

DC Loads Stability Research Based on VIENNA Rectifier in More-Electric Aircraft*

CHEN Yusheng, XIAO Lingfei*, DING Runze

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Considering the high-power mutation, energy feedback and constant power characteristic of More-electric aircraft loads, a novel DC power supply method based on VIENNA rectifier was proposed to deal with the robust stability problem of DC loads. Considering the influence of external disturbance and unmodeled dynamics, sliding mode controller combining disturbance observer was designed to observe the state and estimate the disturbance so the robust stability of DC power bus can be achieved. Simulation results show that the proposed method improves the response speed and the robustness of the DC power system.

Key words: more-electric aircraft; VIENNA rectifier; sliding mode control; disturbance observer

EEACC: 1210 doi: 10.3969/j.issn.1005-9490.2019.02.030

基于 VIENNA 整流器的多电飞机直流负载稳定研究*

陈玉升, 肖玲斐*, 丁润泽

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对多电飞机负载的大功率突变、能量回馈以及恒功率特性, 考虑飞机直流母线负载鲁棒稳定问题, 提出一种新颖的基于 VIENNA 整流器的直流母线供电方法。考虑到外界干扰和未建模动态对系统的影响, 利用干扰观测器, 结合滑模控制方法, 实现了对状态的观测和对干扰的估计, 获得了适用于 VIENNA 整流器的滑模控制器, 保证了直流母线鲁棒稳定。仿真结果表明: 相比于传统供电方法, 所提供供电方法提高了母线电压响应速度, 增强了系统鲁棒性。

关键词: 多电飞机; VIENNA 整流器; 滑模控制; 干扰观测器

中图分类号: TM461

文献标识码: A

文章编号: 1005-9490(2019)02-0422-05

多电飞机中的典型多电负载包括机电作动器(EHA)、电动静液作动器(EMA)、电动燃油泵等。这些负载使用电能作为二次能源代替传统的机械能、液压能和气压能。多电负载的大规模使用对多电飞机的电力系统提出了很大的挑战。一方面, 多电负载具有大功率突变特性, 以电动机作为动力来源, 在启动阶段, 其瞬时功率通常在稳态功率的数倍, 对电网造成巨大的功率冲击; 另一方面, 多电负载还存在能量回馈特性, 电动机在制动的过程中, 会在自身惯性的作用下将滞存的机械能转化为电能重新注入电网。并且大多数的多电负载为恒功率负载, 具有负阻抗特性, 在恒功率的条件下是一个正反馈系统, 当其工作电压发生小扰动, 负载会不断偏离额定工作条件, 导致供电系统的不稳定。

传统的供电方法以变压整流器(TRU)和自耦变压整流器(ATRU)作为 AC/DC 变换器将发电机输出的交流电整流为直流电供负载使用^[1], 其整流效果的好坏依赖于脉波的数量, 从而导致 AC/DC 变换器的体积重量变大, 这对提高供电效率来说是不利的; 其次, ATRU 为单向能量传输装置, 无法吸收负载制动回馈的能量, 从而导致直流母线电压的升高; 最后, 该电压调节方法是控制发电机的励磁电流, 由于整个电压调节过程存在着时间上的滞后, 因此该方法响应速度和鲁棒性均不理想。

针对上述不足, 国内外很多学者提出了不同的改进方法。文献[2]研究了直流微网中恒功率负载的动态和稳态特性, 文献[3]针对多电飞机的电力系统, 通过补偿策略增加系统阻容性负载, 减少恒功

项目来源: 中央高校基本科研基金(NS2016027); 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20170219; kfj20170211); 国家自然科学基金项目(51876089); 工业控制技术国家重点实验室开放基金(ICT1800374)

收稿日期: 2018-04-06 **修改日期:** 2018-06-20

率负载导致的电压振荡。文献[4]研究具有双级 LC 滤波器的恒功率负载系统的稳定性,建立基于混合势函数理论的数学模型,推导得到系统在大扰动条件下的稳定性判据。文献[5]提出采用负阻抗补偿法来解决电力作动器系统的稳定性问题,并且进行补偿器设计方法的研究。上述文献均是从负载入手,考虑负载变化对供电系统稳定性的影响,但是对供电系统本身并没有提出改进。文献[6-7]提出了采用超级电容对多电飞机高压直流母线进行能量管理,文献[8]分析了直流微网中母线电压对直流负载的影响。文献[9]在多电飞机电网中加入了储能系统调节电网电压、确保用电负载和电源间功率平衡。文献[10]提出一种基于可变电阻的超级电容建模方法。上述文献的贡献在于通过施加储能系统对直流侧电压进行实时地补偿,该方法的原理是将直流侧电压控制在一定的边界,可以发现,边界越小直流母线电压的稳定性越好,但是带来的问题是储能系统需要频繁的启动和停止,也就是频繁的充放电,这将会导致电池组的使用寿命缩短,甚至发生安全事故。若边界过大,则直流母线电压的波动较大,无法保证多电负载的稳定工作。

