

文章编号:1674-8190(2015)02-233-06

航空发动机进气道系统 M 数信号器的设计与实现

张永红, 郭凯, 刘海珍

(太原航空仪表有限公司 机电仪表厂, 太原 030006)

摘要: 为了解决航空飞行器发动机进气量的控制问题, 提出一种结构简单、可靠性高的 M 数信号器。当飞行器进气道 Ma 达到某一设定值时, M 数信号器提供信号给发动机进气道斜板调节系统。 M 数信号器选用机械膜盒作为敏感元件, 根据 Ma 的测量原理求解得到 Ma 值, 然后对 M 数信号器进行设计制造。经装机试飞验证, 表明 M 数信号器可满足发动机进气道斜板自动调节的要求。

关键词: 航空发动机; 进气道; M 数信号器; 控制电路; 温控电路

中图分类号: V241.7

文献标识码: A

Design and Implementation of Mach Annunciator of the Aviation Engine Inlet System

Zhang Yonghong, Guo Kai, Liu Haizhen

(Electrical and Mechanical Instrument Factory, Taiyuan Aviation

Instrument Co., Ltd., Taiyuan 030006, China)

Abstract: In order to solve the control problem of intake air amount of aircraft engine, a simple structure, high reliability Mach annunciator is designed. When the Mach of inlet reaches a preset value, the Mach annunciator provides a signal to the ramp-conditioning systems of the engine inlet. Mach annunciator selects mechanical membrane cartridge as the sensor signal. According to the measurement principle of Ma , the value of Ma is obtained. The Mach annunciator is designed and manufactured. Flight test results by installing the Mach annunciator on the aircraft, show that Mach annunciator can meet the requirements of the engine inlet automatic adjustment.

Key words: aeroengine; air inlet; Mach annunciator; control circuit; temperature control circuit

0 引言

目前, 航空发动机已经进入喷气发动机时代, 喷气发动机工作时需要吸入大量空气, 以使飞行器飞行时可以获得较高的飞行速度。理论上发动机单位时间的进气量等于进气口面积乘以进气速度, 故飞行器在空中飞行时要求的进气口面积可以比地面小很多, 进气量过大会使发动机工作异常, 引起发动机“喘振”^[1]。喘振是发动机的一种不正常的工作状态, 是由于压气机内的空气流量和压气机

转速偏离设计状态过多所引发的。发生喘振时, 发动机会出现工作不连续、有喘声并急剧振动、发出低沉的噪音、排气温度急剧升高、推力急剧下降等现象, 严重时可能导致发动机空中停车甚至出现致命损坏, 引发严重事故^[2]。引起发动机喘振的因素很多, 如压气机进/出口压力、空气流量、发动机转速、排气温度、振动以及噪声等^[3], 可以通过改进发动机的结构设计、设计防喘控制系统的方法来消除发动机的喘振现象。

国内外飞机设计专家采用了多种方法来防止发动机发生喘振。例如 F-16 飞机, 当 Ma 超过 1.6 时, 发动机将自动“释放一部分空气”来控制空气流量, 但该方法会造成发动机效率降低、推力损耗增

收稿日期: 2014-11-08; 修回日期: 2015-02-06

通信作者: 张永红, 492945216@qq.com

大等问题;F-35飞机采用一种首创的“无附面层隔板超音速进气道”设计,该型飞机的进气口并没有常规固定附面层隔板,而是在进气口内设计了一个外形更科学、略向前伸的锥形固定式鼓包,这个鼓包除了和一般进气锥一样可对气流产生激波,起到减速和增压的作用外,还可以把附面层推离进气口。这种设计在 Ma 为 0.65~0.90 常用速度区间内性能良好,对飞机隐形也有一定好处,但是在高速状态下(Ma 大于 2)会导致发动机性能降低^[4-5]。另外,采用此种结构,无论是气动外形设计还是制造工艺,难度都很大,实际中较难实现。在此研究背景下,主机设计所研制了能够自动调节发动机进气量的进气道斜板调节系统,当飞行器进气道 Ma 达到一定值时,发动机可根据其换算转速来控制进气量的大小^[6],该方法可解决飞行器高速飞行时由于发动机进气量的变化而引起的发动机工作异常问题。 M 数信号器是为进气道斜板调节系统而研制的。

