

电力电子化机载电力系统稳定性分析

车延博,徐健梅,刘校坤

(天津大学 智能电网教育部重点实验室,天津 300072)

摘要:多电飞机由于越来越多地采用电能作为能源供给形式,其电力系统的稳定性愈加重要。电力电子技术的发展是推动多电飞机及飞机电力系统技术进步的重要力量之一。同时考虑交直流系统及其相互作用,建立包含发电机、自耦变压整流器、机电作动器在内的多电飞机电力系统平均值模型,力求简单准确且适合系统大扰动稳定性分析的需求;在此基础上,结合混合势函数理论和李雅普诺夫稳定性定理对系统的稳定域进行求解。仿真结果表明,所提出的大扰动稳定性分析方法准确、快速,能灵活分析各类参数对系统稳定性的影响。

关键词:电力电子技术;平均值模型;机载电力系统;混合势函数理论;稳定性分析

中图分类号:TM 712

文献标识码:A

DOI:10.16081/j.issn.1006-6047.2018.06.022

0 引言

当前,世界各国都面临着能源消耗与环境污染的巨大压力,多电飞机由于其效率高、环保效益好的优点,成为国际航空界的研究热点^[1-5]。多电飞机采用电力系统部分取代飞机上原有的液压、气压和机械驱动系统,其二次能源将更多地使用电能。随着多电飞机的发展,飞机上电能需求的急剧上升给飞机电力系统的设计带来了巨大挑战。

飞机电力系统是飞机上电能产生、传输、转换以及消耗等部分的总称,包括飞机电源系统、配电系统和机载用电设备三部分。机载电力系统中广泛采用各类电力电子变换器实现能量的转换与控制,如自耦变压整流器 ATRU (AutoTransformer Rectifier) 和 Buck/Boost 变换器等环节^[6]。另外,多电飞机上大量采用了电力电子装置驱动的用电设备,如飞机操纵系统中的机电作动器等^[7-12]。它们不仅具有时变非线性特征突出,而且彼此之间并联、级联等连接方式复杂,故对多电飞机进行安全性分析时必须考虑各变换器之间的相互作用。由于飞机上电能需求的不断增加,飞机电力系统变得愈加复杂。电力电子驱动的机上用电设备由于控制器的快速响应特性而表现为恒功率负载,其负阻抗特性给系统稳定性带来严重危害。因此,多电飞机电力系统是典型的电力电子化的电力系统,其稳定性分析已成为重要的研究课题,主要包括电力系统的建模与仿真^[13-14]、小扰动以及大扰动稳定性分析等方面。

飞机电力系统建模方法包括状态空间平均法、 dq 变换法、平均值方法。状态空间平均模型广泛应用于直流系统及单相交流系统中电力电子变换器的分析^[15-17],适用于飞机电力系统的快速仿真,但用于

系统稳定性分析时模型较为复杂^[18]。 dq 变换法能够建立电力电子变换器的时变变压器模型,适用于仿真分析和系统小扰动稳定性分析,国外已初步形成实用的分析工具^[19-23],用来分析飞机交直流混合电力系统,但对变压整流器等环节建模相对较复杂。平均值模型能建立单相或三相整流器的直流电源模型,其模型相对简单且精度较高,不仅适用于快速仿真分析,也适用于系统大扰动稳定性分析^[24]。

飞机电力系统稳定性分析目前主要集中在小扰动稳定性分析领域,但是小扰动稳定性具有一定的局限性,无法对系统的稳定域范围进行定量计算。机载电力系统大扰动稳定性分析目前则主要进行直流系统分析,针对同时考虑交直流系统尚未有简单方便的分析工具。

本文提出了飞机电力系统的平均值建模方法,首次将平均值模型应用于复杂的电力电子化机载电力系统的大信号模型简化,建立了带恒功率负载且同时包含交直流系统的机载电源系统平均值模型。并采用混合势函数理论研究了系统的大扰动稳定性,求解了系统的大扰动稳定运行域,为电力电子化的机载电力系统优化设计提供了借鉴。

