航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Feb. 15 2018 Vol. 29 No.02 30-33

无可调水平安定面和气动调整片飞机起飞杆力优化研究

齐万涛 *，吕新波，窦炳耀

航空工业第一飞机设计研究院，陕西 西安 710089

摘　要：针对无可调水平安定面和气动调整片的飞机在起飞阶段纵向杆力的优化设计，提出了一种适用于该种飞机的改善起飞杆力的方法，该方法包括了起飞杆力设计速度点选取、目标杆力的确定和随重心而变的升降舵预置偏度的计算。将该方法用于某型机，通过理论计算和飞行员在模拟器上验证，表明该方法行之有效，可以满足飞行品质规范要求。

关键词：起飞杆力；优化；纵向操纵

中图分类号：V211.4　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.02.030

起飞是飞行的复杂阶段，虽然起飞时间只占整个飞行任务的相当小的比例，但许多飞行事故都是在起飞过程中发生的[1]。由于人员、货物、燃油等装载多变，导致飞机在起飞时的总重和重心变化较大，如果起飞前不采取特殊的操纵措施，会使得起飞时的杆力在每次起飞都不尽相同，这样不仅增大了飞行员的负担，而且可能因起飞杆力过大，使得起飞失败或者由于起飞杆力过小，飞行员施加的杆力很容易超过实际所需值，可能导致飞机离地后俯仰姿态过大和飞机擦尾等，这都会带来一定的安全隐患。

对于采用可调水平安定面的飞机，如空客 A340 飞机[2]，起飞前根据飞机的重量和重心，设置相应的可调水平安定面偏度，然后起飞时操纵升降舵，由于可调水平安定面的作用，使得起飞时操纵升降舵的杆力适中。

采用操纵面气动调整片的飞机，飞行员的纵向杆力一般和作用在操纵面上的气动铰链力矩直接相关，通过与操纵面反方向偏转气动调整片以减小操纵面上的铰链力矩，进而调节杆力。在起飞前，根据起飞重心，将气动调整片向前或向后调到标牌相应的刻度值上，以使在起飞时的纵向杆力适中。采用该方法的典型机型有赛斯纳 172 飞机和安 -24 飞机等。

对于采用可调水平安定面或操纵面气动调整片的飞机的起飞杆力的优化设计，国内外已有成熟的技术手段并成功用于型号，但采用可调水平安定面，会增加额外的操纵机构，进而增大飞机重量和设计难度，而对于采用操纵面气动调整片的方法，常用于早期的采用机械操纵系统的飞机，对于采用电传飞控系统的飞机，由于纵向操纵面的力不能为飞行员直接感受，故该措施也失效。

本文通过对无可调水平安定面和气动调整片的飞机起飞杆力优化研究，提出了一种适用于该种飞机的改善起飞杆力的方法，通过理论计算和飞行员在模拟器上验证，表明该方法行之有效，可以满足飞行品质规范要求。

1 起飞杆力优化方法

采用电传操纵系统的飞机，由于飞行员不直接感受操纵面上的力，故在操纵系统中采用弹簧载荷机构以使飞行员能感受到适当的杆力[3]。

对于无可调水平安定面的飞机，其纵向操纵面主要为飞机的升降舵，当采用电传操纵系统，起飞时，飞行员对弹簧载荷机构施加作用力进而产生位移，该位移信号为位移传感器采集，并乘以相应的传动比进而传递到升降舵舵机以产生对应的升降舵偏度[4]。

1.1 起飞杆力设计速度点确定

飞机的起飞过程是一个连续过程，其中的三个关键速度点分别为抬前轮速度 V_T、0.9 倍离地速度 $V_{0.9L}$ 和起飞离地

收稿日期：2017-11-06；　退修日期：2017-11-14；　录用日期：2018-01-06

* 通信作者 . Tel.：18161807849　E-mail：nuaaqwt@163.com

引用格式：Qi Wantao, Lv Xinbo, Dou Bingyao. The optimisation of stick force during take-off for airplanes without adjustable horizontal stabilizer and aerodynamic tabs [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (02)：30-33. 齐万涛，吕新波，窦炳耀 . 无可调水平安定面和气动调整片飞机起飞杆力优化研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (02)：30-33.