本文以机械膜盒作为敏感元件进行 M 数信号器的设计(M 数信号器的假设接通点为 Ma 等于 1.15,输出误差不大于 ± 0.06)。通过传感器采集的飞行的全压和静压值,依据 Ma 与动压(全压与静压差)、静压比值的函数关系对 Ma 进行解算,求出 Ma 的值,根据计算结果对 M 数信号器进行设计制造。

1 工作原理

采用膜盒作为动、静压传感器的 M 数信号器,通过压力膜盒、真空膜盒感受动压、静压的大小,压力膜盒感受动压产生的位移,真空膜盒感受静压产生的位移。在同一 Ma 下,压力膜盒随高度增加位移减小,真空膜盒随高度增加位移增大,利用上述变化趋势,提出一种采用压力膜盒、真空膜盒串联的方式进行工作的 M 数信号器。当飞行器飞行的 Ma 达到 1.15,压力膜盒上触点与真空膜盒上触点相接触,接通电路,在接口端输出一个高电位信号。 M 数信号器工作原理如图 1 所示(K_1 、 K_2 为电磁继电器; D_1 、 D_2 为二极管; K_3 为温度继电器(80℃); K_4 为温度继电器(20℃);图中左侧的 1, 2, 3, 4 为信号器接口插针编号)。

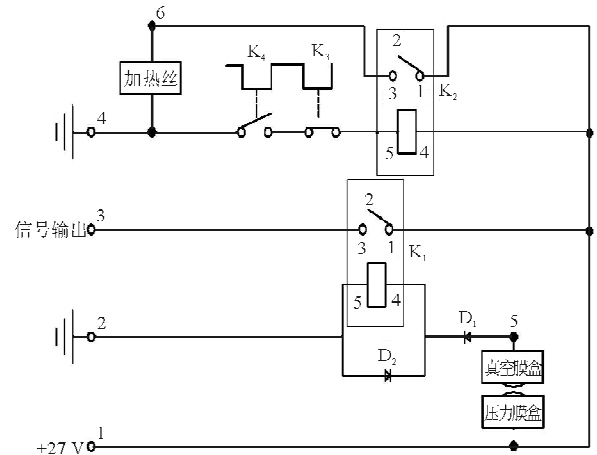


图1 M 数信号器工作原理图

Fig. 1 Working principle diagram of Mach annunciator

2 Ma 的测量原理

通过对飞行器动压、静压的测量数据进行解算后,得到 Ma 的测量结果。

当 $Ma \leq 1$

$$\frac{q_c}{p_s} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \quad (1)$$

当 $Ma > 1$

$$\frac{q_c}{p_s} = \frac{k+1}{2} Ma^2 \left[\frac{(k+1)^2 Ma^2}{4kMa^2 - 2(k-1)} \right]^{\frac{1}{k-1}} - 1 \quad (2)$$

式中: Ma 为马赫数; q_c 为动压(Pa); p_s 为静压(Pa); k 为绝热指数,取 1.4。

从式(1)~式(2)可以看出, Ma 是动、静压之比(q_c/p_s)的单值函数。

3 M 数信号器的设计

M 数信号器主要由压力膜盒、真空膜盒、机构架、电路、壳体等组成,压力膜盒、真空膜盒和加热电路密封在壳体内,通过密封垫圈与外界隔离。

3.1 压力膜盒、真空膜盒的设计

根据《飞行大气参数》手册^[7],可查出当 Ma 为 1.15 时,不同高度 h 对应的动压和静压值。选择 0、6、12、16 和 18 km 作为高度选取点,对应的动压、静压值如表 1 所示。根据对应高度的动压值,求出相应高度动压相对于 0 高度的变化量;根据对应高度的静压值,求出相应高度静压相对于 0 高度的变化量。

表 1 Ma 为 1.15 时对应高度的动压、静压值
Table 1 Dynamic pressure and static pressure vs. height ($Ma=1.15$)

高度/ km	压力膜盒			真空膜盒		
	动压/Pa	压力变化量/Pa	百分比位移/%	静压/Pa	压力变化量/Pa	百分比位移/%
0	128 285.9	0	100	101 320	0	0
6	59 735.2	68 550	48	47 180	54 140	56.5
12	24 473.9	103 812	20	19 330	81 990	87.3
16	13 024.7	115 261	10.1	10 280	91 040	97
18	9 501.7	118 784	7.4	7 500	93 820	100