1 飞机电力系统建模

飞机电力系统主要包括发电机、自耦变压整流器、直流电力电子变换器、机载用电设备等,其典型结构如图 1 所示。图 1 中, v_{dcECS} 为环境控制系统 (ECS) 中直流电容两端的电压, i_{dcECS} 为直流电流; v_{dcEMA} 为机电作动机构 (EMA) 中直流电容两端的电压, i_{dcEMA} 为直流电流。系统供电母线主要包括 235 V 交流高压母线、270 V 高压直流母线以及 28 V 低压直流母线;机载用电设备主要包括机翼防冰系统 WIPS (Wing Ice Protection System) 中的阻性负载、环境控制系统以及飞机操纵系统中电力电子驱动的调速电动机等。

收稿日期:2017-05-12;修回日期:2018-01-14

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U1533126)

Project supported by the National Natural Science Foundation of China(U1533126)

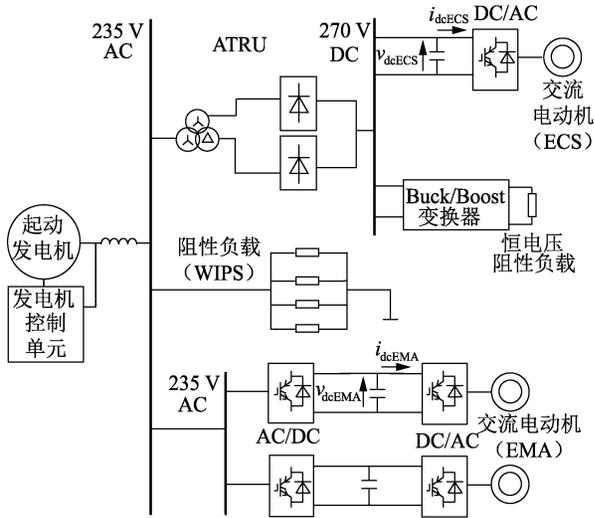


图 1 多电飞机典型结构图

Fig.1 Typical structure of more electric aircraft

为研究飞机电力系统的大扰动稳定性,需对系统进行合理、适当的简化。系统中发电机由于具有良好的电压控制作用,高压交流母线电压较稳定,交流阻性负载和调速电动机负载的影响也可忽略^[18],从而得到飞机电力系统的典型简化结构如图 2 所示。

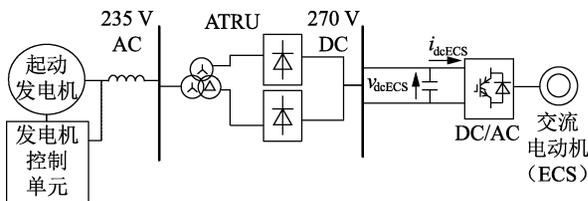


图 2 飞机电力系统的简化结构图

Fig.2 Simplified structure of aircraft electric power system

发电机可以等效为理想电压源;自耦变压整流器采用文献[24]中的平均值模型,电力电子驱动的调速交流电动机等机载用电设备由于控制器的快速响应特性可视作恒功率负载。在上述合理简化的基础上,建立基于平均值模型的飞机电力系统大扰动稳定性分析等效电路,如图 3 所示。

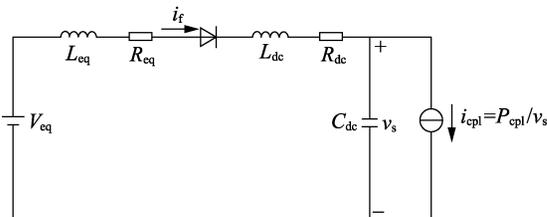


图 3 飞机电力系统大扰动稳定性分析等效电路

Fig.3 Equivalent circuit of aircraft power system for stability analysis under large disturbance

图 3 中, $V_{eq} = \frac{12\sqrt{3}}{\pi} \sin \frac{\pi}{12} V_m$ 为交流电源在直流侧的等效电压源, V_m 为电压幅值; $L_{eq} = 2L_p + L_s$ 为自

