

文章编号:1000-8055(2013)03-0714-07

多电式环控系统电动机功率选定 及其经济性分析

陈玮玮, 苏向辉

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 提出多电式环控系统参数匹配计算模型, 获得不同飞行工况下电动机功率的选定值, 分析其影响因素以及系统的经济性。结果表明: 对于一定的供气压力, 飞行高度越高, 电动机功率越大, 而同一高度马赫数越大, 电动机功率越小; 对于给定的飞行工况, 供气压力越高, 电动机功率越大; 对于相同的供气压力与飞行工况, 多电式环控系统的性能代偿损失比传统环控系统要小, 飞行时间越长, 系统的经济性越好。

关 键 词: 多电飞机; 环控系统; 电动机功率; 参数匹配; 飞行工况; 供气压力; 性能代偿损失

中图分类号: V245.3

文献标志码: A

Motor power selection and economic analysis of more electric environmental control system

CHEN Wei-wei, SU Xiang-hui

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A computation model of parameters matching for more electric aircraft environmental control system was proposed to determine the value of motor power under different flight conditions. The influential factors to the selection of motor power and the economy of system were analyzed. The results show that the motor power increases with the flight altitude, and decreases with the Mach number at the same altitude, in terms of a definite air supply pressure. For a given flight condition, a higher air supply pressure will lead to a higher motor power. The performance penalty of more electric environment control system will be smaller than that of traditional environment control system and a longer flight time will bring a better economic benefits, under the same air supply pressure and flight condition.

Key words: more electric aircraft; environmental control system; motor power; parameters matching; flight condition; air supply pressure; performance penalty

多电式环控系统以冲压空气为增压供气源而取消了发动机引气系统及其相关部件, 一直备受人们的广泛关注^[1-2]。波音公司在 Boeing 787 上

开创性地使用了多电式环控系统, 结束了已使用近 70 年的传统客舱增压供气方式。与传统环控系统相比, 多电式环控系统不仅节省了燃油的消耗,

收稿日期: 2012-03-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.714_033.html

作者简介: 陈玮玮(1985—), 男, 湖南株洲人, 博士生, 主要从事飞行器环境控制研究。

提高了发动机热力性能,而且减轻了飞机的质量和寿命期成本,能够实现数字化灵活调节和无污染供气,而新一代干线客机环境控制系统的设计又必须体现“更安全、更经济、更舒适、更环保、更高效”的理念,使得多电式环控系统得到越来越广泛的应用^[3-7]。

由于取消从发电动机引气,交电式环控系统的能源消耗均来自电能。这对飞机上的电力系统提出了很大的挑战,作为全机最大的用电系统,在优化飞机能源消耗方面极具潜力^[8-10]。由于系统靠电动机驱动增压器为冲压空气增压,提供环控过程所需的能量,因此电动机功率的选定直接影响着系统的性能及其能源消耗。本文在传统客机环控系统的基础上,建立多电式环控系统参数匹

配计算模型,确定了不同设计任务下的电动机功率值,分析了其影响因素,并讨论了与传统环控系统相比,多电式环控系统的经济性问题。

1 系统参数匹配与附件数学模型

多电式环控系统与传统环控系统的区别就是发动机引气被流经电动增压器的冲压空气所取代。以三轮系统为例,如图1,冲压空气被电动机驱动的电动增压器压缩后,依次经过各换热器逐步降温及分离出水分,进入涡轮膨胀降温,在混合歧管与座舱再循环空气混合后,送入座舱。另一部分冲压空气经过喷水预冷器冷却,进入初、次级换热器,冷却来自热路的高温气流。