当 Ma 为 1.15 时,可求出动压与静压的比值 (q_c/p_s) 为一个常数 a :

$$a = q_{c0} / p_{s0} = 1.266$$

$$\frac{q_{c0} - q_{\Delta h}}{p_{s0} - p_{\Delta h}} = 1.266$$

式中: a 为 $Ma=1.15$ 时的动压、静压的比值; q_{c0} 为 $h=0, Ma=1.15$ 时的动压; p_{s0} 为 $h=0, Ma=1.15$ 时的静压; $q_{\Delta h}$ 为 $h=0, Ma=1.15$ 时的动压变化量; $p_{\Delta h}$ 为 $h=0, Ma=1.15$ 时的静压变化量。

综上所述,在每个高度,当 Ma 为 1.15 时,动压、静压的比值均为 1.266,是一个固定值;高度变化后,动压、静压的压力变化量也为 1.266,但两者变化趋势相反,在同一 Ma 下,压力膜盒位移随高度的增加而减小,真空膜盒位移随高度的增加而增大。利用这种变化趋势,在 0 高度设置好接通点,从 0 高度过渡到其他高度,压力膜盒位移的减小量等于真空膜盒位移的增加量,即可实现 M 数信号器在设定点接通输出的功能。

根据压力膜盒、真空膜盒感受到的压力变化与位移变化呈比例的工作特点^[8],压力、真空膜盒膜片采用相同的波纹进行设计^[9],即可保证压力、真空膜盒有相同的压力-位移特性,使压力膜盒位移的减小量等于真空膜盒位移的增加量,实现 Ma 的准确输出。根据压力膜盒、真空膜盒的外形尺寸要求和位移特点,将压力膜盒、真空膜盒的位移和设定为 1 mm。

分配给压力膜盒的位移应为

$$S_q = 1.266 / (1 + 1.266) = 0.56 \text{ mm}$$

分配给真空膜盒的位移应为

$$S_p = 1 / (1 + 1.266) = 0.44 \text{ mm}$$

根据膜盒设计特点^[9],压力膜盒的中心位移设

计要求为 0.54~0.58 mm,五个高度各测试点位移偏差不大于 $\pm 0.5\%$;真空膜盒的中心位移设计要求为 0.42~0.46 mm,五个高度各测试点位移偏差不大于 $\pm 0.5\%$ 。压力膜盒、真空膜盒各高度位移大小应按表 2 进行设计^[9]。

表 2 Ma 为 1.15 时的压力膜盒、真空膜盒位移及位移和
Table 2 Displacement of pressure diaphragm, vacuum diaphragm and the sum of two displacements ($Ma=1.15$)

高度/ km	压力膜盒		真空膜盒		位移和/ mm
	占总行程百分比/%	位移/mm	占总行程百分比/%	位移/mm	
0	100	0.550	0	0	0.550
6	46.5	0.256	57.7	0.260	0.516
12	19.1	0.105	87.3	0.393	0.498
16	10.1	0.056	97.0	0.437	0.493
18	7.4	0.039	100.0	0.450	0.489

根据表 2 中的数据,绘制出压力膜盒位移、真空膜盒位移及二者的位移和随高度的变化曲线,如图 2 所示。

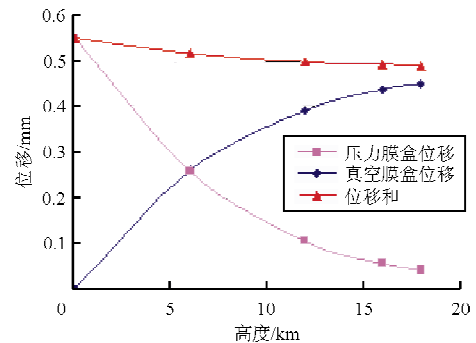


图 2 压力膜盒位移、真空膜盒位移及二者位移和随高度的变化

Fig. 2 Displacement-height curves of pressure diaphragm, vacuum diaphragm and the sum of two displacements