本文针对多电飞机负载稳定问题,提出了一种基于 VIENNA 整流器的新型供电方法,为了改善直流母线电压响应速度慢、鲁棒性不强的问题,提出了基于非线性干扰观测器的 VIENNA 整流器滑模控制方法,并与传统直流供电系法进行了比较。

1 VIENNA 整流器控制系统设计

VIENNA 整流器是一个高度耦合的、强非线性的系统,因此其控制系统的设计需要考虑到以下的

几个方面:首先,多电负载具有大功率突变、能量回馈以及恒功率特性,如何保证直流母线在复杂负载情况下的稳定就显得尤为重要;其次,多电飞机的工作环境极其恶劣,外部干扰多且不确定性强,特殊的工作环境决定了其必须具有高度的可靠性;最后,当直流母线电压出现波动时,如何保证其响应的快速性和鲁棒性也是极其重要的。考虑到上述的要求,VIENNA 整流器控制系统的设计需要以直流母线电压的响应速度和鲁棒性为主要的性能指标。

目前的研究成果虽然对传统供电方法进行了改进,但是对系统的响应速度和鲁棒性研究较少。针对这个问题,本节采用 VIENNA 整流器进行多电飞机 AC/DC 变换器的设计。文献[11]对 VIENNA 整流器在多电飞机上的应用进行了比较评估,结果表明 VIENNA 整流器是最具有优势的方法。在 VIENNA 整流器的控制系统设计中,一般采用双环控制,即电压外环和电流内环。对于电压外环,PI 控制器是技术最成熟,应用最广泛的一种调节方法,其原理是通过调节指令电流的幅值来实现直流侧电压的控制。但是由于 PI 控制器的参数为常数且较敏感,当施加外界干扰或者负载变化时,VIENNA 整流器存在抗扰性差,响应速度慢等问题。文献[12-13]提出了采用滑模控制器来解决这个问题,滑模控制器具有与对象参数和扰动无关的特性,满足提高母线电压响应速度和鲁棒性的要求。因此,本节提出的控制策略是基于干扰观测器的滑模控制,当负载变化时能保证响应的快速性,此外,采用干扰观测器将系统未建模动态和外界干扰估计出来,作为补偿项对输入进行修正,提高系统的鲁棒性。本文所提 VIENNA 整流器控制系统的原理图如图 1 所示。