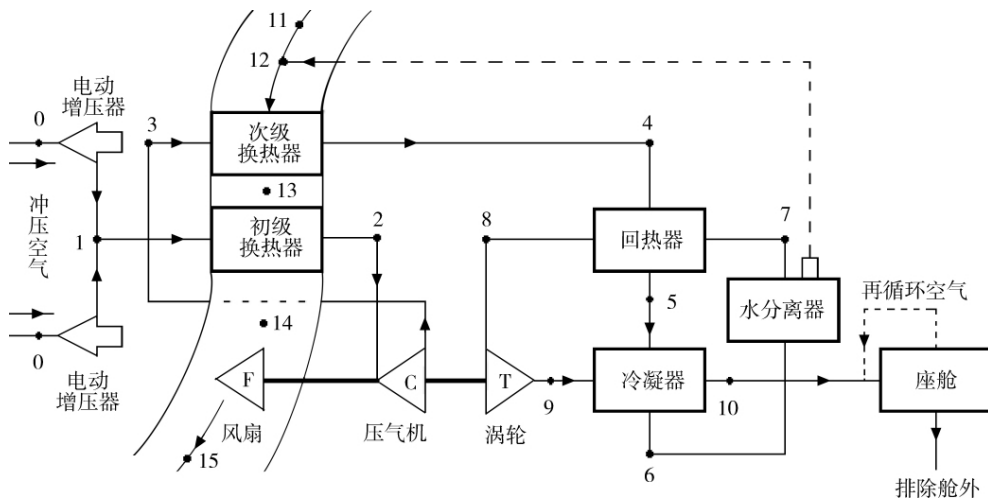


图1 多电式环控系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of more electric aircraft environmental control system

1.1 参数匹配原理

参数匹配即为获得设计状态系统工况点(0~15)湿空气的状态参数(如压力、温度、焓与含湿量)来确定系统各附件的性能参数。湿空气通过各个附件所产生的热量交换量或功量交换量,都可以描述为状态参数焓的关系式^[11],因此,可以建立所有附件的焓参数模型,联立求解,即可获得所有工况点湿空气的焓值。

湿空气的焓值以0℃时的干空气与0℃时的饱和水为基准点,且比焓、温度、含湿量与饱和含湿量有如下函数关系^[12]:

当水蒸气不饱和时,

$$h = c_{p,a}t + d(c_{p,v}t + r) \quad (1)$$

当水蒸气饱和且有游离水滴时,

$$h = c_{p,a}t + d_s(c_{p,v}t + r) + \Delta d_w c_w t \quad (2)$$

当水蒸气饱和且有游离冰粒时,

$$h = c_{p,a}t + d_s(c_{p,v}t + r) - \Delta d_i(\xi - c_i t) \quad (3)$$

上述各式中 h 为湿空气的比焓(单位:kJ/kg); t 为湿空气温度(单位:℃); $c_{p,a}$ 、 $c_{p,v}$ 、 c_w 、 c_i 分别为干空气、水蒸气、水、冰的比热容(单位:kJ·kg⁻¹·℃⁻¹); ξ 、 r 分别为冰的熔化潜热和273K时水的汽化潜热(单位:kJ·kg⁻¹); d 、 d_s 、 Δd_w 、 Δd_i 分别为含湿量、饱和含湿量、游离水量和游离冰量(单位:kg·kg⁻¹)。

湿空气饱和水蒸气分压力采用如下形式^[13]:

$$p_s = \exp\left(29.05745 - \frac{6211.876}{t + 274.3542}\right) \quad (-100^\circ\text{C} \leq t \leq 0.01^\circ\text{C}) \quad (4)$$

$$p_s = \exp\left(23.29902 - \frac{3890.939}{t + 230.3980}\right) \quad (0^\circ\text{C} \leq t \leq 300^\circ\text{C}) \quad (5)$$

湿空气的饱和含湿量

$$d_s = 0.622 p_s / (p - p_s) \quad (6)$$

上述各式中 p, p_s 分别为湿空气的压力与饱和水蒸气分压力(单位:Pa)。

根据所有附件焓参数模型联立求得的各工况点的焓值以及式(1)~式(6),即可实现湿空气各状态点温度、含湿量与比焓的相互转换,最终获得各点湿空气的所有状态参数。

1.2 附件数学模型

如图1所示,整个环控系统主要是由换热器、水分离器、涡轮组件与电动增压器构成,各附件进出口湿空气焓值数学模型建立如下。

1.2.1 换热器数学模型

本文中初/次级换热器、回热器、冷凝器的冷边流量均大于或等于热边流量,于是其焓参数模型如下^[14]:

焓效率关系

$$\eta_{hx} = (h_{hot,in} - h_{hot,out}) / (h_{hot,in} - h_{cold,in}) \quad (7)$$