从图 2 可以看出,在不同高度下两个膜盒的位移和接近一条直线。表明在不同高度下,信号器接通点都在 $Ma=1.15$ 的附近点,并且该直线越接近水平,信号器接通点越接近 $Ma=1.15$, M 数信号器输出越准确。

3.2 电路的设计

根据 M 数信号器工作原理图(图 1)进行 M 数信号器电路部分的设计。电路设计分两部分:一是信号输出电路,当 Ma 为 1.15 时,在接口端输出—

个高电位信号;二是加热电路,保证 M 数信号器正常工作内部温度不低于 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

当 Ma 为 1.15 时,压力膜盒产生的位移与真空膜盒产生的位移之和达到设定值后,压力膜盒上的触点与真空膜盒上的触点相接触,接通继电器 K_1 的电源,继电器(工作电压为 27 V)开始工作,在接口 3 端输出一个高电位信号;当 Ma 低于 1.15,两个膜盒触点断开,继电器 K_1 的工作电源断开,其停止工作,接口 3 端高电位信号消失。

因测量外部静压的关系, M 数信号器内部通过静压接嘴与外部环境相通,当外部环境条件较恶劣时,例如外界大气温度低、湿度大等,会造成信号器内部温度过低、湿度过大现象,导致膜盒触点接触不良,信号器输出不稳定。为此,设计一种具有自动加热功能的电路来保证 M 数信号器的输出稳定性。当 M 数信号器内部温度低于 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,温度继电器($20\text{ }^{\circ}\text{C}$) K_1 闭合,通过继电器 K_2 接通加热电路,温度继电器($20\text{ }^{\circ}\text{C}$)选用动断触点,当信号器内部温度达到 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 会自动断开。温度继电器($80\text{ }^{\circ}\text{C}$) K_3 作为保护继电器,当 K_3 出现故障,在 M 数信号器内部温度达到 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后不能及时断开,加热丝会一直工作,导致 M 数信号器内部温度持续升高,当 M 数信号器内部温度达到 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, K_3 断开, K_2 由于断电断开加热电路,加热电路停止工作,起到限制 M 数信号器内部温度过高的作用。

4 试验与验证

依据表 2 中的数据对压力膜盒、真空膜盒进行制造^[10],压力膜盒、真空膜盒膜片材料选用铍青铜合金 QBe1.9^[11],材料标准为 GB/T 5231-2001^[12],膜片成型后采用专用的夹具进行热处理稳定处理^[13],使膜片稳定处理前、后的型面保持一致,最后将膜片用定位夹具固定好,焊接成膜盒^[14]。

对压力膜盒进行性能测试, Ma 为 1.15 时,五个测试高度点(0、6、12、16 和 18 km)中,除了一个高度测试点位移偏差大于设计要求($\pm 0.5\%$),为 $+0.8\%$ 左右^[15],其余测试点位移偏差均符合设计要求。对真空膜盒进行性能测试,五个高度测试点位移亦符合设计要求。

对压力膜盒个别测试点位移超差分析后认为,因为 M 数信号器接点是由压力膜盒与真空膜盒的位移和决定的,只要压力膜盒与真空膜盒的位移

和曲线光滑、无明显拐点,并且 M 数信号器输出符合设计要求,则压力膜盒、真空膜盒特性曲线中有个别点超差是允许的,但超差一般不应大于 $\pm 1.0\%$,压力膜盒位移、真空膜盒位移及两个膜盒的位移和如表 3 所示。

表 3 压力膜盒位移、真空膜盒位移及二者位移和
Table 3 Displacement of pressure diaphragm, vacuum diaphragm and the sum of two displacements

高度/km	压力膜盒位移/mm	真空膜盒位移/mm	位移和/mm
0	0.556	0	0.556
6	0.261	0.259	0.520
12	0.111	0.393	0.504
16	0.059	0.437	0.496
18	0.043	0.448	0.491

按产品装配工艺对 M 数信号器进行调试、装配,装配完成后对 M 数信号器输出误差进行测试。测试方法如下:

