产民用运输类飞机性能软件, 在障碍物限重计算准确性方面虽能获得较满意的结果, 但计算时间较长, 计算效率偏低。首先分析该软件所用计算模型(原模型)计算效率较低的原因, 比较优化模型(采用最小改平高计算)和原模型(采用最大改平高计算)的计算结果准确性和计算效率; 然后计算不同障碍物、不同风速条件下, 两种模型计算出的障碍物限重、改平高度和计算时间, 并进行比较分析。结果表明: 两种模型计算得到的障碍物限重和改平高度基本相同; 无障碍物时, 不论有风无风, 优化模型比原模型可减少计算时间25%; 有障碍物时, 无风情况下, 优化模型可减少计算时间78%以上, 有风时, 则可减少计算时间75%以上。即采用最小改平高的模型可以兼顾准确性和高效性。

关键词: 民用运输类飞机; 障碍物限制起飞重量; 计算模型优化; 计算效率

中图分类号: V247; V212.13

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.02.15

Study on optimum calculation model optimization for obstacle limited weight of domestic civil transport aircraft

LIU Yuyu, WANG Ke, YANG Junli, QIAN Yu

(School of Flight Technology, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: The performance software of a domestic civil aircraft used by an airline for many years can obtain satisfactory results in the accuracy of obstacle limited weight calculation, but the calculation time is long. The optimization model is established by comparing the calculation results and efficiency of the two models of the minimum acceleration height method and the maximum acceleration height method. The obstacle limited weight, acceleration height and calculation time of the two models under different obstacles and different wind speeds are calculated and analyzed. The results show that the calculation results of obstacle limited weight and acceleration height of the two models are basically the same; When there is no obstacle, whether there is wind or not, the calculation time can be reduced by 25% using the optimization model with the minimum acceleration height compared with the original model with the maximum acceleration height; When there are obstacles and there is no wind, the calculation time can be reduced by more than 78% by using the optimization model with minimum acceleration height, and when there is wind, the calculation time can be reduced by more than 75%. The model with the minimum acceleration height can take account of both accuracy and efficiency.

Key words: civil transport aircraft; obstacle limited takeoff weight; calculation model optimization; calculation efficiency

收稿日期: 2022-03-24; 修回日期: 2022-06-15

基金项目: 国家自然科学基金民航联合基金重点项目(U2033213); 民航安全能力建设基金(DFS20180406)

通信作者: 钱宇, qianyu@cafuc.edu.cn

引用格式: 刘羽宇, 王可, 杨军利, 等. 国产民用运输类飞机障碍物限重计算模型优化研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 129-135.

LIU Yuyu, WANG Ke, YANG Junli, et al. Study on optimum calculation model optimization for obstacle limited weight of domestic civil transport aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 129-135. (in Chinese)

0 引言

民用运输类飞机在净空条件不太好的机场起飞时,可能遇到不可避开的障碍物,这成为限制其最大起飞重量的关键因素^[1]。飞机能否以一定的安全裕度越过障碍物的前提是获得满足规章相关越障要求的最大限制起飞重量,这直接关系到飞机运行的经济性和安全性^[2]。对于此类限重问题,航空公司主要是使用飞机制造商提供的与机型配套的性能软件来处理,如波音公司提供的BPS性能软件、空客公司提供的PEP性能软件^[3-4]。随着国产ARJ21民用运输类飞机的运营及C919民用运输类飞机的成功研发^[5],国内民用运输类飞机制造商也需要提供配套的性能软件供客户使用。某国产民用运输类飞机性能软件已交付给航空公司正常使用多年,在障碍物限重计算准确性方面能获得较满意的结果,但由于设计之初主要着眼于软件“能用、稳定、结果可靠”的目标,对计算效率考虑较少,导致软件计算时间较长,计算效率低,增加了用户的时间成本。因此,需要改进其算法,提高计算效率,增强用户体验。

目前,关于民用运输类飞机障碍物限重方面的研究多为直接使用飞机制造商提供的性能软件或飞行手册来计算,而鲜有与算法相关的文献。例如,陈红英等^[1]分别采用空客PEP性能软件和波音BPS性能软件,探讨了不同改平高度对障碍物限重的影响;其团队^[6]还采用CJ-1机型的飞行手册研究了限制该机型在巫家坝机场最大起飞重量的主要因素;刘爱中等^[7]利用某型民用运输类飞机的飞行手册分析了障碍物对民用运输类飞机最大起飞重量的影响规律。