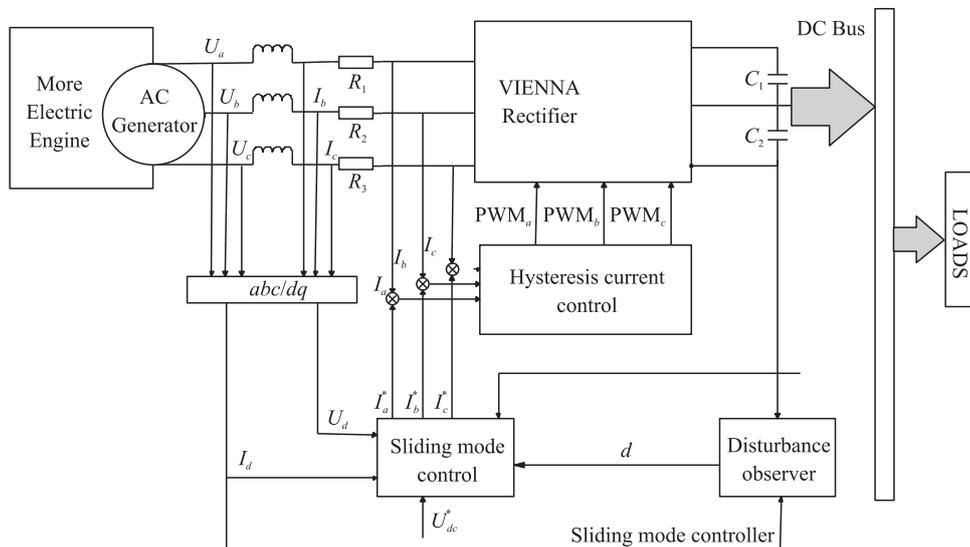


图 1 航空用 VIENNA 整流器滑模控制原理图

2 VIENNA 整流器数学模型及控制方案设计

2.1 VIENNA 整流器数学模型

图 2 所示为 VIENNA 整流器拓扑结构,该电路由 3 个升压电感、3 个电路等效电阻、6 个 IGBT、12 个二极管以及两个输出电容等构成。其中 E_a 、 E_b 、 E_c 分别为三相输入电源, U_a 、 U_b 、 U_c 为交流侧输入电压, i_a 、 i_b 、 i_c 为输入电流, R 为电路等效电阻, U_{c1} 、 U_{c2} 分别为直流侧电容 C_1 、 C_2 的电压, 输出负载为 R_l , U_{dc} 为输出电压。

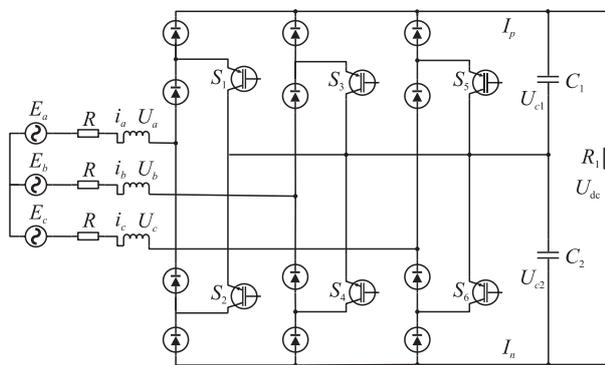


图 2 VIENNA 整流器主电路

若假设三相输入电源系统是平衡的,则可以假设 $C_1=C_2=C$, 此时有 $U_{c1}=U_{c2}=0.5U_{dc}$, 则 VIENNA 整流器在两相旋转坐标系 (dq) 下的数学模型为:

$$\begin{cases} L \frac{di_d}{dt} - \omega Li_q + Ri_d = U_d - \left(\frac{1-S_d}{2}\right) K_d U_{dc} \\ L \frac{di_q}{dt} + \omega Li_d + Ri_q = U_q - \left(\frac{1-S_q}{2}\right) K_q U_{dc} \\ C \frac{dU_{dc}}{dt} = \frac{3}{2} [(1-S_q) K_q i_q + (1-S_d) K_d i_d] - 2 \frac{U_{dc}}{R_l} \end{cases} \quad (1)$$

式中: i_d 、 i_q 为 dq 坐标系下的网侧电流, U_d 、 U_q 为网侧电压在 dq 坐标系下的变量, S_d 、 S_q 为开关函数 S_a 、 S_b 、 S_c 在 dq 坐标系下的变量, K_d 、 K_q 为 $\text{sign}(E_a)$ 、 $\text{sign}(E_b)$ 、 $\text{sign}(E_c)$ 在 dq 坐标系下的变量, 其中 sign 为符号函数。

2.2 干扰观测器设计

对于 VIENNA 整流器来说, 干扰信号主要包括外部环境变化导致的电压波动, 多电负载变化导致的电压波动以及电路元器件老化造成的干扰, 上述干扰除了多电负载变化之外, 外部环境变化以及电路元器件老化造成的干扰是不可测量的, 如果能将这些不可测量的干扰估计出来, 在控制端作为输入对控制量进行修正, 将会大大提高系统的鲁棒性。

由式(1)可知, 在系统达到稳定之后有 $i_q=0$,

$i_d=\text{const}$, $U_q=0$, $U_{dc}=\text{const}$, 将其代入式(1)整理得:

$$\left(\frac{1-S_d}{2}\right) K_d = \frac{U_d - Ri_d}{U_{dc}} \quad (2)$$

$$\frac{dU_{dc}}{dt} = \frac{3(U_d - Ri_d)i_d}{CU_{dc}} - \frac{2U_{dc}}{CR_l} \quad (3)$$

考虑扰动的情况下, 式(3)可以整理为:

$$\frac{dU_{dc}^2}{dt} = \frac{6(U_d - Ri_d)i_d}{C} - \frac{4U_{dc}^2}{CR_l} + d \quad (4)$$