能量守恒关系

$$q_{hot}(h_{hot,in} - h_{hot,out}) = q_{cold}(h_{cold,out} - h_{cold,in}) \quad (8)$$

上式中 η_{hx} 表示换热器焓效率; q 表示空气质量流量(单位:kg/s);下标 hot, cold, in, out 分别表示换热器热边与冷边,进口与出口。

1.2.2 水分离器数学模型

湿空气流经水分离器时,认为其比焓值不变,于是其焓参数模型如下,下标数字 0~15 为系统备附件进出口工况点具体参考图1。

$$h_6 = h_7 \quad (9)$$

1.2.3 涡轮组件数学模型

根据组件中涡轮、压气机、风扇同轴且转速一致,涡轮膨胀功为压气机和风扇提供动力,根据能量守恒,其焓参数模型如下。

涡轮组件中压气机,风扇,涡轮功率

$$P_c = q_c(h_3 - h_2) \quad (10)$$

$$P_f = q_f(h_{15} - h_{14}) \quad (11)$$

$$P_t = q_t(h_8 - h_9) \quad (12)$$

涡轮组件功率分配关系

$$P_c = (1 - \beta)\eta_m P_t \quad (13)$$

$$P_f = \beta\eta_m P_t \quad (14)$$

式中 P 为功率(单位:kW); β 为风扇功率分配比; η_m 分别为涡轮轴机械效率;下标 c, t, f 分别为压气机、涡轮与风扇。

1.2.4 电动机功率数学模型

电动增压器消耗电功率将冲压空气增压到系统所需供气压力,其焓参数模型如下:

电动增压器功率

$$P_e = q_0(h_1 - h_0) \quad (15)$$

增压器进出口温度关系

$$T_1 = T_0 \{1 + [(p_1/p_0)^{0.286} - 1]/\eta_e\} \quad (16)$$

联立式(1)、式(15)、式(16)可得

$$P_e = \frac{q_0 T_0 (1.01 + 1.84 d_0) [(p_1/p_0)^{0.286} - 1]}{\eta_e} \quad (17)$$

其中冲压空气进气口参数关系^[15]

$$T_0 = T_h(1 + 0.2Ma_h^2)/(1 + 0.2Ma_{in}^2) \quad (18)$$

$$p_0 = \sigma p_h(1 + 0.2Ma_h^2)^{3.5}/(1 + 0.2Ma_{in}^2)^{3.5} \quad (19)$$

$$d_0 = d_h, Ma_{in} = (0.3 \sim 0.5)Ma_h \quad (20)$$

式中 Ma 为飞行马赫数, σ 为总压恢复系数, η_e 为增压器绝热效率,下标 e, h, in 分别表示增压器,机外环境与进气口。

1.2.5 附加数学模型

以下数学模型用于求焓以外其他状态参数。

涡轮组件进出口温度关系

$$T_3 = T_2[1 + (\pi_c^{0.286} - 1)/\eta_c] \quad (21)$$

$$T_{15} = T_{14}[1 + (\pi_f^{0.286} - 1)/\eta_f] \quad (22)$$

$$T_{9,dry} = T_8[1 - \eta_t(1 - \pi_t^{-0.286})] \quad (23)$$

水分离器湿参数关系

$$d_6 = d_h - (d_h - d_{10})/[(1 - d_{10})\eta_{ws}] \quad (24)$$

$$q_6 = q_{10}/[1 - (d_h - d_6)\eta_{ws}] \quad (25)$$

$$q_w = q_6(d_h - d_6)\eta_{ws} \quad (26)$$

系统冷边参数关系

$$h_{11} = h_{12} \quad (27)$$

$$q_{11}d_{11} + \eta_n q_w = (q_{11} + \eta_n q_w)d_{12} \quad (28)$$

上式中 $\pi_c, \pi_f, \pi_t, \eta_c, \eta_f, \eta_t$ 为压气机、风扇增压比,涡轮膨胀比及其对应的绝热效率; η_{ws}, η_n 为水分离器除水效率,喷水效率; q_w 为冷凝水流量(单位:kg/s); $T_{9,dry}$ 为干况涡轮出口温度(单位:K)。

2 系统参数匹配实例

已知多电式环控系统主要附件的性能参数如表 1,典型客机飞行剖面及逐时总热载荷分别如图 2、图 3,机外环境参照地理纬度与我国相近的美国标准 MIL-STD-210A,如图 4^[12].假设在整个飞行任务内,系统供气压力保持不变,且飞机内部环控区域热天温度为 22~26℃,冷天为 15~22℃,相对湿度 30%~70%,压力为 81.46~101.3 kPa^[15].

