

doi: 10.7690/bgzd.2024.02.019

基于 Multisim 飞机纵向操纵系统力臂调节性能仿真

张元峰, 于春风, 王 赛

(海军航空大学青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: 针对飞机纵向操纵系统力臂自动调节装置调节性能的主要影响因素, 开展仿真分析。通过分析力臂调节规律中阶梯型迟滞误差的阶梯大小和回线宽度对力臂调节的准确性及工作可靠性影响机理, 研究力臂控制电路中不同匹配电阻对力臂调节性能影响规律。分析结果表明: 阶梯误差宽度随差动放大电路的共射极电阻增大而减小, 能降低系统调节的准确性, 同时力臂电机在总行程内的工作次数减少; 回线电压随施密特触发电路调节电阻增大而增大, 进而影响力臂调节的准确性; 维护过程中必须关注控制电路匹配电阻的变化情况, 并根据需要及时进行调整, 保证飞机纵向操纵的安全性。

关键词: 飞机操纵; 力臂调节; 性能仿真; 射极电阻; 调节电阻

中图分类号: V227; TM921 **文献标志码:** A

Performance Simulation of Aircraft Longitudinal Control System Arm Adjustment Based on Multisim

Zhang Yuanfeng, Yu Chunfeng, Wang Sai

(Qingdao Campus, Naval Aviation Engineering University, Qingdao 266041, China)

Abstract: The simulation analysis is carried out for the main factors affecting the adjustment performance of the automatic adjustment device of the aircraft longitudinal control system. By analyzing the influence mechanism of the step size and loop width of the stair-like hysteresis error on the accuracy and reliability of arm regulation, the influence law of different matching resistances in the arm control circuit on the arm regulation performance is studied. The analysis results show that the step error width decreases with the increase of the common emitter resistance of the differential amplifier circuit, which reduces the accuracy of the system regulation, and at the same time, the working times of the force arm motor in the total stroke decreases; the return line voltage increases with the increase of the regulating resistance of the Schmidt trigger circuit, which affects the accuracy of force arm regulation; In the process of maintenance, attention must be paid to the change of the matching resistance of the control circuit, and timely adjustment should be made according to the needs to ensure the safety of aircraft longitudinal control.

Keywords: aircraft control; arm adjustment; performance simulation; emitter resistance; adjusting resistance

0 引言

现代高性能战机的飞行高度和速度变化范围很大, 飞机操纵系统的安全性和可靠性直接关系着飞行安全^[1-5]。以纵向操纵系统为例, 当飞机在不同的高度和速度飞行时, 作用在平尾舵面上的空气作用力不一样; 因此, 要使战机做出同一角度的俯仰动作, 操纵驾驶杆的位移量就应不同。这就要求飞行员必须根据当时飞机实际的高度和速度, 按照一定规律实时改变驾驶杆位移量, 给飞行员带来了很大的操纵困难, 不但使飞行员不易掌握, 甚至容易引发操纵失误, 造成飞行事故^[6-7]。为此, 在传统有杆纵向操纵系统中设置了力臂自动调节装置, 通过实时感应飞机高度和速度的变化自动调节力臂值, 改变驾驶杆同水平尾翼之间的传动比, 使驾驶杆在位

移量相同的条件下, 水平尾翼有不同的偏转角, 进而大大减轻了飞行员的操纵负担。该过程为自动控制过程, 整个过程一旦出现元器件失效或者线路等故障问题, 轻则导致力臂调节次数不符合要求的性能下降问题, 重则导致停臂这一危险性故障, 严重影响飞机飞行安全。因此, 力臂自动调节控制系统工作的准确性及可靠性也成为飞机操纵系统中需关注的一个重要问题。

文献[8-12]对力臂调节装置反调、继电器短路及接触电阻等常见故障进行了一般性分析, 缺乏对力臂工作特性机理的深入分析; 文献[13-17]针对力臂调节装置地面性能检测需求, 提出了力臂地面检测的一般方法及实现方案, 对通过定检工作及及时发现力臂调节器故障起到了重要作用。

收稿日期: 2023-10-18; 修回日期: 2023-11-15

第一作者: 张元峰(1986—), 男, 湖北人, 硕士。

笔者针对力臂调节器性能影响因素多且影响因素分析困难的实际情况,利用 Multisim 仿真软件动态化能够微观展现电路工作特性的优势^[18-24],针对飞机纵向操纵系统力臂自动调节装置的阶梯型迟滞误差及匹配电阻等影响系统调节性能的主要因素开展仿真分析,对辅助飞机维护保障专业一线技术人员开展飞机操纵系统故障定位工作具有重要的指导意义。