式中: $U_{dc}^2=x$ 为状态量, i_d 为输入, d 为干扰。考虑如下的干扰观测器^[14]:

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}} = w_1(\hat{x} - x) \\ \dot{\hat{x}} = -\frac{4x}{CR_l} + \frac{6(U_d - Ri_d)i_d}{C} - \hat{d} - w_2(\hat{x} - x) \end{cases} \quad (5)$$

式中: \hat{d} 为对 d 的估计, \hat{x} 为对 x 的估计, w_1 、 w_2 为增益系数。由上述观测器可见, 系统根据原状态变量与重构状态变量之间的误差获得干扰信号的跟踪速度, 从而将跟踪误差控制在比较小的范围内。

2.3 带干扰观测器的滑模控制器设计

由滑模控制原理可知, 滑模运动包括趋近运动和滑模运动。滑模可达性条件仅能保证系统由任意位置在有限时间内到达切换面, 而对趋近运动的具体轨迹未作要求, 因此合理地趋近律设计可以有效地提高系统运动的动态品质。为了使直流母线电压快速地达到指令值, 本节设计了一种指数趋近律和幂次趋近律相结合的新型趋近律, 当系统远离滑模面时, 主要由幂次项起作用, 使系统快速地趋近于滑模运动, 当系统收敛到滑模面附近时, 由指数项起作用, 以保证系统在快速趋近的同时削弱抖振。

由式(4)可知, 若以输出电压的平方作为状态量, 则电压外环为一个一阶系统, 因此设计滑模面 s 为:

$$s = n(U_{dc}^2 - U_{dc}^{*2}) \quad (6)$$

式中: $n>0$, 趋近律设计为:

$$\dot{s} = -k_1 \text{sgn } s - k_2 s - k_3 |s|^\alpha \text{sgn } s \quad (7)$$

式中: $k_1>0$, $k_2>0$, $k_3>0$, $1>\alpha>0$ 。当系统状态远离滑模面时, 收敛时间主要由幂次项决定, 保证系统响应的快速性, 当系统状态接近滑模面时, 收敛时间主要由指数项决定, 在保证收敛速度的情况下还有效地减弱抖振。其稳定性分析如下:

定义 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (8)$$

对其求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{s}s = s(-k_1 \text{sgn } s - k_2 s - k_3 |s|^\alpha \text{sgn } s) \\ &= -k_1 |s| - k_2 s^2 - k_3 |s|^{\alpha+1} \leq 0 \end{aligned} \quad (9)$$

可见系统的稳定性能得到保证,由于系统在达到稳态时, $i_d = \text{const}$, 将式(7)代入式(4)可得:

$$i_d^* = \frac{C}{6(U_d - Ri_d)} \left(\begin{array}{l} -k_1 \text{sgn}(U_{dc}^2 - U_{dc}^{*2}) - k_2 (U_{dc}^2 - U_{dc}^{*2}) \\ -k_3 n |U_{dc}^2 - U_{dc}^{*2}|^\alpha \text{sgn}(U_{dc}^2 - U_{dc}^{*2}) + \frac{4U_{dc}^2}{CR_l} - d \end{array} \right) \quad (10)$$

上式为基于干扰观测器的滑模控制器, i_d^* 即为电流内环的参考值。

3 仿真分析

为了适应航空机载电源系统的发展要求,美国军方颁布了 MIL-STD-704F^[15] 以保证飞机电源系统的安全可靠运行,其对直流母线的特性作了具体的要求。其对直流母线的要求,如表 1 所示。

表 1 270 V 直流电源标准

| 项目 | 高压直流电源 |
|--------|---------|
| 稳态电压/V | 250~280 |
| 纹波幅值/V | 不超过 6 |

本文基于 MATLAB/Simulink 多电飞机高压直流电力系统仿真平台开展仿真验证研究。仿真内容包括两个部分,一是基于储能系统和基于 VIENNA 整流器的多电飞机直流母线负载稳定性对比仿真;二是基于干扰观测器的滑模控制与无干扰观测器的滑模控制对比仿真。

设置三相输入电压有效值为 115 V,频率为 400 Hz,直流侧输出参考电压为 270 V,滤波电感设置为 1 mH,滤波电容设置为 3 mF,负载的初始功率设置为 5 kW,在 1 s 时刻突加 5 kW 负载,在 2 s 时刻突减 5 kW 负载。