障碍物限重计算,最关键的是模拟出飞机的起飞飞行航迹,再根据航迹与障碍物的关系,结合规章的相关要求确定障碍物限制的最大起飞重量。诸多研究者已对飞机航迹进行了深入研究,例如,B. Masson等^[8-9]针对一发失效后的飞机,采用机器人路径规划技术,对其最佳飞行航迹进行了研究;吕开妮等^[10]结合相关规章,利用自适应遗传算法对民用运输类飞机的爬升航迹进行优化计算;潘军等^[11]利用神经网络模型和遗传算法,研究了军用飞机的飞行轨迹最优化方法;魏志强等^[12]结合QAR数据,计算并模拟了飞机的起飞航迹;还有研究人员根据飞机质心运动方程,建立了计

算飞机起飞空中段航迹的模型^[13-16]。刘羽宇等^[2]在此基础上,结合民航规章有关越障的要求,针对民用运输类飞机采用最小改平高越障的方法建立了障碍物限重的计算模型,但没有在计算结果准确性和计算时间方面与其他模型作对比,因此无法确认其建立的模型在计算效率方面是否具有优势。

本文首先分析某国产民用运输类飞机性能软件采用的模型(原模型)计算效率较低的原因,然后利用文献^[2]建立的模型(优化模型),从计算结果和计算效率的角度加以分析,以确定该模型是否可以用于优化该国产民用运输类飞机性能软件的障碍物限重计算模块,提高其计算效率。

1 起飞飞行航迹及改平高度

1.1 起飞飞行航迹

起飞飞行航迹包括总航迹和净航迹,如图1所示。

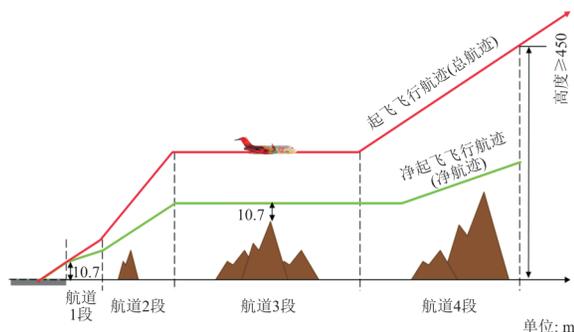


图1 起飞飞行航迹

Fig. 1 Take-off flight path

1.1.1 总航迹

由CCAR-25-R4.115条可知:总航迹是从起飞距离末端处高于起飞表面10.7 m(35 ft)计起,到高于起飞表面450 m(1 500 ft),或完成从起飞到航路形态的转变并达到最后起飞速度 V_{FTO} 为止。总航迹通常分为4个阶段,航道1段从总航迹起始点开始,直至起落架收上为止;航道2段从起落架收起开始,直到改平高度(加速高度)为止;航道3段为平飞加速段,在该段需要完成航路形态的转变,同时增速到襟翼全收的速度;航道4段保持该表速上升到不低于450 m(1 500 ft)^[1-2]。

根据文献^[2],总航迹在任意时刻距起始点的垂直高度 H 和水平距离 S 可由式(1)得出:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\frac{dS}{dt} = V \cos \gamma - V_w \quad (2)$$

式中: V 为飞机的真空速; V_w 为风速, 逆风为正, 顺风为负; γ 为飞机的上升角。

$$\gamma = \sin^{-1} \left[\frac{F \cos(\alpha + \varphi) - D}{W(1 + V/g \cdot dV/dh)} \right] \quad (3)$$

式中: W 为起飞重量; g 为重力加速度; F 为飞机的推力; α 为飞机的迎角; φ 为发动机的安装角; D 为飞机的阻力。

1.1.2 净航迹

净航迹是总航迹在每一点减去一个安全裕量之后的爬升梯度得到的航迹。CCAR-25-R4.115条规定, 双发飞机的安全裕量为0.8%, 因此, 净航迹的垂直高度 H_{net} 为