速度 V_L，其中 0.9 倍离地速度 $V_{0.9L}$ 为建立离地时的起飞姿态点。

起飞抬前轮速度点 V_T 的力和力矩平衡方程为：

$$\begin{cases} G - qSC_L - P\sin(\alpha+\varphi_p) = N \\ qSc_A C_m(\alpha,\delta_z) - R(x+fy_g) = Py_p \end{cases} \quad (1)$$

式中：G 为飞机重力；q 为飞机动压；C_L，C_m 分别为升力系数和俯仰力矩系数；P，y_p 分别为发动机推力和力臂；α，δ_z，φ_p 分别为迎角、升降舵偏度和发动机安装角；N 为飞机后起落架支反力；S，c_A 分别为飞机参考面积和参考弦长；x，y_g 分别为重心到后起落架的轴向距离和垂向距离；f 为飞机摩擦因数；R 为飞机主轮支反力。

由式（1）可求得抬前轮速度点所需升降舵偏度 δ_{z1} 和支反力 N。

离地速度点 V_L 的力和力矩平衡方程为：

$$\begin{cases} qSC_L + P\sin(\alpha+\varphi_p) = G \\ qSc_A C_m(\alpha,\delta_z) = Py_p \end{cases} \quad (2)$$

式（2）中相关符号说明同式（1）。由式（2）可求得离地速度点所需升降舵偏度 δ_{z3} 和迎角 α_L。

0.9 倍离地速度点 $V_{0.9L}$ 的力和力矩平衡方程为：

$$\begin{cases} G - qSC_L - P\sin(\alpha+\varphi_p) = N \\ qSc_A C_m(\alpha,\delta_e) - R(x+fy_g) = Py_p \end{cases} \quad (3)$$

式（3）中相关符号说明亦同式（1）。0.9 倍离地速度 $V_{0.9L}$ 需建立离地时的起飞姿态，将式（2）解出的 α_L 代入式（3），解出 0.9 倍离地速度 $V_{0.9L}$ 时所需的升降舵偏度 δ_{z2} 和支反力 $R_{0.9L}$。

在给定升降舵传动比 k_1 和弹簧载荷机构的刚度 k_2 后，由于纵向杆力和升降舵偏度成正比，且相关规范对起飞杆力的最大幅值有要求，故取（δ_{z1}，δ_{z2}，δ_{z3}）中绝对值较大者对应速度点作为设计速度点。

1.2 起飞杆力优化目标值的确定

规范要求[5]，在配平机构的位置选定并将其固定的情况下，所需的纵向杆力应限制在一定的范围内，该范围与飞机的起落架布置、飞机类型有关，以前三点式起落架运输机为例，该范围为 90N 推杆力至 230N 杆力。

分别计算典型飞行重量重心前限和后限在设计速度点的升降舵偏度 $\delta_{z前}$、$\delta_{z后}$，分别除以升降舵传动比 k_1 求得对应的纵向操纵位移，由纵向操纵位移进而求得重心前后限对应的杆力 F_{z1}、F_{z2}。

取目标操纵力 $F_{目标}=(F_{z1}+F_{z2})/2$，检查该值是否处于规范要求的杆力范围，如不满足，可通过调整纵向传动比 k_1 或弹簧载荷机构的刚度 k_2 使该值满足规范要求。

1.3 不同重心起飞升降舵预置偏度确定

不同重心的起飞升降舵预置偏度按下式计算：

$$\delta_{z预置} = \delta_z - ((F_{目标} - F_0)k_1/k_2) \quad (4)$$

式中：F_0 为弹簧载荷机构的启动力，δ_z 为给定重心下在起飞设计速度点所需的升降舵偏度。这样就得到了一系列重心下的升降舵预置偏度 $\delta_{z预置}$，除以传动比 k_1，就得到相应的操纵杆预置位移。