3.1 基于储能系统和 VIENNA 整流器的多电飞机直流母线负载稳定性对比仿真

图 3 所示为两种供电方法下启动阶段的直流母线电压仿真图,由图 3 可见,基于 ATRU 的供电方法在启动阶段具有短暂的超调,且鲁棒性不强,系统稳定的时间较长,储能系统在启动阶段吸收部分能量,将直流母线电压限制在了 280 V 以下;而基于

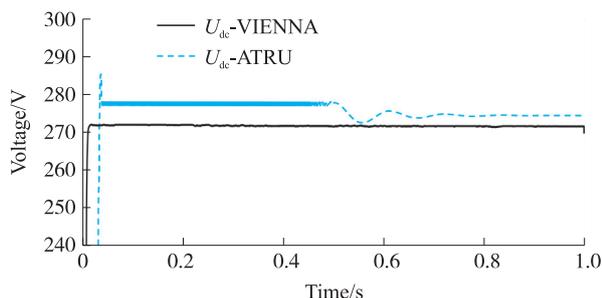


图 3 启动阶段直流母线电压仿真图

VIENNA 整流器的供电方法不论在系统的响应速度还是稳态误差上面都表现出了很大的优势。

图 4 和图 5 所示为负载突变情况下直流母线电压仿真图,由上述两图可见,两种供电方法均有不同程度的电压突变现象,基于 VIENNA 整流器的供电方法在短暂的时间就使电压重新稳定,具有较强的鲁棒性;而基于 ATRU 的供电方法电压调节过程较长,且当储能系统无法补偿负载突变所导致的能量突变时,直流母线电压仍然会突破储能系统所设置的界限,这也是储能系统的缺点之一,若要解决这一问题,势必要增大储能系统的容量,这对提高供电效率来说是不利的。

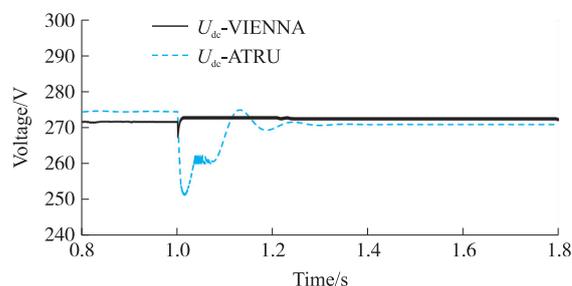


图 4 突加负载下直流母线电压仿真图

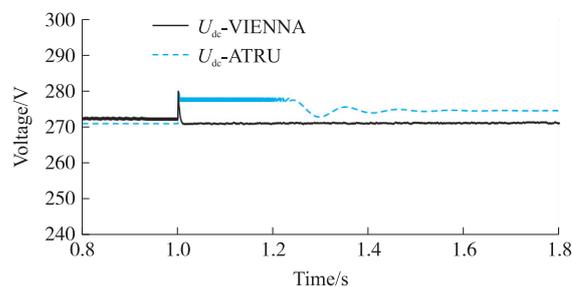


图 5 突减负载下直流母线电压仿真图

图 6 所示为输入电流有效值,由图 6 可见,当负载突变时,输入电流也相应地变化,由于直流母线的电压是不变的,因此输入电流与负载功率是成正比例的。

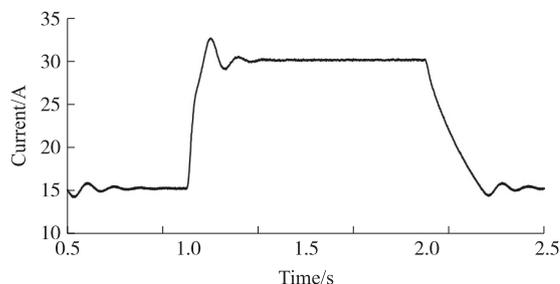


图 6 输入电流有效值仿真图

3.2 有无干扰观测器情况下滑模控制方法对比分析

图 7 所示为有无观测器时滑模控制下直流母线电压仿真图,由图 7 可见,基于干扰观测器的滑模控制能够抑制外界干扰对直流母线电压的影响,具有更强的鲁棒性,同时具有更小的稳态误差。