按 M 数信号器管路连接图(如图 3 所示)、 M 数信号器电气线路连接图(如图 4 所示)将 M 数信号器与测试设备(飞行大气综合测试仪)连接好,将 M 数信号器静压高度设置为 0 高度, Ma 从 0 开始逐渐增大至 1.15,观察 Ma 的值,当发光二级管变亮时,读出的 Ma 值便为 M 数信号器在 0 高度的输出值。如此,可以测出 M 数信号器各个高度的 Ma ,最后测得的 0、6、12、16 和 18 km 处 M 数信号器的输出值分别为 1.169,1.167,1.167,1.171 和 1.176。根据研制要求,在 0~18 000 m 高度范围内, M 数信号器的输出误差应在 $1.15 \pm 0.03 \sim 1.15 \pm 0.06$ 之间,因此 M 数信号器的输出满足设计要求。

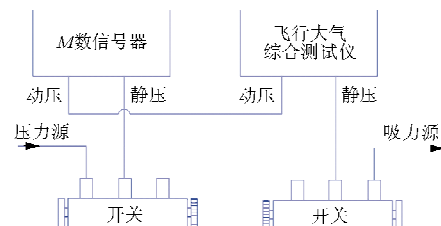


图 3 M 数信号器管路连接图

Fig. 3 Test pipeline connection diagram of Mach annunciator

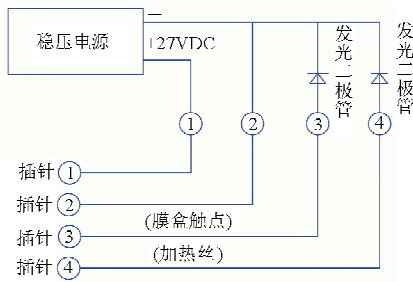
图4 M 数信号器电气线路连接图

Fig. 4 Testing electrical wiring connection diagram of Mach annunciator

原理样件经装机试飞验证,能够满足发动机进气道斜板自动调节的要求,飞机在高空高速飞行时发动机未出现工作异常现象。

M 数信号器的研制成功,表明采用机械膜盒作为传感器测量 Ma 是可行的。根据该设计方法,可以设计出一系列 M 数信号器,以满足不同型号发动机的进气调节需求。

5 结 论

采用机械膜盒作为 M 数信号器的敏感元件,借助 Ma 的测量原理,对压力膜盒、真空膜盒的位移进行计算分配,实现了对 Ma 地准确测量。 M 数信号器结构简单、可靠性高,具有一定的实用性。本文可以为 M 数信号器的设计者们提供参考依据,拓宽其思路。