$$H_{net} = H - 0.008S \quad (4)$$

根据CCAR-121-R7.189条的规定, 净航迹必须以至少10.7 m(35 ft)的余度超越所有障碍物。

1.2 改平高度

障碍物限制起飞重量计算涉及3种相关的改平高度: 最小改平高度、最大改平高度和延长航道2段改平高度, 如图2所示。

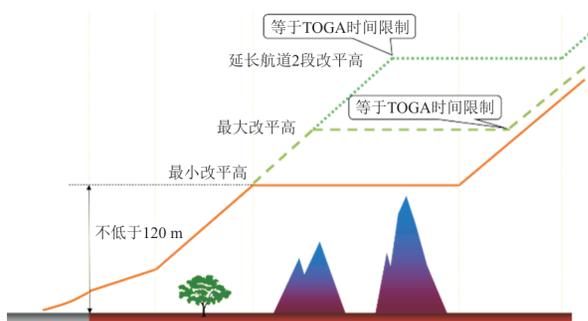


图2 改平高示意图

Fig. 2 Schematic diagram of acceleration height

(1) 最小改平高度。根据CCAR-25-R4.111条的规定, 要求飞机的改平加速收襟翼高度至少离起飞表面120 m(400 ft), 同时, 在该高度上沿起飞航迹每一点的可用爬升梯度不得小于规定的限值。

(2) 最大改平高度。飞机在这个高度上改平加速收襟翼, 在加速到襟翼全收状态的速度时, 起飞油门刚好达到最大起飞复飞推力(TOGA)的使

用时间限制^[1]。

(3) 延长航道2段改平高度。飞机保持起飞安全速度 V_2 上升直到TOGA推力时间限制, 然后改平以最大连续推力(MCT)加速收襟翼^[1]。

在实际计算时, 可选择其中任意一种改平方式来建立障碍物限重的计算模型, 均能确定障碍物允许的最大起飞重量, 但计算效率却不尽相同。

2 障碍物限制重量计算模型分析

2.1 原模型算法流程及分析

原模型是某国产民用运输类飞机性能软件现使用的模型, 其算法采用最大改平高度越障的方法来确定障碍物限制的最大起飞重量。其计算流程(如图3所示)如下:

(1) 假设一个较大的初始起飞重量 W 。

(2) 假设该重量对应的最大改平高度 H 。

(3) 根据式(1)~式(4), 计算总航迹和净航迹。由于采用的是最大改平高度飞越障碍物, 需要记录飞机在航道3段收完襟翼且加速到襟翼全收状态速度的时间 T , 并与TOGA推力的使用时间限制(该机型为10 min)相比较。如果超过了 $(10 + \Delta t)$ min (Δt 为允许的时间误差), 说明假设的 H 过高, 需要减小 H , 但保持相同的 W 再次计算; 如果小于 $(10 - \Delta t)$ min, 说明假设的 H 过低, 需要增加 H , 保持相同的 W 再次计算; 如果在 $(10 \pm \Delta t)$ min 以内, 则此时的 H 即为该假设重量 W 所对应的最大改平高度。由于原模型采用航道2段越障, 其航迹只需计算到航道3段结束, 无需进行航道4段的计算。

(4) 记录该重量和改平高度对应的总航迹和净航迹。

(5) 将净航迹与障碍物比较。如果在某一障碍物位置处, 其高度小于障碍物高度 + 10.7 m, 说明第(1)步假设的初始重量 W 过大, 需减小 W , 并重复以上步骤再次计算; 如果净航迹高度均大于所有的障碍物高度 + 10.7 m, 则说明假设的初始重量 W 较小, 需增加 W , 并重复以上步骤再次计算, 直至满足法规相关要求为止, 此时的 W 即为欲求的障碍物限制重量, 该 W 对应的 H 为最大改平高。