耦变压整流器原副边漏感、线路电感等在直流侧的等效电感, L_p 为原边漏感及电源线的电感, L_s 为副边漏感; $R_{eq} = \frac{3\omega}{2\pi} \left[2 \left(1 - \frac{3}{n} \right) L_p + L_s \right]$ 为考虑整流器换相重叠角等因素影响的直流侧等效电阻, $n = 6.464$; L_{dc} 、 R_{dc} 、 C_{dc} 为直流侧滤波器参数; i_f 为流过二极管的电流; v_s 为直流电容 C_{dc} 两端的电压; 用理想电流源 $i_{cpl} = P_{cpl}/v_s$ 表示恒功率负载。

2 基于混合势函数理论的稳定性判据

2.1 混合势函数理论

对于含非线性电感、电容、电阻等元件的电路系统,可以通过构造系统的全局李雅普诺夫型能量函数,结合混合势函数理论中的稳定性判别定理^[25-26],进而研究系统的大扰动稳定性。

混合势函数 P 可以根据系统电路中的元件和拓扑关系得到,其一般形式为:

$$P(\mathbf{i}, \mathbf{v}) = -A(\mathbf{i}) + B(\mathbf{v}) + D(\mathbf{i}, \mathbf{v}) \quad (1)$$

其中, \mathbf{i} 、 \mathbf{v} 分别为电路中的电感电流和电容电压; $A(\mathbf{i})$ 为电路中非储能元件的电流势函数; $B(\mathbf{v})$ 为电路中非储能元件的电压势函数; $D(\mathbf{i}, \mathbf{v}) = \mathbf{i}^T \boldsymbol{\gamma} \mathbf{v}$ 为电路中电容的能量和部分非储能元件的能量, $\boldsymbol{\gamma}$ 为与电路拓扑有关的常数矩阵。

为方便应用混合势函数理论的第三条稳定性定理,重述该定理^[27]如下。

$$\text{令 } P_i = \frac{\partial P(\mathbf{i}, \mathbf{v})}{\partial \mathbf{i}}, P_v = \frac{\partial P(\mathbf{i}, \mathbf{v})}{\partial \mathbf{v}}, \text{ 且 } A_{ii} = \frac{\partial^2 A(\mathbf{i})}{\partial \mathbf{i}^2}, B_{vv} = \frac{\partial^2 B(\mathbf{v})}{\partial \mathbf{v}^2}。 \text{ 构建系统的李雅普诺夫型能量函数:}$$

$$P^*(\mathbf{i}, \mathbf{v}) = \frac{u_1 - u_2}{2} P(\mathbf{i}, \mathbf{v}) + \frac{1}{2} P_i^T L^{-1} P_i + \frac{1}{2} P_v^T C^{-1} P_v \quad (2)$$

其中, L 、 C 分别为电路中电感元件、电容元件的对角矩阵; $u_1 = \min [\lambda(L^{-1/2} A_{ii} L^{-1/2})]$ 为矩阵 $L^{-1/2} A_{ii} L^{-1/2}$ 的最小特征值; $u_2 = \min [\lambda(C^{-1/2} B_{vv} C^{-1/2})]$ 为矩阵 $C^{-1/2} B_{vv} C^{-1/2}$ 的最小特征值。

根据混合势函数稳定性定理^[25],若对所有属于某区域中的 \mathbf{i} 、 \mathbf{v} 均有:

$$u_1 + u_2 > 0$$

且当 $|\mathbf{i}| + |\mathbf{v}| \rightarrow \infty$ 时,有:

$$P^*(\mathbf{i}, \mathbf{v}) \rightarrow \infty \quad (3)$$

即当 $t \rightarrow \infty$,被研究系统的所有解都将趋于稳态工作点,系统最终能够稳定运行。

2.2 系统混合势函数构建

依据图 3 简化的等效电路,得系统状态方程为:

$$L_f di_f/dt = -R_f i_f - v_s + V_{eq} \quad (4)$$

$$C_{dc} dv_s/dt = i_f - P_{cpl}/v_s \quad (5)$$

其中, $L_f = L_{eq} + L_{dc}$, $R_f = R_{eq} + R_{dc}$ 。

电路中非储能元件的电流势函数和电压势函数分别为:

$$A(i_f) = \frac{1}{2} R_f i_f^2 \quad (6)$$

$$B(v_s) = \int_0^{v_s} \frac{P_{cpl}}{v_s} dv_s \quad (7)$$

因此,系统的混合势函数为:

$$P(i_f, v_s) = -\frac{1}{2} R_f i_f^2 + \int_0^{v_s} \frac{P_{cpl}}{v_s} dv_s + i_f (V_{eq} - v_s) \quad (8)$$