起飞前，飞行员根据飞机重心，拨动纵向操纵调效机构，使升降舵偏度和操纵杆位移达到相应的预置值。

2 算法验证

本文将该方法用于某型运输机，以验证该方法的有效性。某型运输机为前三点式起落架布置，对应的起飞杆力规范要求为 90N 推杆力至 230N 拉杆力。对于起飞杆力设计速度点的确定，计算状态选取典型装载重量和前重心（15%MAC），起飞阶段三个典型速度点的升降舵需用偏度计算结果见表 1，其中抬前轮速度 V_T 根据规范要求，取 0.85 倍 V_L。

表 1 起飞三个典型速度点的升降舵需用偏度

Table 1 Elevator needed of three typical speed during taking off

V_T/（m/s）	δ_{z1}/（°）	$V_{0.9L}$/（m/s）	δ_{z2}/（°）	V_L/（m/s）	δ_{z3}/（°）
60	−15	63	−12	70	−10

根据表 1 计算结果，取升降舵偏度最大点抬前轮速度点 V_T 作为起飞纵向操纵力设计速度点。某型机典型装载重量重心前限、后限在抬前轮速度点的升降舵偏度 $\delta_{z前}$、$\delta_{z后}$、纵向操纵力 F_{z1}、F_{z2} 的计算结果见表 2。

表 2 起飞设计速度点的升降舵需用偏度和杆力

Table 2 Elevator needed and stick force of design speed point during taking off

重心/（%MAC）	升降舵/（°）	纵向杆力/N
15	−15	−240
30	−5	−60

表中杆力为负表示为拉杆力。取 $F_{目标}=(F_{z1}+F_{z2})/2=-150$N，该值处于规范要求的 230N 拉杆力和 90N 推杆力之间，满足规范要求。某型机典型装载重量不同重心的起飞升降舵预置偏度按式（4）计算，升降舵预置偏度和对应的操纵杆预置位移计算结果分别如图 1 和图 2 所示。

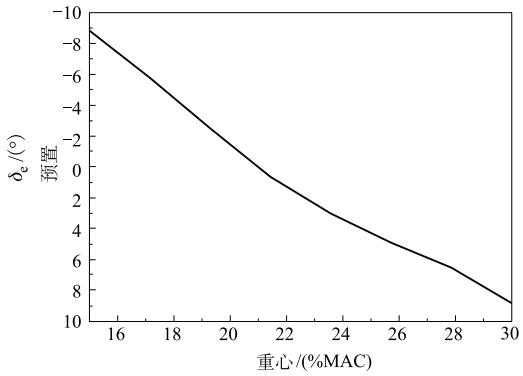

图 1 起飞升降舵预置偏度计算结果

Fig.1 The result of advanced elevator needed

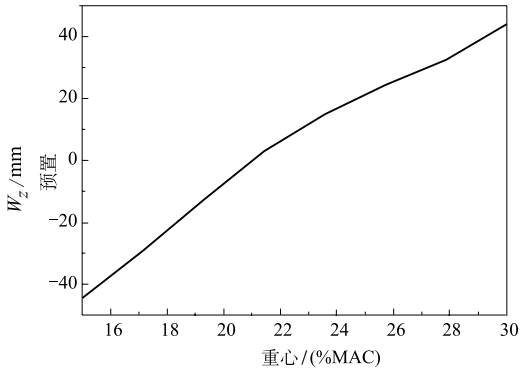

图 2 起飞杆位移预置计算结果

Fig.2 The result of advanced stick displacement needed

为了验证图 1 和图 2 的升降舵和杆位移预置结果，选取了某型机不同飞行重量和重心前限后限在起飞前作了升降舵和杆位移预置后，计算了在起飞抬前轮速度点的杆力，计算结果见表 3。

表 3 起飞纵向杆力计算验证

Table 3 Verification of longitudinal stick force during taking off

重量 /kg	重心 /(%MAC)	杆力 F_e/N	$\Delta F_e=F_e-F_{目标}$/N
25000	20	−158	−8
	30	−155	−5
30000	15	−150	0
	30	−150	0
35000	12	−156	−6
	35	−152	−2