(6) 用得出的障碍物限制重量计算最小改平高度。

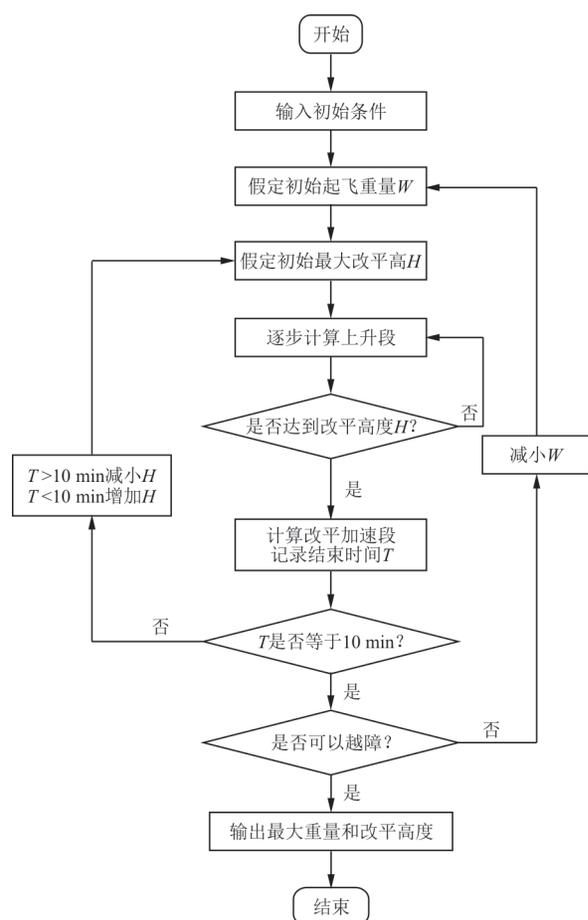


图 3 原模型算法计算流程图

Fig. 3 Calculation flow chart of original model algorithm

通过对上述流程分析可知,造成计算效率较低的原因有两个。一是该模型中有两个未知量:起飞重量和最大改平高度。在计算过程中,需要先迭代出最大改平高 H ,再迭代出起飞重量 W 。假设 W 需要迭代 n 次获得,而每个 W 需要迭代 m 次可以获得 H ,则总共需要迭代 $n \times m$ 次才能获得障碍物限重,由此可知迭代次数过多,造成计算时间过长。二是需要计算出完整的总航迹和净航迹后才与障碍物相比较,也就是说,即使飞机已经不能越过第 1 个障碍物,程序也无法退出,而必须继续完成整个航迹的计算,这样就会增加许多毫无意义的计算时间。

2.2 优化模型算法流程及分析

优化模型源自参考文献[2],其算法采用最小

改平高度飞越障碍物。如果没有障碍物或障碍物较低,飞机总航迹的改平高即为 120 m,此时,飞机的改平高是已知条件;如果障碍物较高,根据法规的要求,飞机的净航迹必须高于障碍物 10.7 m,因此,只要知道了最高障碍物的高度,再增加 10.7 m,就能得到飞机的最小改平高度对应的净航迹高度 H_{net} ,计算时,只要净航迹高度等于 H_{net} 时,飞机即可改平加速,这相当于改平高度成了已知条件。由此可知,该模型相对于原模型来说,就只有初始起飞重量 W 一个未知量,其计算流程(如图 4 所示)如下:

(1) 计算改平高度。无障碍物或障碍物较低时,总航迹的改平高为 120 m;有障碍物时,由最高障碍物加 10.7 m,得到改平高度对应的净航迹高度 H_{net} 。

(2) 假设一个较大的初始起飞重量 W 。

(3) 根据式(1)~式(4),计算上升段(航道 1、2 段)的总航迹和净航迹。计算时需要判断飞机在上升阶段某一位置的下方是否有障碍物,如果有则检查飞机是否可以越障,若不能,则立刻退出计算,减小初始重量 W 重新计算;若能,则继续计算,直至满足第(2)步的改平高度为止。

(4) 计算改平飞加速段(航道 3 段)的总航迹和净航迹,同时记录飞机航道 3 段结束时的时间 T 。如果 T 大于 TOGA 推力限制时间,则减小 W 回到第(3)步再次计算,直至满足相关要求为止,此时的 W 即为欲求的障碍物限制重量,该 W 对应的总航迹的高度即为最小改平高度。与原模型一样,也无需计算航道 4 段。

(5) 用得出的障碍物限制重量计算最大改平高度。

从上述流程可以看出,该模型只有初始起飞重量 W 为未知量需要迭代,相对于原模型能在很大程度上减少迭代次数。同时,在计算总航迹和净航迹的同时,判断飞机是否可以越障,如无法越过障碍物,程序立刻退出当前重量的计算,进入新的迭代,从而减少计算时间。