根据上述混合势函数稳定性定理,可知:

$$A_{ii} = \frac{\partial^2 A(i_f)}{\partial i_f^2} = \frac{\partial^2 \left(\frac{1}{2} R_f i_f^2 \right)}{\partial i_f^2} = R_f \quad (9)$$

$$B_{vv} = \frac{\partial^2 B(v_s)}{\partial v_s^2} = \frac{\partial^2 \left(\int_0^{v_s} \frac{P_{cpl}}{v_s} dv_s \right)}{\partial v_s^2} = -\frac{P_{cpl}}{v_s^2} \quad (10)$$

由于该系统等效后的电路中仅用一个电感符号 L_f 和一个电容符号 C_{dc} 分别表示等效电感和等效电容,故矩阵 $L^{-1/2} A_{ii} L^{-1/2}$ 和 $C^{-1/2} B_{vv} C^{-1/2}$ 即分别为 $L_f^{-1/2} A_{ii} L_f^{-1/2}$ 和 $C_{dc}^{-1/2} B_{vv} C_{dc}^{-1/2}$,其最小特征值 u_1 、 u_2 分别为:

$$u_1 = R_f/L_f \quad (11)$$

$$u_2 = -P_{cpl}/(C_{dc} v_s^2) \quad (12)$$

根据式(2)和(8),可得系统的全局李雅普诺夫型能量函数为:

$$P^*(i_f, v_s) = \frac{u_1 - u_2}{2} P(i_f, v_s) + \frac{1}{2} \frac{1}{L_f} (V_{eq} - R_f i_f - v_s)^2 + \frac{1}{2} \frac{1}{C_{dc}} \left(\frac{P_{cpl}}{v_s} - i_f \right)^2 \quad (13)$$

由稳定性条件知,系统处于临界稳定时 $u_1 + u_2 = 0$,可得:

$$u_1 = -u_2 = \frac{R_f}{L_f} = \frac{P_{cpl}}{C_{dc} v_s^2} \quad (14)$$

推得临界电压 v_{smin} 为:

$$v_{smin} = \sqrt{\frac{P_{cpl} L_f}{C_{dc} R_f}} \quad (15)$$

将式(15)代入式(13),可得系统的临界能量为:

$$P^*(i_f, v_s) = \min P^*(i_f, v_{smin}) \quad (16)$$

2.3 系统稳定域

根据式(13)所示飞机电力系统等效电路的全局李雅普诺夫型能量函数 $P^*(i_f, v_s)$,绘出其三维图

像及等高图如图4所示。可以看出,系统原点处能量函数最小,因此处于稳定状态,此即系统平衡点;系统偏离平衡点能量函数呈递增状态,可定性判断系统平衡点附近稳定域的存在,且可依据系统能量函数定量求得系统稳定域的范围。

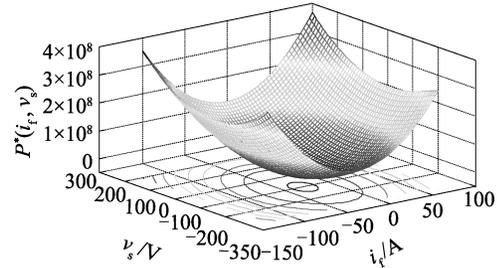


图4 李雅普诺夫能量函数三维图与等高图

Fig.4 Three-dimensional and contour plots of Lyapunov energy function of system

3 仿真结果验证

为验证本文采用平均值方法建立的机载电力系统大信号简化模型求解系统稳定域的可信性,采用混合势函数理论分析进行详细的仿真实验,对建立的稳定域结果进行检验;并在此基础上研究系统不同功率等级、滤波器参数等对系统稳定域的影响。

恒功率负载简化模型的仿真采用图3所示的结构,系统参数如下: $V_m = 162$ V, $f = 400$ Hz, $L_p = 30$ μ H, $L_s = 80$ μ H, $L_{dc} = 50$ μ H, $R_{dc} = 0.5$ Ω , C_{dc} 取 20、60、160 μ F, P_{cpl} 取 0.5、1.5、2.5 kW。