表 1 附件性能参数
Table 1 Performance parameters of components

性能参数	数值
压气机绝热效率	0.72
增压器绝热效率	0.88
涡轮绝热效率	0.78
风扇绝热效率	0.32
回热器焓效率	0.45
冷凝器焓效率	0.40
换热水水当量比	1.9
风扇功率分配比	0.1
水分离器效率	0.95
喷水效率	0.98
涡轮轴机械效率	0.95
供气量/(kg/s)	1.423

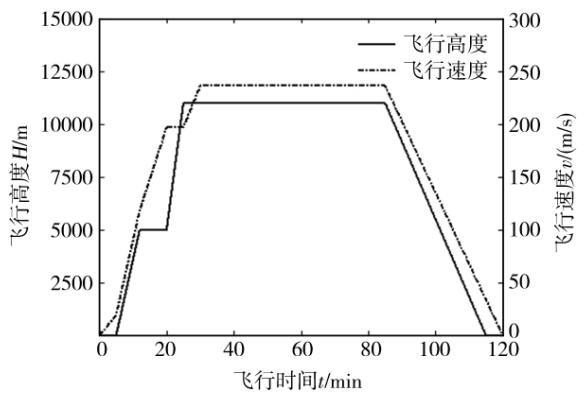


图 2 飞机飞行剖面
Fig. 2 Flight profile of aircraft

以近地面制冷工况为例,取初、次级换热器的焓效率分别为 0.97,0.98,系统供气压力 $p_1=400$

kPa 时,根据以上参数匹配原理与已知参数,求得系统参数的匹配结果如表 2 所示.

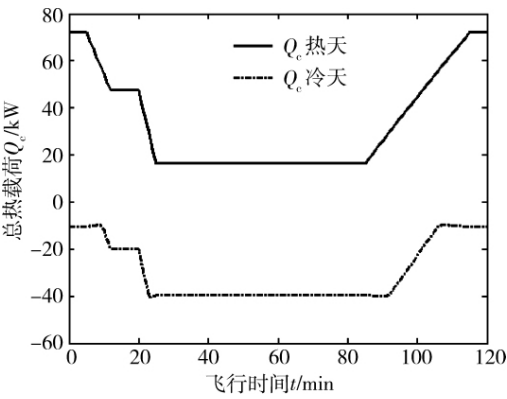


图 3 飞机逐时总热载荷图
Fig. 3 Transient total heat load diagram of aircraft

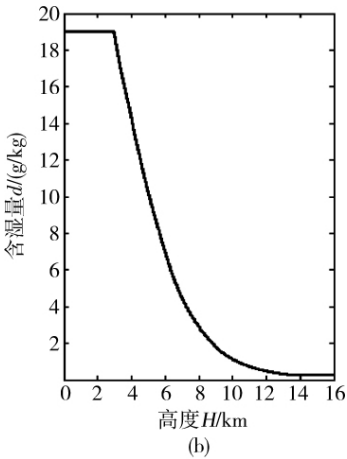
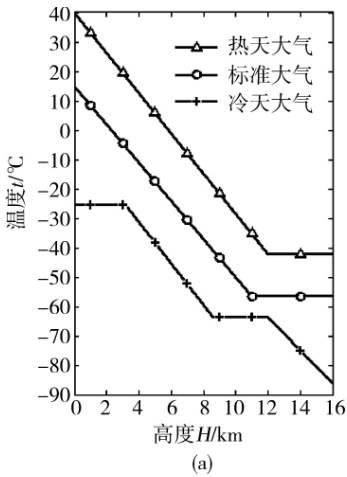