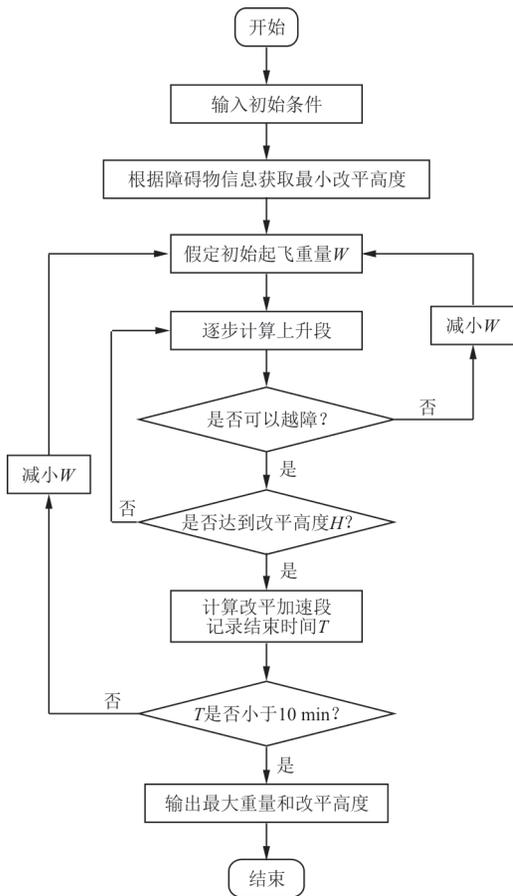


图 4 优化模型算法计算流程图

Fig. 4 Calculation flow chart of optimization model algorithm

3 算例与分析

3.1 计算工况

本文选取 5 组障碍物作为计算工况,如表 1 所示,表中 H_{obs} 代表障碍物相对跑道的高度, L 代表

障碍物距跑道松刹车端的距离。

表 1 计算工况的障碍物数据

Table 1 Calculate obstacle data under working conditions

工况	障碍物 1		障碍物 2		障碍物 3	
	H_{obs}/m	L/m	H_{obs}/m	L/m	H_{obs}/m	L/m
1	0	—	0	—	0	—
2	24	5 557	182	8 100	142	19 696
3	50	4 232	329	22721	447	23 138
4	42	3 876	122	4 902	142	5 705
5	58	4 546	100	7 120	632	10 000

采用上述两种模型分别计算障碍物限制重量、最小改平高、最大改平高以及计算时间。原模型结果由中国商飞 ARJ21 飞机性能软件计算获得,该软件的数据库基于机型试飞数据,用于支持航空公司实际运行。优化模型采用与之相同的计算参数。飞机结构的最大起飞限重为 50 045 kg。

3.2 无风条件下的计算结果及分析

无风条件下,两种模型的计算结果如表 2 所示,可以看出:在工况 1 条件下,两种模型结果相同,均达到了结构限重,计算时间也比较接近,这是因为该工况没有障碍物,两种模型的迭代次数均较少;工况 2~工况 5 条件下,两种模型得到的障碍物限重相同,最小改平高的误差最大为 0.8%,而最大改平高的误差均小于 0.5%,可认为二者计算结果是相同的,但优化模型相对原模型可以减少 78% 以上的时间。由此可见,优化模型在保证计算结果可靠的前提下,减少计算时间,极大地提高计算效率。

表 2 无风条件下的计算结果比较

Table 2 Comparison of calculation results under no wind condition

工况	障碍物限重			最小改平高			最大改平高			计算时间		
	原模型/kg	优化模型/kg	误差/%	原模型/m	优化模型/m	误差/%	原模型/m	优化模型/m	误差/%	原模型/s	优化模型/s	减少/%
1	50 045	50 045	0.00	120	120	0.00	908	905	-0.28	4	3	25.00
2	45 961	45 961	0.00	234	235	0.50	1 312	1 314	0.19	45	9	80.00
3	47 807	47 807	0.00	595	596	0.09	1 123	1 119	-0.44	46	10	78.26
4	42 455	42 455	0.00	176	177	0.80	1 672	1 677	0.33	42	8	80.95
5	35 238	35 238	0.00	709	711	0.23	2 524	2 521	-0.15	35	5	85.71

3.3 有风条件下的计算结果及分析

计算风速取 $-20\sim 20$ kn(1 kn= 1 n mile/h= 0.514444 m/s,顺风为负,逆风为正)。在工况 4 障碍物条件下,不同风速的计算结果如表 3 所示,可

以看出:两种模型得到的障碍物限重相同,最小改平高的误差最大为 0.8% ,最大改平高的误差最大为 0.38% ,二者计算结果几乎相同,但优化模型相对原模型最多减少了 85.42% 的时间。