1 力臂自动调节过程分析

1.1 力臂自动调节原理

从实现过程看,力臂自动调节过程本质是按偏差进行调节,是一个典型的负反馈控制系统^[25],具体实现原理如图 1 所示。

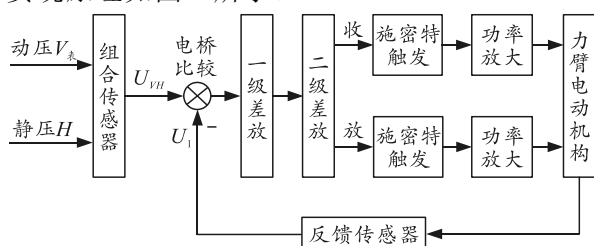


图 1 力臂自动调节电路原理

组合式传感器将输入的动压(表征速度信号)和静压(表征高度信号)综合为一个电信号,按照图 2 所示的给定调节规律输出给力臂值。以某一固定飞行高度为例进行分析,在飞行刚开始升空时,飞行表速 $V_{表}$ 较低,舵面的空气作用力较弱,此时平尾偏转角较大,设计的力臂值也较大;随着 $V_{表}$ 升高,飞机处于亚音速阶段,舵面的空气作用力增强,平尾偏转角随 $V_{表}$ 的增大减小,此时设计的力臂值也逐渐减小;在跨音速阶段,飞机的静安定性增强,升力系数减小,平尾效能降低,在二者相反因素作用下,平尾偏转角基本不变,即设计的力臂值也保持不变。两级差分放大电路作用是对电桥输出的微弱信号放大,并反映输入电压的极性,以控制力臂电机 2 个方向工作,同时还要解决零点漂移问题;触发器具有类似继电器吸合和释放特点的“继电”特性,以实现将第二级差放输出的直流缓变信号转变为开关信号,保证后级有可靠的工作状态;功率放大电路用于提高后级执行电机的驱动功率。

1.2 力臂自动调节误差分析

根据图 1 所示的力臂自动调节原理,施密特触发器电路具有回差特性,也称为继电特性,即正向和反向施密特触发器都具有一定的接通电压和断开

电压,从而存在不灵敏区,导致实际力臂装置并不完全按照理想调节规律工作,而是断续工作,如图 2 所示的实际调节规律;因此,系统实现的调节规律具有阶梯型迟滞回线的特点。例如,在同一高度下,当 $V_{表}$ 增大或减小时,力臂实际值和给定值存在一定误差,称为阶梯形迟滞误差。

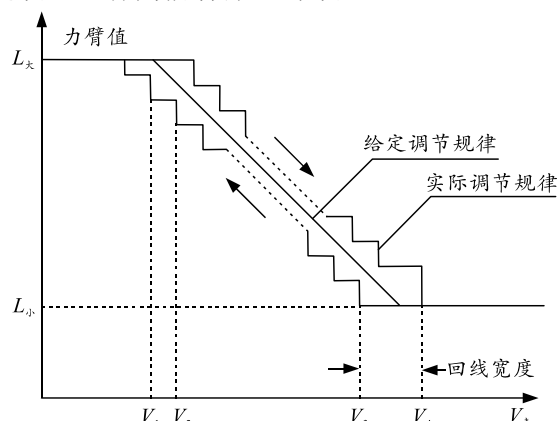


图 2 固定飞行高度下的力臂调节规律

阶梯型迟滞误差包括阶梯的大小和回线的宽度。阶梯的大小影响力臂调节的工作次数。阶梯误差越大,表示需较大表速或高度的变化量才能使力臂调节一次,由于力臂的全行程一定,力臂从一个极限到另一个极限断续工作的次数就减少,系统调节不准确;阶梯误差越小,表示准确性好,但每次调节力臂变化量小,装置工作次数增多,电机工作过于频繁,导致力臂电机一直在不停地工作,这本身就是对电机的一个持续性消耗,增加了电机的磨损,导致控制系统可靠性降低。研究阶梯大小的影响因素对保证电机可靠工作具有重要意义。回线的宽度影响力臂调节的准确性和稳定性。迟滞回线就是当 $V_{表}$ 由连续增大转为连续减小或由减小转为增大时,在某一速度范围内(如 $V_4 \sim V_3$),但力臂不调节。