图5为根据混合势函数理论计算所得稳定域边界上某点的典型运行相图与系统变量 (i_f, v_s) 的数值仿真结果。可以看出,经过一段时间,电压 v_s 和电流

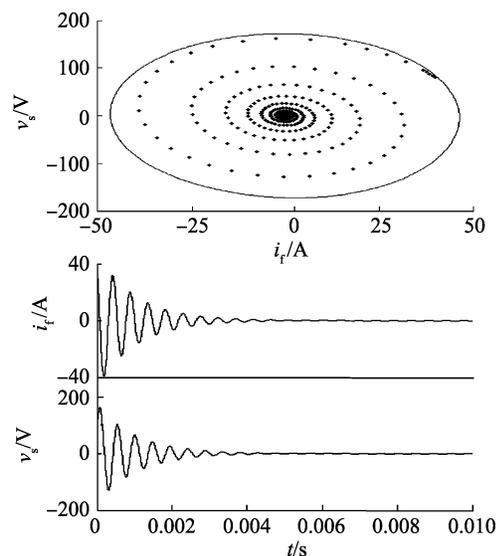


图5 混合势函数稳定域边界点数字仿真结果 ($P_{cpl} = 0.5$ kW, $C_{dc} = 20$ μ F)

Fig.5 Digital simulation result of mixed potential function stability boundary points ($P_{cpl} = 0.5$ kW, $C_{dc} = 20$ μ F)

i_t 都将从稳定域边界逐渐收敛至系统平衡点,此时系统处于稳定状态,验证了稳定域边界的有效性。

采用混合势函数理论研究系统平均值简化模型的大扰动稳定性,计算过程简单、耗时短,能够非常方便地研究不同功率等级、滤波器参数等对系统稳定域的影响。根据混合势函数理论计算出不同负载功率、不同滤波电容时系统稳定域的变化情况如图6所示。可以看出,随着负载功率的增加,系统的稳定域边界逐渐减小,当功率大于3 kW时稳定域边界趋于0,系统将失去稳定;随着滤波电容参数的变化,系统稳定域边界也会发生改变。由此可见混合势函数理论能够非常直观且方便地用于研究系统稳定域随系统参数的变化情况。

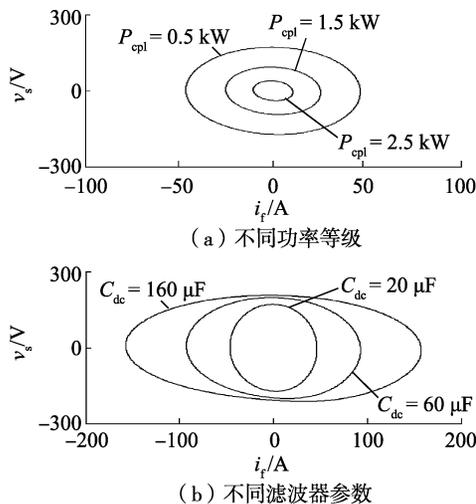


图6 不同功率等级及滤波器参数对系统稳定域的影响

Fig.6 Influence of power levels and filter parameters on system stability region

图7为不同功率等级负载对机载电力系统稳定性影响的时域仿真结果。可以看出,当恒功率负载增加到4 kW时,负载电压 v_s 振荡发散,系统将不能保持稳定。结合图6利用混合势函数理论所计算出的稳定域边界可知:系统能够在一定的功率等级范围内保持稳定;随着恒功率负载的功率增加,系统的稳定域逐渐减小;当负载的功率大于3 kW时,系统的稳定域边界减小并趋于0,在一定范围内与时域仿真结果近似一致。这进一步验证了利用本文提出的系统简化平均值模型对机载电力系统进行大扰动稳定性分析的准确性。