从表 3 中结果可以看出，起飞前通过调节纵向调效机构将操纵杆向前或向后移动到对应重心的预置位移处，能使不同重量、重心在起飞抬前轮时的纵向杆力达到或接近目标杆力 −150N。同时在某些状态点尤其是大重量前重心点，若不预置杆位移，起飞时的纵向拉杆力最大达到 260N，已超出规范要求，采用了本文提供方法计算出的预置结果后，起飞杆力大大降低并接近目标值，同时也满足了规范的杆力最大幅值要求。

同时，将升降舵和杆位移预置计算结果输入到飞行模拟器，让飞行员进行起飞模拟，飞行员亦给出了积极的评价，认为该方法确实能保证不同重量、重心的起飞杆力都能在目标操纵力附近，大大减轻了飞行员的操纵负担。

3 结论

本文针对无可调水平安定面和气动调整片的飞机，提出了一种起飞操纵杆力的优化设计方法，并将该方法用于某型机，通过理论计算和飞行员在模拟器上验证，表明该方法能大大优化起飞操纵杆力，降低了飞行员的操纵负担和安全隐患，具有很好的工程应用价值。

参考文献

[1] 宁东方，章卫国，田娜 . 无人机自动起飞系统建模和控制律设计研究 [J]. 计算机测量与控制，2008，16（1）：66–67.
Ning Dongfang，Zhang Weiguo，Tian Na. Research on modeling and control law design of auto take-off of UAV [J]. Computer Measurement & Control，2008，16（1）：66–67.（in Chinese）

[2] 汪萍 . 空客 A340–600 四发涡扇远程旅客机 [J]. 民用飞机设计与研究，2008（4）：23–25.
Wang Ping. Airbus A340–600 four-turboprop long range liner[J]. Civil Aircraft Design and Research，2008（4）：23–25.（in Chinese）

[3] 胡孟权，张登成，董彦非，等 . 高等大气飞行力学 [M]. 北京：航空工业出版社，2007.
Hu Mengquan，Zhang Dengcheng，Dong Yanfei，et al. Advanced flight mechanics[M]. Beijing：Aviation Industry Press，2007.（in Chinese）

[4] 高金源，焦宗夏，张平 . 飞机电传操纵系统与主动控制技术 [M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2005.
Gao Jinyuan，Jiao Zongxia，Zhang Ping. Fly-by-wire control system of airplane and active control technology[M]. Beijing：Beihang University Press，2005.（in Chinese）

[5] GJB185–86. 有人驾驶飞机（固定翼）飞行品质 [S]. 国防科学

技术工业委员会，1986.

GJB185-86. Flying qualities of piloted airplanes (fixed wing) [S]. National Defense Science and Technology Industrial Committee，1986.

作者简介

齐万涛（1985— ） 男，硕士，工程师。主要研究方向：飞行操稳设计。

Tel：18161807849 E-mail：nuaaqwt@163.com

The Optimisation of Stick Force during Take-off for Airplanes without Adjustable Horizontal Stabilizer and Aerodynamic Tabs

Qi Wantao*，Lv Xinbo，Dou Bingyao

AVIC The First Aircraft Design Institution，Xi'an 710089，China

Abstract: For the optimisation of stick force during take-off of airplanes without adjustable horizontal stabilizer and aerodynamic tabs，an approach for improved stick force was given. The approach included how to figured out the design speed，how to choose the target stick force and compute the elevator degrees in accordance with center of gravity. The method was finally applied to a certain aircraft. The results of theoretical calculation and the evaluation of pilots by flying flight simulator indicate that this approach was of great value and the results can satisfy the demand of flying qualities specification.

Key Words: take-off stick force；optimisation；longitudinal control

Received: 2017-11-06; **Revised:** 2017-11-14; **Accepted:** 2018-01-06

***Corresponding author.Tel.:** 18161807849 **E-mail:** nuaaqwt@163.com