2 阶梯误差对调节性能影响研究

通过改变两级差分放大电路的共射极电阻,研究阶梯误差对力臂调节准确性的影响。搭建两级差分仿真电路,如图 3 所示。 BG_1 和 BG_2 组成第一级差放,稳压管 D_1 、二极管 D_2 和 D_3 为 R_{11} 与三极管 BG_3 组成的恒流源电路提供了基极基准电压,实现恒流以抑制温漂。第二级差放电路由 PNP 型 BG_4 、 BG_5 和负载电阻 R_{15} 、 R_{16} 组成。输入信号经放大后由 BG_4 的集电极 E 点和 BG_5 的集电极 F 点分别对地单端输出至下级施密特触发电路。

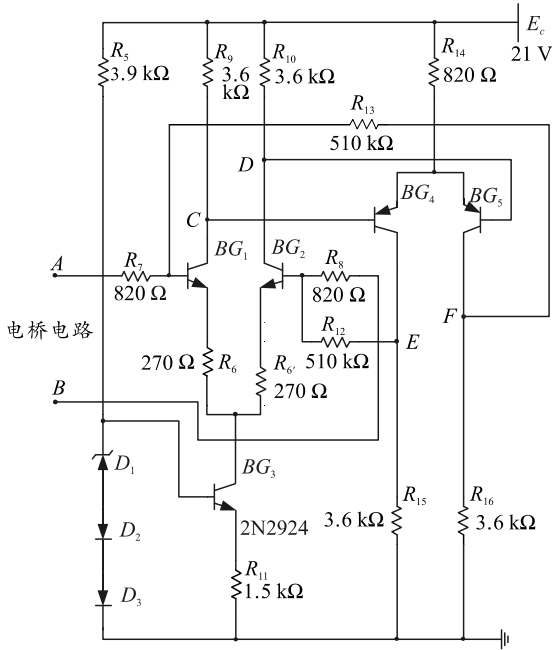


图 3 两级差分放大电路

根据调节规律，在原有阶梯误差下，动静压传感器阻值变化量要达到一定变化量 ΔR_x ，施密特触发器才会翻转，电机才会工作。在 $\Delta R_x=14.16 \Omega$ 给定条件下，在两级差分放大器中，依次改变第一级差放电路 BG_3 的射极电阻 R_{11} ，使得 R_{11} 分别为 1.1、1.4 和 1.6 k Ω ，得到敏感电桥敏感点 A 点电位 U_A 及第二级差放输出电位 U_E ，分别如图 4—6 所示。