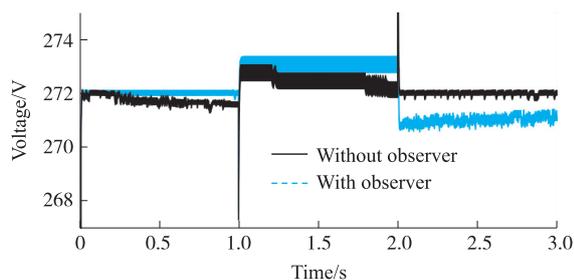


图 7 有无观测器时滑模控制下
直流母线电压仿真图

4 结论

本文分析基于 ATRU 多电飞机直流供电系统的不足,提出了一种基于 VIENNA 整流器的多电飞机直流母线供电方法,并针对多电负载的使用要求,设计了一种基于干扰观测器的滑模控制策略。在 MATLAB/Simulink 环境下搭建了多电飞机直流供电系统的仿真模型,对上述两种供电方法进行了对比分析。仿真结果表明:所提方法在满足 MIL-STD-704F 标准中对高压直流母线的要求下,较传统直流供电系统具有更快的响应速度和鲁棒性。

参考文献:

- [1] 石旭东,徐玉磊,马颖川,等. 飞机直流配电系统负载稳定性仿真研究[J]. 电源技术,2015,39(12):2710-2713.
- [2] Kwasinski A, Onwuchekwa C N. Dynamic Behavior and Stabilization of DC Microgrids with Instantaneous Constant-Power Loads [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2011, 26(3): 822-834.
- [3] Griffo A, Wang J. Large Signal Stability Analysis of 'More Electric' Aircraft Power Systems with Constant Power Loads [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(1): 477-489.
- [4] 刘欣博,周元钧. 具有双级 LC 滤波器的恒功率负载系统在大扰动下的稳定性[J]. 中国电机工程学报,2011,31(27):29-35.
- [5] 王娜,周元钧. 负阻抗补偿法在机电作动器上的研究与应用[J]. 电机与控制学报,2014,18(4):25-30.
- [6] Swierczek J C, Mollet F, Saudemont C, et al. Power Management of a Regenerative Local HVDC Aircraft Network Using Supercapacitors [C]//Power Electronics and Motion Control Conference. IEEE, 2013: LS4a.5-1-LS4a.5-8.
- [7] Fasiuddin M, Budaiwi I, Abdou A. Experimental Validation of Energy Storage System Management Strategies for a Local DC Distribution System of More Electric Aircraft [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2010, 57(12): 3905-3916.
- [8] 张国荣,王新兵,乔龙洋. 直流微网中母线电压对直流负载影响[J]. 电气自动化,2013,35(2):65-67.
- [9] 周迪,周洁敏,姜春燕,等. 多电飞机混合储能系统的模型研究[J]. 航空计算技术,2016,46(2):127-130.
- [10] 索春光,刘士华,张文斌,等. 基于可变电阻的超级电容精确建模方法[J]. 传感技术学报,2015(2):183-187.
- [11] Gong G, Heldwein M L, Drofenik U, et al. Comparative Evaluation of Three-Phase High-Power-Factor AC-DC Converter Concepts for Application in Future More Electric Aircraft [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2004, 52(3): 727-737.
- [12] Hui M, Xie Y. A Novel Dual Closed-Loop Control Strategy Based on Sliding-Mode Variable Structure of Vienna-Type Rectifier [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2015, 30(12): 143-151.
- [13] 马辉,谢运祥,施泽宇,等. Vienna 整流器滑模直接功率及中点电位平衡控制策略[J]. 电机与控制学报,2016,20(8):10-16.
- [14] Chen M, Chen W H. Sliding Mode Control for a Class of Uncertain Nonlinear System Based on Disturbance Observer [J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2010, 24(1): 51-64.
- [15] MIL-STD-704F: Aircraft Electric Power Characteristic [EB/OL]. <http://www.wbdg.org/ccb/-FEDMIL/std704f.pdf>, 2015-04-02.



陈玉升(1992-),男,汉族,山东省枣庄市人,硕士研究生,就读于南京航空航天大学能源与动力学院,主要研究领域为航空多电发动机电源变换器设计及控制, cysnuaa@163.com;



肖玲斐(1982-),女,汉族,湖南省衡阳市人,副教授,硕士研究生导师,工作于南京航空航天大学能源与动力学院,主要研究领域为先进控制理论及其在航空动力系统中的应用, lfxiao@nuaa.edu.cn;



丁润泽(1993-),男,汉族,山东省济南市人,硕士研究生,主要研究领域为航空动力系统控制。