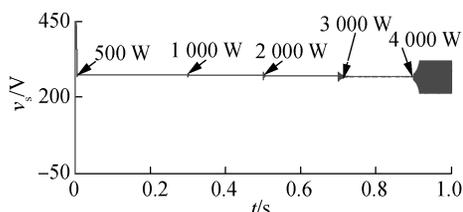


图7 不同功率等级对系统稳定性的影响

Fig.7 Influence of power levels on system stability

4 结论

本文采用平均值方法建立了电力电子化的机载电力系统简化模型,该模型同时考虑了交直流系统及其相互作用,并结合混合势函数理论研究了系统的大扰动稳定性,求解了系统的稳定工作域。分析及仿真结果表明,采用本文提出的平均值建模方法简化的飞机电力系统大信号模型的最大优点在于不需要对高维复杂非线性的电力电子化电力系统进行详细分析,避免了复杂繁琐的求解过程,能够实现对系统快速、准确的稳定性判定。该模型具有结构简单、便于应用等特点,而且适用于研究不同系统功率等级、滤波器参数等对系统大扰动稳定域的影响,这为电力电子化的机载电力系统大扰动稳定性分析与优化设计提供了分析工具。

参考文献:

- [1] WHEELER P, BOZHKO S. The more electric aircraft: technology and challenges [J]. IEEE Electrification Magazine, 2014, 2(4): 6-12.
- [2] GANEV E. Selecting the best electric machines for electrical power-generation systems: high-performance solutions for aerospace more electric architectures [J]. IEEE Electrification Magazine, 2014, 2(4): 13-22.
- [3] CHOL B B. Propulsion power-train simulator; future turboelectric distributed propulsion aircraft [J]. IEEE Electrification Magazine, 2014, 2(4): 23-24.
- [4] RAJASHEKARA K. Power conversion technologies for automotive and aircraft systems [J]. IEEE Electrification Magazine, 2014, 2(2): 50-60.
- [5] SHAW J C, FLETCHER S D A, NORMAN P J, et al. More electric power system concepts for an environmentally responsible aircraft [C] // 47th International Universities Power Engineering Conference. London, UK: IEEE, 2012: 1-6.
- [6] SARLIOGLU B. Advances in AC-DC power conversion topologies for more electric aircraft [C] // IEEE Transportation Electrification Conference and Expo. Dearborn, USA: IEEE, 2012: 1-6.
- [7] GARCIA A, CUSIDO J, ROSERO J A, et al. Reliable electro-mechanical actuators in aircraft [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2008, 23(8): 19-15.
- [8] BENNETT J W, MECROW B C, ATKINSON D J, et al. Safety-critical design of electromechanical actuation systems in commercial aircraft [J]. IET Electric Power Applications, 2011, 5(1): 37-47.
- [9] BENNOUNA O, LANGLOIS N. Development of a fault tolerant control for aircraft electromechanical actuators [C] // Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion. Bologna, Italy: IEEE, 2012: 1-5.
- [10] BENNOUNA O, LANGLOIS N. Modeling and simulation of electro-mechanical actuators for aircraft nacelles [C] // 9th International Symposium on Mechatronics and Its Applications. Amman, Jordan: IEEE, 2013: 1-5.
- [11] ROTTACH M, GERADA C, WHEELER P W. Design optimization of a fault-tolerant PM motor drive for an aerospace actuation application [C] // 7th IET International Conference on Power Electronics, Machines and Drives. Manchester, UK: IEEE, 2014: 1-6.
- [12] CASTELLINI L, ANDREA M D, BORGARELLI N. Analysis and design of a linear electro-mechanical actuator for a high lift system