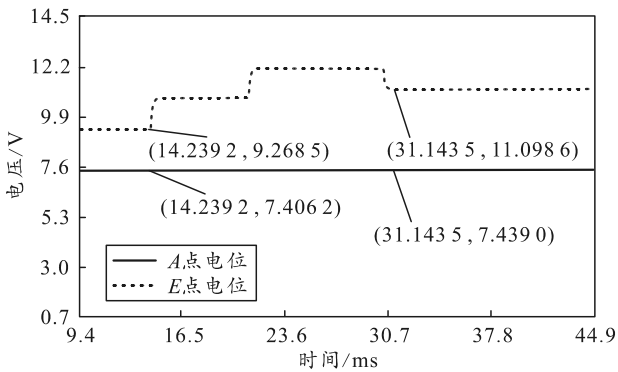


图 4 $R_{11}=1.1 \text{ k}\Omega$ 时电桥敏感点及差放输出电位

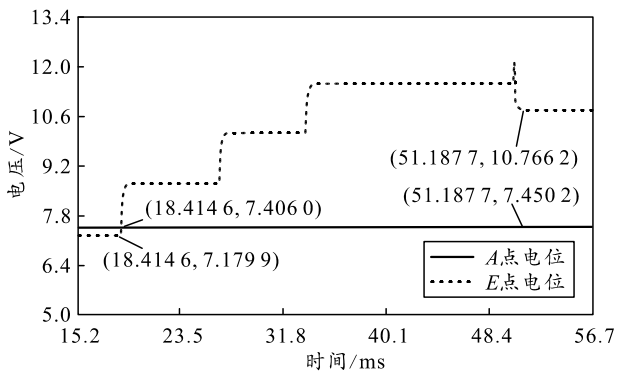


图 5 $R_{11}=1.4 \text{ k}\Omega$ 时电桥敏感点及差放输出电位

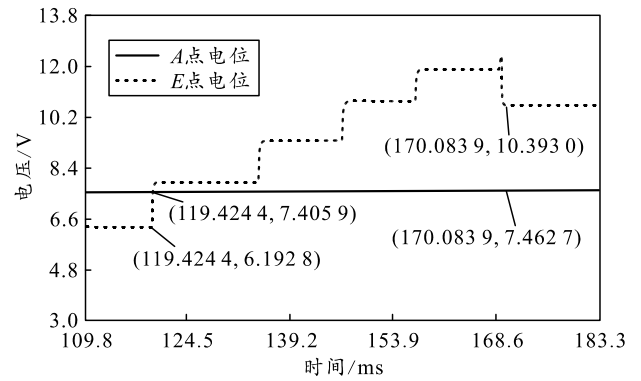


图 6 $R_{11}=1.6 \text{ k}\Omega$ 时电桥敏感点及差放输出电位

根据图 4—6，改变第一级差放电路放大三极管 BG_3 的共射极电阻 R_{11} 时，电桥敏感点 A 点电位 U_A 及第二级差放的输出及电机的工作情况如表 1 所示。

表 1 改变射极电阻 R_{11} 时力臂电机工作情况

射极电阻 $R_{11}/\text{k}\Omega$	电桥电阻变化 $\Delta R_x/\Omega$	A 点电位 U_A/V	E 点电位 U_E/V	电机工作情况
1.1	0	7.41	9.27	不工作
1.1	14.16	7.44	11.10	向大臂运动
1.4	0	7.41	7.18	不工作
1.4	18.88	7.45	10.77	向大臂运动
1.6	0	7.40	6.19	不工作
1.6	23.60	7.46	10.39	向大臂运动

由上表可知，增大 R_{11} ，E 点电位 U_E 减小，在施密特触发电路导通电压 $U_{通}$ 一定情况下， U_E 和 $U_{通}$ 之间的差值增大，阶梯误差宽度增大，调节的准确性降低，同时力臂电机在总行程内工作次数减少。

同理，依次增大二级差放三极管 BG_4 和 BG_5 的共射极电阻 R_{14} 阻值，使得 R_{14} 分别为 0.56、0.70 和 0.90 k Ω ，得到敏感电桥敏感点 A 点电位 U_A 及第二级差放输出电位 U_E ，分别如图 7—9 所示。根据图 7—9 的变化规律分析，改变第二级差放电路 BG_4 和 BG_5 的共射极电阻 R_{14} 时，电桥敏感点 A 点电位及第二级差放的输出及电机的工作情况，如表 2 所示。