图 4 飞行环境温湿度图
Fig. 4 Flight temperature and humidity ratio diagram

表 2 系统参数匹配结果

Table 2 Parameters matching results of system

湿空气 工况点	压力/ kPa	温度/ ℃	比焓/ (kJ/kg)	含湿量/ (g/kg)	流量/ (kg/s)
0	99.30	40.00	89.30	19.00	1.423
1	400.0	214.22	271.35	19.00	1.423
2	396.0	120.00	172.90	19.00	1.423
3	602.1	189.46	245.48	19.00	1.423
4	596.1	52.40	92.42	14.86	1.423
5	590.1	39.79	62.15	7.81	1.423
6	584.2	18.55	25.14	2.01	1.423
7	578.4	18.92	25.14	2.37	1.400
8	571.6	47.91	55.91	2.91	1.400
9	134.0	-29.45	-30.36	0.19	1.400
10	131.3	-0.02	7.25	2.91	1.400
11	99.30	40.00	89.30	19.00	2.681
12	99.30	27.50	89.30	23.98	2.704
13	98.31	96.16	169.85	27.17	2.704
14	97.32	145.05	221.67	27.17	2.704
15	98.373	149.05	225.91	27.17	2.704

3 功率影响因素及系统经济性分析

分析以上数学模型可知,电动机功率的选定主要取决于系统的供气压力与飞行工况(飞机的飞行速度以及飞行环境条件),同时需讨论所选电动机功率使得多电式环控系统相对于传统系统而言,是否具有良好的经济性。

3.1 飞行工况对电动机功率选定的影响

当系统供气压力为 400 kPa 时,在整个飞行剖面内,冷热天所需电动机功率值如图 5 所示。由图可知,飞机在起飞、爬升、巡航、降落等阶段对电动机功率的需求量表现为随着飞行高度的增加而增大,同一高度则随马赫数的增大而减小。这是因为随着飞行高度的增加,供气压力不变,而环境压力、温湿度均下降,根据式(17)~式(20),环境压力下降会导致增压器功率增加,而温湿度下降则导致增压器功率减小,但环境压力比温湿度对增压器功率的影响更大,因此,总体表现为电动机功率随高度的增加而增大;而对于同一高度,环境压力、温湿度均不变,根据式(17)~式(20),此时增压器功率由马赫数确定,且随马赫数的增加而减小。

对于同样的供气压力与飞行剖面,热天制冷工况电动机功率的需求量大于冷天加温工况。因为热天设计环境温度和含湿量都比冷天高,根据式(17)~式(20),电动机功率需求量正比于环境温度与含湿量,因此功率需求热天要多于冷天。

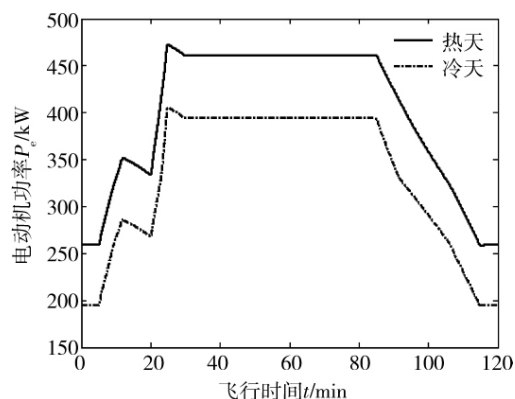


图 5 飞行任务内电动机功率的选定

Fig. 5 Selection of motor power in flight mission

3.2 供气压力对电动机功率选定的影响

根据式(17),若供气流量保持恒定,供气压力越高,电动增压器在同样飞行剖面与环境条件下的电功率消耗越多,因此在满足环控要求的前提下,系统供气压力越低,电功率消耗越少。

对于给定的飞行剖面与环境条件,系统供气压力需要通过以上参数匹配方法与飞机增压、制冷、供暖要求以及环控系统的流程与附件性能参数相匹配。由于系统供气压力一旦确定,在整个飞行过程中需保持恒定。因此,需要对系统的流程和附件的性能参数进行优选,匹配出满足整个飞行过程环控要求的最小系统供气压力。