表 3 各风速下工况 4 的计算结果比较
Table3 Comparison of calculation results under condition 4 at various wind speeds

风速/kn	障碍物限重			最小改平高			最大改平高			计算时间		
	原模型/kg	优化模型/kg	误差/%	原模型/m	优化模型/m	误差/%	原模型/m	优化模型/m	误差/%	原模型/s	优化模型/s	减少/%
20	44 015	44 015	0.00	176	177	0.45	1 517	1 517	0.00	46	9	80.43
15	43 556	43 556	0.00	177	178	0.42	1 562	1 568	0.38	54	10	81.48
10	43 160	43 160	0.00	176	177	0.52	1 606	1 604	-0.10	43	9	79.07
5	42 834	42 834	0.00	177	177	0.40	1 638	1 643	0.35	48	9	81.25
0	42 455	42 455	0.00	176	177	0.80	1 672	1 677	0.33	42	8	80.95
-5	41 358	41 358	0.00	176	176	0.32	1 788	1 791	0.16	36	9	75.00
-10	40 288	40 288	0.00	175	176	0.58	1 904	1 905	0.04	40	8	80.00
-15	39 283	39 283	0.00	174	176	0.64	2 010	2 009	-0.07	47	8	82.98
-20	38 370	38 370	0.00	175	176	0.59	2 110	2 110	0.00	48	7	85.42

工况 1~工况 5 在不同风速下的计算时间减少量如图 5 所示,可以看出:工况 1 由于没有障碍物,两种模型在各风速下的计算时间几乎相同,优化模型大致减少了 25% ;对于工况 2~工况 5,由于存在障碍物,优化模型迭代次数少的优势开始显现,其计算时间相对原模型可以减少 $75\%\sim 86\%$ 。

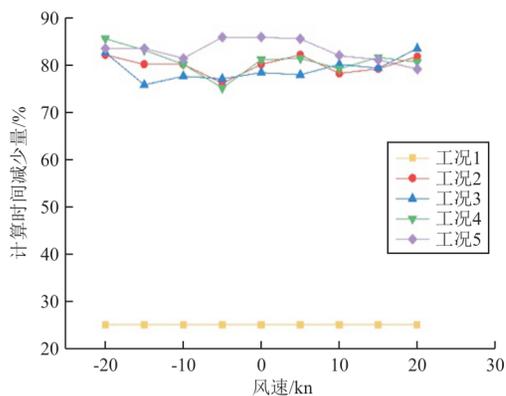


图 5 不同风速和工况的计算时间减少量

Fig. 5 Calculation time reduction under different wind speeds and operating conditions

由此可见,在有风的情况下,优化模型仍能获得正确的结果,在很大程度上减少计算时间,提高计算效率。

4 结 论

(1) 采用最小改平高度法建立的优化模型计算的障碍物限重、改平高度与性能软件的计算结果基本相同,计算结果较为可靠。

(2) 性能软件的原模型采用最大改平高的方法来确定障碍物限制起飞重量,参与迭代的未知量较多,计算时间较长;优化模型采用最小改平高度法仅有起飞重量一个未知量参与迭代,可在很大程度上缩短计算时间。

(3) 计算起飞飞行航迹的同时判断飞机是否可以越障,可以减少计算时间。

(4) 在进行障碍物限重计算时,采用最小改平高度越障的方法可以兼顾结果准确性和计算高效性。

参考文献

- [1] 陈红英, 齐永强. 障碍物对运输机起飞性能的影响及优化[J]. 中国民航飞行学院学报, 2017, 28(1): 38-43.
CHEN Hongying, QI Yongqiang. The influence of obstacles on transport aircraft takeoff performance and optimization [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2017, 28(1): 38-43. (in Chinese)
- [2] 刘羽宇, 王可, 杨军利. 基于航道 3 段越障的民用运输机