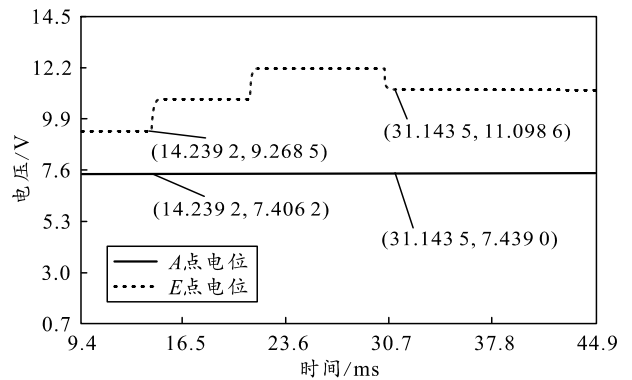


图 7 $R_{14}=0.56 \text{ k}\Omega$ 时电桥敏感点及差放输出电位

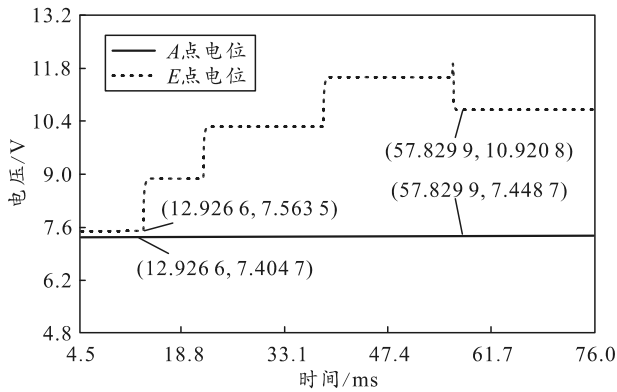


图 8 $R_{14}=0.7\text{ k}\Omega$ 时电桥敏感点及差放输出电位

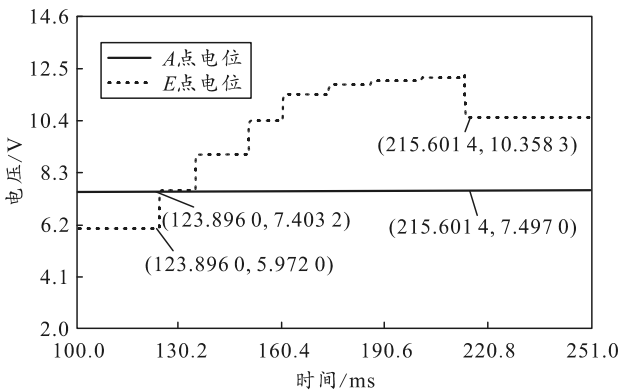


图 9 $R_{14}=0.9\text{ k}\Omega$ 时电桥敏感点及差放输出电位

表 2 改变射极电阻 R_{14} 时力臂电机工作情况

射极电阻 $R_{14}/\text{k}\Omega$	电桥电阻变化 $\Delta R_x/\Omega$	A 点电位 U_A/V	E 点电位 U_E/V	电机工作情况
0.56	0	7.40	9.27	不工作
0.56	14.16	7.43	11.10	向大臂运动
0.70	0	7.40	7.56	不工作
0.70	18.88	7.45	10.92	向大臂运动
0.90	0	7.40	5.97	不工作
0.90	37.76	7.50	10.36	向大臂运动

由上表可知，增大 R_{14} ，使得 U_E 减小，在施密特触发电路导通电压 $U_{通}$ 一定情况下， U_E 和 $U_{通}$ 之间的差值增大，阶梯误差宽度增大，调节的准确性降低，同时力臂电机在总行程内的工作次数减少。

3 迟滞回线对调节性能影响研究

施密特触发电路的回差特性是产生迟滞误差的原因。回差数值的选择，关键在调整翻转电压 $U_{通}$ 和回转电压 $U_{断}$ 的数值。搭建施密特触发仿真电路如图 10 所示。

当无失调信号输入电桥时，第二级差放的输出电压 U_E 虽高于稳压管 CW 的稳定电压 U_Z ，但仅能使稳压管 CW 于微导通状态，并有一电压加在 BG_1 管的基极上。由于此时施密特电路输出低电平， BG_2 处于饱和和导通状态，所以共射电阻 R_e 的电压较高，使 BG_1 的基-射为反向偏置， BG_1 仍处于截止状态。

只有当一定大小的失调信号输入电桥，二级差放 U_E 的输出增大到一定数值后(等于稳压管 CW 稳定电压、二极管 D 的正向压降、射极电阻压降及足以使 BG_1 导通的基-射电压之和)，才能由截止跃变为导通，导致施密特电路输出高电平。

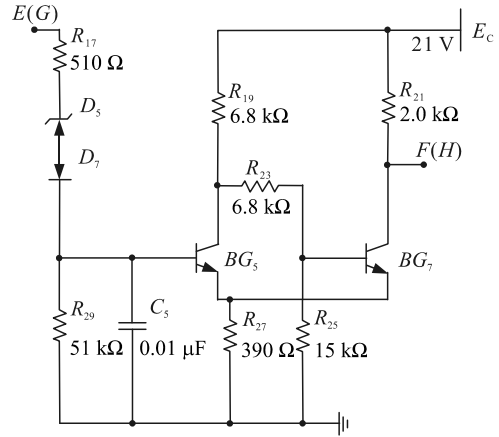


图 10 施密特触发电路(以小臂为例)

施密特触发电路的接通电压 $U_{通}$ 要比断开电压 $U_{断}$ 大的原因是为使施密特触发器具有 2 种稳定可靠的工作状态，在电路设计上应使得：当电路输出低电平时， BG_2 管处于深度饱和状态；当电路输出高电平时， BG_2 管处于深度截止状态。