以热天为例,当系统供气压力分别 400, 450, 500 kPa 时,均能满足全程环控要求(其中 400 kPa 为本例中迭代寻优的最小值,不同系统流程可能存在更小值),其飞行任务内的电动机功率选定如图 6 所示。由图可知,满足同样的环控要求,存在最小供气压力使得电动机功率最小,且供气压力越高,所需电动机功率也越大。

3.3 多电式环控系统经济性分析

本文中环控系统优劣的评价方法选择起飞总质量法^[12]。假定多电飞机与传统飞机发动机性能参数均一致,且整个飞行过程保持不变,其值如文献^[12],两种环控系统固定装置质量均取定为 714.5 kg^[16](假设多电式环控系统增加的电动机质量与取消的发动机引气系统及附件的质量相

当),以热天供气压力等于 400 kPa 为例,求得整个飞行任务结束时,两种系统的各项性能代偿损失如表 3,逐时起飞总质量如图 7。

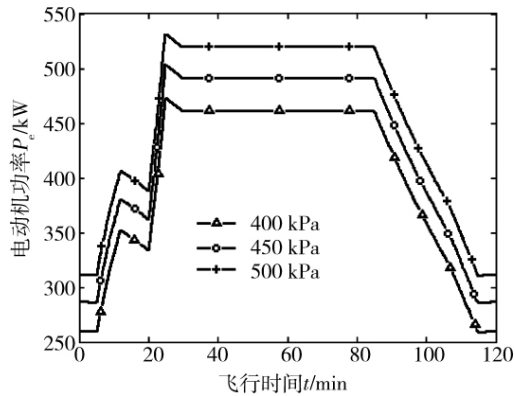


图6 不同供气压力下电动机功率的选定

Fig. 6 Selection of motor power under different air supply pressures

表3 多电式与传统式环控系统起飞总质量

Table 3 Take off gross weight of traditional and more electric environmental control system

代偿损失/kg	传统式	多电式
系统固定装置质量	714.5	714.5
固定质量燃油代偿损失	351.59	351.59
冲压空气进气燃油代偿损失	144.06	219.94
发动机输出功率燃油代偿损失	0	269.97
发动机引气燃油代偿损失	483.74	0
系统起飞总质量	1693.9	1556

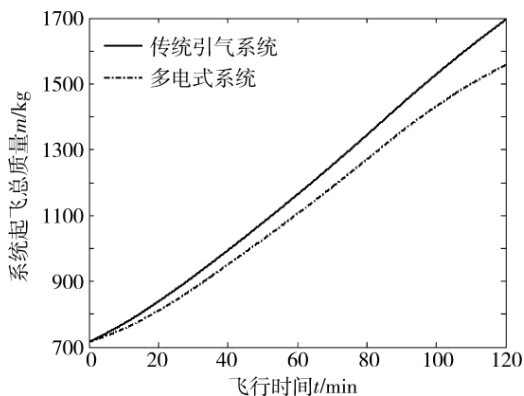


图7 传统引气与多电式环控系统逐时起飞总质量

Fig. 7 Transient take off gross weight of traditional and more electric environmental control system

根据表 3,由于多电式环控系统冲压空气进

气量比传统系统大,因此冲压空气进气燃油代偿损失大,但因为多电式环控系统从发动机输出功率比传统系统从发动机引气的燃油代偿损失小,使得起飞总质量要比传统环控系统小约 9%。

根据图 7 可知,多电式环控系统起飞总质量增加量小于传统引气系统,两种系统的起飞总质量差值随时间变大。同样条件下,延长飞行时间,求得系统的起飞总质量如图 8,比较可知,飞行时间越长,多电式环控系统与传统系统相比,起飞总质量相对越小,节省的燃油就越多,即多电式环控系统的经济性越好。

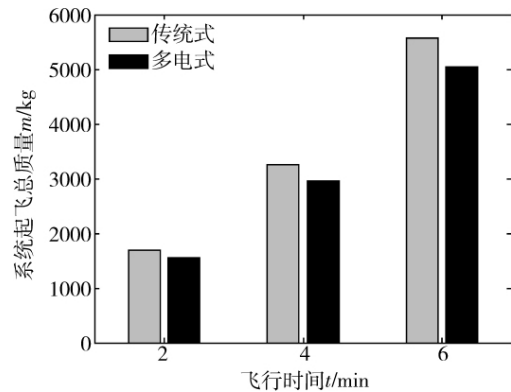


图8 不同飞行时间下两种环控系统的起飞总质量

Fig. 8 Take off gross weight of traditional and more electric environmental control system under different flight times