- [C] // International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion. Ischia, Italy; IEEE, 2014; 243-247.
- [13] JI Y, KUHN M R. Modeling and simulation of large scale power systems in more electric aircraft [C] // IEEE 14th Workshop on Control and Modeling for Power Electronics. Salt Lake City, USA; IEEE, 2013; 1-6.
- [14] TANTAWY A, KOUTSOUKOS X, BISWAS G. Aircraft power generators; hybrid modeling and simulation for fault detection [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48 (1) : 552-571.
- [15] HAN Liqiu, WANG Jiabin, HOWE D. State-space average modeling of 6- and 12-pulse diode rectifiers [C] // 2007 European Conference on Power Electronics and Applications. Aalborg, Denmark; IEEE, 2007; 1-10.
- [16] CHE Yanbo, LIU Guojian, YANG Zhangang, et al. Model of inverter in more electric aircraft based on generalized state space averaging approach [C] // International Conference on Power Electronics Systems & Applications. Hong Kong, China; IEEE, 2015; 1-5.
- [17] YANG Tao, BOZHKO S, LE-PEUVEDIC J, et al. Dynamic phasor modeling of multi-generator variable frequency electrical power systems [J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2016, 31 (1) : 563-571.
- [18] GRIFFIO A, WANG Jiabin. 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.
- [19] AREERAK K N, WU T, BOZHKO S V, et al. Aircraft power system stability study including effect of voltage control and actuators dynamic [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47 (4) : 2574-2589.
- [20] AREERAK K N, BOZHKO S V, ASHER G M, et al. Stability analysis and modeling of AC-DC systems with mixed load using DQ-transformation method [C] // IEEE International Symposium on Industrial Electronics. Cambridge, UK; IEEE, 2008; 19-24.
- [21] HILL C I, AREERAK K, YANG Tao, et al. Automated stability assessment of more electric aircraft electrical power systems [C] // International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles. Aachen, Germany; IEEE, 2015; 1-6.
- [22] WU T, BOZHKO S V, ASHER G M. High speed modeling approach of aircraft electrical power systems under both normal and abnormal scenarios [C] // IEEE International Symposium on Industrial Electronics. Bari, Italy; IEEE, 2010; 870-877.
- [23] YANG Tao, BOZHKO S, ASHER G. Functional modeling of symmetrical multipulse autotransformer rectifier units for aerospace applications [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2015, 30 (9) : 4704-4713.
- [24] BAGHRAMIAN A, FORSYTH A J. Averaged-value models of twelve-pulse rectifiers for aerospace applications [C] // Second International Conference on Power Electronics, Machines and Drives. Edinburgh, UK; IEEE, 2004; 220-225.
- [25] JELTSEMA D, SCHERPEN J M A. On Brayton and Moser's missing stability theorem [J]. IEEE Transactions on Circuits & Systems II : Express Briefs, 2005, 52 (9) : 550-552.
- [26] WEISS L, MATHIS W, TRAJKOVIC L. A generalization of Brayton-Moser's mixed potential function [J]. IEEE Transactions on Circuits & Systems I: Fundamental Theory & Applications, 1998, 45 (4) : 423-427.
- [27] 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.
LIU Xinbo, ZHOU Yuanjun. Large signal stability criteria for constant power loads with double-stage LC filters [J]. Proceedings of the CSEE, 2011, 31 (27) : 29-35.

作者简介:



车延博

车延博 (1972—), 男, 山东聊城人, 副教授, 博士, 主要研究方向为电力电子与电力传动、飞机电力系统、新能源等 (**E-mail**: lab538@163.com);

徐健梅 (1994—), 女, 内蒙古赤峰人, 硕士研究生, 主要研究方向为电力电子与电力传动、电力电子化电力系统等 (**E-mail**:

13512072866@163.com);

刘校坤 (1991—), 男, 山东枣庄人, 硕士研究生, 主要研究方向为电力电子与电力传动、飞机电力系统等 (**E-mail**: 1279356658@qq.com)。

Stability analysis of power electronic aircraft electric power system

CHE Yanbo, XU Jianmei, LIU Xiaokun

(Key Laboratory of Smart Grid of Ministry of Education, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: As more and more devices on board are supplied with electrical power energy, the stability of AEPS (Aircraft Electric Power System) in MEA (More Electric Aircraft) is getting more and more concerned. The progress of power electronics is one of the vital forces promoting the development of MEA and its electrical power system technology. Simultaneously considering AC and DC systems and their interaction, an averaging valued model of the AEPS in MEA is built, including generators, autotransformer rectifiers and electromechanical actuators, to serve as a simple, accurate and proper prototype for stability analysis under large disturbances. The mixed potential theory and Lyapunov stability theory are used to estimate the stability region of the system. Simulative results show that the proposed method for stability analysis under large disturbances is accurate and fast, and can flexibly analyze the influence of various parameters on system stability.

Key words: power electronics technology; averaging valued model; aircraft electric power system; mixed potential theory; stability analysis