根据电路关系，得到如下方程组：

$$I_R = \frac{U_{c1}}{R_1 + R_2}; \quad \frac{E_c - U_{c1}}{R_{c1}} - I_R = \frac{U_e}{R_e}; \quad U_{b2} = \frac{R_1}{R_1 + R_2} U_{c1} \quad (1)$$

推导得到：

$$U_{断} = \left(\frac{R_e}{R_{c1}} E_c + U_{ber} \right) / \left(1 + \frac{R_e}{R_2} + \left(\frac{R_1 + R_2}{R_2} \right) \frac{R_e}{R_{c1}} \right); \quad (2)$$

$$U_{通} = \frac{(R_e/R_{c1} + R_e/R_{c2}) E_c + U_{ber}}{1 + R_e/R_2 + ((R_1 + R_2)/R_2) R_e/R_{c1} + R_e/R_{c2}} \quad (3)$$

从上述 $U_{通}$ 和 $U_{断}$ 的公式可知，同时影响 $U_{通}$ 和 $U_{断}$ 的参数很多，如供电电压 E_C 及各类电阻 R_e 、 R_{C1} 、 R_1 和 R_2 等，但 R_{C2} 只影响 $U_{通}$ 而不影响 $U_{断}$ 。虽然影响回差电压 $\Delta U_{回} = U_{通} - U_{断}$ 的参数很多，但最有效的是通过 R_{C2} 改变负载电阻的阻值。因为， $U_{断}$ 是 BG_2 管处于临界截止时的输入电压，此时 R_{C2} 没有电流流过，所以 R_{C2} 大小不会影响 $U_{断}$ 数值，而 $U_{通}$ 是 BG_2 管处于临界饱和时的输入电压， R_{C2} 增大就意味着 I_{C2} 减小，即 I_e 减小，射极电位 U_e 降低，因而可使 $U_{通}$ 减小。增大 R_{C2} 阻值， $U_{通}$ 减小，回差减小；减小 R_{C2} 阻值，则回差增大。此处，将 R_{C2} 的阻值从 $2\text{ k}\Omega$ 增大到 $2.5\text{ k}\Omega$ ，得到施密特触发器的接通电压 $U_{通}$ 和断开电压 $U_{断}$ 的变化如图 11 和 12 所示。