4 结 论

本文根据建立的多电式环控系统参数匹配数学模型,获得了系统参数匹配结果,分析了多电式环控系统电动机功率选定的影响因素及系统的经济性问题,结论如下:

- 1) 对于一定的供气压力,电动机功率随飞行高度增加而增加;同一飞行高度,则随马赫数的增加而减小。
- 2) 对于给定的飞行工况,在满足系统环控要求的前提下,供气压力越高,电动机功率越大。
- 3) 对于相同的供气压力与飞行工况,多电式环控系统性能代偿损失比传统环控系统要小,而且随飞行时间的增加,性能代偿损失相对越小。

参考文献:

- [1] 袁领双,刘猛,王淦. 适于多电飞机的新型环境控制系统初探[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳:中国航空学会,2007:458-461.

- [2] 党晓民,成杰,林丽.我国大型飞机环境控制系统研制展望[J].航空工程进展,2010,1(1):21-24.
DANG Xiaomin, CHENG Jie, LIN Li. Development of the environmental control system of Chinese large aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 21-24. (in Chinese)
- [3] 朱新宇,彭卫东.多电飞机及其技术应用[J].中国民航飞行学院学报,2007,18(6):8-11.
ZHU Xinyu, PENG Weidong. More electric aircraft and its technology application[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2007, 18(6): 8-11. (in Chinese)
- [4] 郑先成,张晓斌,黄铁山.国外飞机电气技术的现状及对我国多电飞机技术发展的考虑[J].航空计算技术,2007,37(5):120-122.
ZHENG Xiancheng, ZHANG Xiaobin, HUANG Tieshan. States of foreign aircraft electric technologies and consideration on our aircraft electric technologic developments[J]. Aeronautical Computing Technique, 2007, 37(5): 120-122. (in Chinese)
- [5] Gohardani A S, Doulgeris G, Singh R. Challenges of future aircraft propulsion; a review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.
- [6] Jones R I. The more electric aircraft-assessing the benefits[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2002, 216(5): 259-269.
- [7] Ensign T R. Performance and weight impact of electric environmental control system and more electric engine on citation CJ2[R]. AIAA-2007-1395, 2007.
- [8] Hirst M, McLoughlin A, Norman P J, et al. Demonstrating the more electric engine; a step towards the power optimised aircraft[J]. Electric Power Applications, 2011, 5(1): 3-13.
- [9] 党晓民,李亦白.多电飞机环控系统设计技术研究[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集.深圳:中国航空学会,2007:369-373.
- [10] Ensign T R, Gallman J W. Energy optimized equipment systems for general aviation jets[R]. AIAA-2006-228, 2006.
- [11] 王安良,杨春信,胡创利.飞机环境控制系统的焓参数匹配方法[J].工程热物理学报,2003,24(2):325-327.
WANG Anliang, YANG Chunxin, HU Chuangli. A methodology for matching enthalpy parameters of environmental control system[J]. Journal of Engineering Thermal Physics, 2003, 24(2): 325-327. (in Chinese)
- [12] 寿荣中,何惠嫻.飞行器环境控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.
- [13] 方贤德.飞机空调系统中饱和水蒸气压的计算[J].航空动力学报,1995,10(3):299-300.
FANG Xiande. Study on saturated water vapor pressure equations for calculation of aircraft air-conditioning systems[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(3): 299-300. (in Chinese)
- [14] 张兴娟,李峰,杨春信.三轮升压式高压除水系统焓参数法性能计算[J].航空动力学报,2010,25(9):1938-1941.
ZHANG Xingjuan, LI Feng, YANG Chunxin. Calculation method for matching enthalpy parameter of three-wheel bootstrap high-pressure water-separated system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1938-1941. (in Chinese)
- [15] 朱春玲.飞行器环境控制与安全救生[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [16] 崔高伟.飞机环境控制系统的优化方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2010.
CUI Gaowei. The research on optimization method of aircraft environmental control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)