- 障碍物限制起飞重量计算模型[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(3): 1279-1285.
- LIU Yuyu, WANG Ke, YANG Junli. Calculation model of obstacle limited takeoff weight for civil transport aircraft based on the third segment of the takeoff flight path[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(3): 1279-1285. (in Chinese)
- [3] 孙宏, 赵庆伟, 魏坤鹏. 高原机场复飞限重计算方法研究[J]. 民航学报, 2019, 3(6): 12-14, 87.
- SUN Hong, ZHAO Qingwei, WEI Kunpeng. Study on the calculation method of limited weight for go-around at higher plateau airport[J]. Journal of Civil Aviation, 2019, 3(6): 12-14, 87. (in Chinese)
- [4] 谭晓文. 基于PEP的起飞一发失效应急程序研究[J]. 中国民航飞行学院学报, 2018, 29(2): 19-23.
- TAN Xiaowen. Design of engine out standard instrument procedure based on PEP software[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2018, 29(2): 19-23. (in Chinese)
- [5] 钱宇, 王立新, 刘瑜. 基于改进滑动时间窗口的国产民用飞机APM参数筛选研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(5): 102-108.
- QIAN Yu, WANG Lixin, LIU Yu. Research on aircraft performance monitoring parameter selection based on improved window algorithm[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(5): 102-108. (in Chinese)
- [6] 陈红英, 刘晓明, 余江. 民航运输机最大起飞重量和起飞速度的确定[J]. 飞行力学, 2010, 28(2): 89-92.
- CHEN Hongying, LIU Xiaoming, YU Jiang. Determination of maximum take off weight and take off speed for civil transport airplane[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(2): 89-92. (in Chinese)
- [7] 刘爱中, 尚永锋, 李世林, 等. 障碍物对飞机起飞重量的限制规律[J]. 中国科技论文, 2015, 10(16): 1959-1962.
- LIU Aizhong, SHANG Yongfeng, LI Shilin, et al. Limitation law of obstacles on aircraft takeoff weight[J]. China Sciencepaper, 2015, 10(16): 1959-1962. (in Chinese)
- [8] MASSON B, BAIN M, PAGE J. Engine-out takeoff path optimization for large civil aircraft[J]. Journal of Mechanics Engineering and Automation, 2013, 3(6): 352-361.
- [9] MASSON B, BAIN M, PAGE J. Large aircraft engine-out takeoff path optimization[J]. Journal of Aerospace Operations, 2016, 4(3): 101-130.
- [10] 吕开妮, 南英. 基于自适应遗传算法的客机爬升段轨迹优化[J]. 计算机仿真, 2020, 34(1): 66-69.
- LYU Kaini, NAN Ying. Climb trajectory optimization of aircraft based on adaptive genetic algorithm[J]. Computer Simulation, 2020, 34(1): 66-69. (in Chinese)
- [11] 潘军, 陈柏松, 华欣. 军用飞机斤斗类飞行轨迹最优化方法[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(8): 3342-3347.
- PAN Jun, CHEN Baisong, HUA Xin. Optimizing method for flight trajectory of military aircraft loop-type maneuver[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(8): 3342-3347. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 贾忠湖, 齐红德, 郭卫刚. 某型飞机起飞航迹计算[J]. 飞机设计, 2016, 36(3): 19-22.
- JIA Zhonghu, QI Hongde, GUO Weigang. Calculation of take-off track of certain aircraft[J]. Aircraft Design, 2016, 36(3): 19-22. (in Chinese)
- [14] 张凤, 闫国华. 飞机起飞航迹计算方法研究[J]. 装备制造技术, 2011(11): 15-16.
- ZHANG Feng, YAN Guohua. Research on the method to calculate the takeoff path of aircraft[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2011(11): 15-16. (in Chinese)
- [15] 高彦玺, 蔡良才, 吴利荣, 等. 某型飞机起飞航迹计算与分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000(1): 9-13.
- GAO Yanxi, CAI Liangcai, WU Lirong, et al. Calculation and analysis of take-off track of certain aircraft[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2000(1): 9-13. (in Chinese)
- [16] 张志刚, 王百争, 王和平. MA60飞机高原机场起飞性能研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 65-69.
- ZHANG Zhigang, WANG Baizheng, WANG Heping. Research on take-off performance of the MA60 aircraft at plateau airport[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(4): 65-69. (in Chinese)

作者简介:

刘羽宇(1981—),男,博士,讲师。主要研究方向:飞行性能。

王可(1976—),男,硕士,副教授。主要研究方向:飞行性能。

杨军利(1972—),男,硕士,副教授。主要研究方向:飞机性能,飞行数据分析。

钱宇(1981—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行动力学与控制,飞行数据与民航安全。

(编辑:马文静)