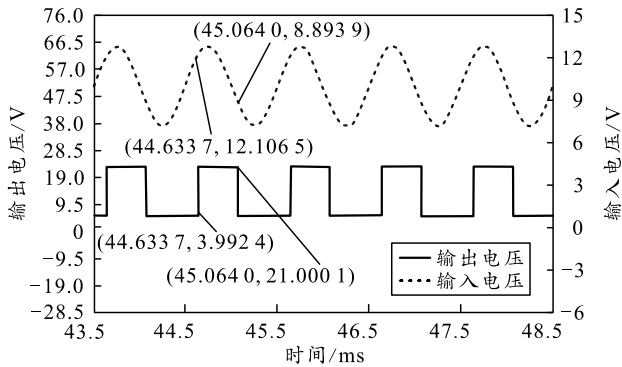


图 11 $R_{C2}=2\text{ k}\Omega$ 时施密特触发电路输出电压

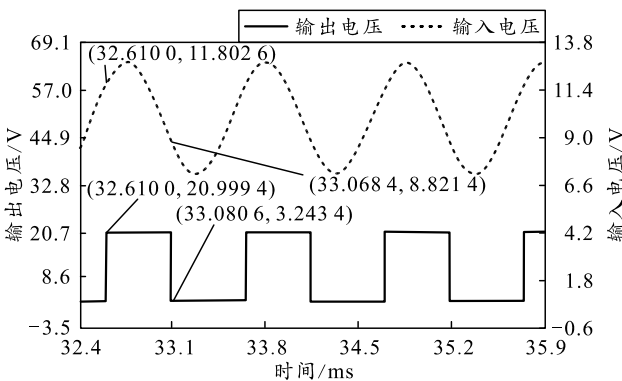


图 12 $R_{C2}=2.5\text{ k}\Omega$ 时施密特触发电路输出电压

由图 11 和 12 可知, 在改变电阻 R_{C2} 时, 导通电压 $U_{通}$ 由 12.10 V 降低到 11.80 V, 导通电压降低, 回差 $\Delta U_{回}$ 减小; 减小 R_{C2} 的阻值, 回差增大。力臂调节系统的静特性回线宽度过大时, 在回差数值一定的条件下, 则需要减小施密特触发器的翻转电压, 以缩小反向不灵敏区的宽度。这时, 可根据电路情况选择负载电阻 R_{C1} 、共射电阻 R_e 、偏压电阻 R_1 和 R_2 中的一个或几个进行调整。调整时, 可先使 $U_{通}$ 和 $U_{断}$ 都降下来, 然后再适当调整 R_{C2} 使回差数值保持不变, 从而缩小反向不灵敏区的宽度, 而正向不灵敏区不变, 保证了控制系统调节的准确性及合适的工作次数。

4 结束语

通过计算机仿真软件开展飞机纵向操纵系统力臂调节性能仿真分析。结果表明, 增大二级差动放大电路射极电阻, 放大电路输出电压减小, 在施密特触发电路导通电压一定情况下, 放大电路输出电压和导通电压之间的差值增大, 阶梯误差宽度增大, 调节的准确性降低, 同时力臂电机在总行程内的工作次数减少; 减小施密特触发电路调整电阻, 回差电压增大。在实际维护工作中, 需及时关注控制电路匹配电阻的变化情况, 并根据需要及时调整, 保证飞机纵向操纵的安全性。

参考文献:

- [1] 徐军. 飞机自动飞行控制系统[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2020: 1-10.
- [2] 张汝麟. 现代飞机飞行控制系统工程[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2015: 56-63.
- [3] 张沛帆, 傅嘉伟. 飞机操纵系统沿革和展望[J]. 硅谷, 2011(12): 23, 74.
- [4] 蔡军, 张龙军. 飞机操纵系统的发展及电传操纵技术[J]. 运输机工程, 2005(6): 21-25.
- [5] 谢华, 魏自明. 飞机操纵系统的发展与飞行安全[J]. 中国安全科学学报, 2000, 10(4): 59-63.
- [6] 邱岳恒, 赵鹏轩, 高亚奎, 等. 飞机操纵面故障诊断及其性能评估[J]. 力学与实践, 2014, 36(5): 590-597.
- [7] 王发威, 董新民, 陈勇, 等. 多操纵面飞机舵面损伤的快速故障诊断[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2350-2360.
- [8] 孙波. 力臂调节装置反调的成因及启示[J]. 甘肃科技纵横, 2020, 49(8): 44-46.
- [9] 栾日涛, 孙波. 力臂调节装置故障分析与改进[J]. 甘肃科技纵横, 2014, 43(1): 34-36.
- [10] 李尔效. 力臂调节装置故障分析及改进[J]. 航空维修与工程, 2009(4): 83-84.
- [11] 郭振耀, 桑龙. 某型力臂调节装置控制盒固态继电器短路故障分析及解决方法[J]. 航空维修与工程, 2010(3): 80.
- [12] 杨文杰, 张圣元, 邹先敬. 力臂控制盒负线接触电阻对工作次数的影响[J]. 西安航空技术高等专科学校学报, 2012, 30(5): 3-5.
- [13] 王文良, 杨文杰. 力臂自动调节系统故障监控系统设计[J]. 计算技术与自动化, 2003, 22(z1): 279-282.
- [14] 葛运鹏, 王加明, 刘硕, 等. 飞机操纵系统状态监测与故障分析[J]. 科学与财富, 2020, 12(30): 216.
- [15] 李振水, 支超有, 李霞. 基于 RS-485 总线的飞机操纵特性检测系统的设计与实现[J]. 测控技术, 2003, 22(3): 57-59.
- [16] 张芝贤, 王明贺, 张正吉, 等. 某型歼击机操纵性能地面检测评估系统设计[J]. 微型机与应用, 2009, 28(22): 63-65.
- [17] 杨文杰, 张圣元, 邹涛. 力臂自动调节装置智能综合测试系统的设计[J]. 西安航空技术高等专科学校学报, 2012, 30(3): 15-17.
- [18] 张元峰, 吴正东, 于春风. 基于 Multisim 飞机直接电力起动电气性能仿真分析[J]. 制造业自动化, 2017, 39(12): 118-120.
- [19] 张元峰, 骆彬, 于春风. 基于 Multisim 飞机直接电力起动电路仿真研究[J]. 自动化技术与应用, 2018, 37(8): 107-111.