参考文献

- [1] 燕洪文. 对 JT8D-217A 发动机喘振的探讨[J]. 民航经济与技
术, 1995(167): 44-45.
Yan Hongwen. A brief study on JT8D-217A's vibration
problem[J]. Civil Aviation Economics & Technology, 1995
(167): 44-45. (in Chinese)
- [2] 赵廷渝. 航空燃气涡轮动力装置[J]. 中国民航飞行学院学
报, 1998(12): 32-40.
Zhao Tingyu. The power plant of aviation gas turbine[J].
Journal of Civil Aviation Flight University of China, 1998
(12): 32-40.
- [3] 丁蓬勃, 王仲生. 航空发动机喘振故障机理及监控方法研
究[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(15): 3805-3809.
Ding Pengbo, Wang Zhongsheng. The research on the
surge mechanism and monitoring method of aero-engine[J].
Science Technology and Engineering, 2010, 10(15): 3805-
3809. (in Chinese)
- [4] 徐惠珍, 庄表南. 航空发动机防喘技术和几种典型发动机
的防喘措施[J]. 国际航空, 1997(10): 42-44.
Xu Hui zhen, Zhuang Biao nan. Anti surge control breathing
technique and several typical engine anti aircraft engine[J].
International Aviation, 1997(10): 42-44. (in Chinese)
- [5] 秦海波, 孙健国. 某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究
[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 201-206.
Qin Haibo, Sun Jianguo. Investigation on aircraft engine
anti-surge/surge eliminating control system[J]. Journal of
Aerospace Power, 2006, 21(1): 201-206. (in Chinese)
- [6] 张绍基. 航空发动机防喘控制系统设计和热扰动参数研究
[J]. 航空发动机, 2005, 31(3): 8-12.
Zhang Shaoji. Design of anti-surge control system and re-
search on heat disturbance parameters for aeroengine[J].
Aeroengine, 2005, 31(3): 8-12. (in Chinese)
- [7] 中航工业太原航空仪表有限公司, 南京航空航天大学.
HB6127-1987 飞行大气参数[S]. 北京: 中国航空工业部,
1987.
AVIC Taiyuan Aviation Instrument Corporation, Ltd.,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics.
IIB6127-1987 Flight atmospheric parameters[S]. Beijing:
China Aviation Industry Ministry standard, 1987. (in Chi-
nese)
- [8] 王柏生. 金属波纹管、波纹膜片、膜盒简明工程手册[M].
太原: 中航工业太原航空仪表有限公司, 2008.
Wang Bosheng. Manual of metal bellows, corrugated dia-
phragm, diaphragm concise engineering [M]. Taiyuan:
AVIC Taiyuan Aviation Instrument Corporation, Ltd.,
2008. (in Chinese)
- [9] 樊大钧. 金属膜片的设计[M]. 北京: 机械工业出版社,
1987.
Fan Dajun. Metal diaphragm design[M]. Beijing: China
Machine Press, 1987. (in Chinese)
- [10] 《航空制造工程手册》总编委会. 航空制造工程手册——弹
性元件工艺[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 97-114.
General Editorial Board of aviation manufacturing engi-
neering handbook—elastic element technology[M]. Beijing: Avi-
ation Industry Press, 1994: 97-114. (in Chinese)
- [11] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册——
粉末冶金材料精密合金与功能材料(第5卷)[M]. 2版. 北
京: 中国标准出版社, 2001.
Editorial Board of China aeronautical materials handbook.
China aeronautical materials handbook—precision alloy
powder metallurgy materials and functional materials(vol.
5)[M]. 2nd ed. Beijing: China Standard Press, 2001. (in
Chinese)
- [12] 王斌. 常用材料手册[M]. 南昌: 江西科学技术出版
社, 1990.
Wang Bin. Common materials handbook[M]. Nanchang:
Jiangxi Science and Technology Press, 1990. (in Chinese)
- [13] 《航空制造工程手册》总编委会. 航空工程制造手册——热
处理[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
General Editorial Board of aviation manufacturing engi-

- neering handbook*. Aviation manufacturing engineering handbook-heat treatment[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)
- [14] 《弹性元件质量问题及技术改进选编》编辑委员会. 弹性元件质量问题及技术改进选编[M]. 太原: 中航工业太原航空仪表有限公司, 2008.
Editorial Board of *elastic components and technology to improve the quality of selected*. Elastic components and technology to improve the quality of selected[M]. Taiyuan: AVIC Taiyuan Aviation Instrument Co., Ltd., 2008. (in Chinese)
- [15] 俞尚知. 焊接工艺人员手册[M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1991.
Yu Shangzhi. *Welding technologist handbook*[M]. Shanghai: Shanghai Science and Technology Press, 1991. (in Chinese)
- 作者简介:**
张永红(1973—),男,工程师。主要研究方向:航电机载设备空速— Ma 。
郭 凯(1986—),男,助理工程师。主要研究方向:航电机载设备高度表。
刘海珍(1986—),女,助理工程师。主要研究方向:大气数据传感器。
- (编辑:马文静)

~~~~~

(上接第 221 页)

- Li Zhengneng. Aircraft structure[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [9] 李晓乐. 大型飞机复合材料机身结构设计[C]//第十届中国科协年会论文集(三), 郑州: 中国科学技术协会, 2008: 1664-1669.  
Li Xiaole. The structural design of composites of large airplane fuselage[C]//Collection of the 10th annual meeting of the China Association for Science and Technology (3), Zhengzhou: China Association for Science and Technology, 2008: 1664-1669. (in Chinese)
- [10] 陈绍杰. 复合材料与 A380 客机[J]. 航空制造技术, 2002(9): 27-29.  
Chen Shaojie. Composites and airliner A380[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2002(9): 27-29. (in Chinese)
- [11] 鲁 隽. 用先进结构和材料精心打造 A380[J]. 国际航空, 2004(1): 41-42.  
Lu Jun. Advanced structures and materials of A380[J]. *International Aviation*, 2004(1): 41-42. (in Chinese)
- [12] 张纪奎, 酆正能, 程小全, 等. 复合材料整体结构在大型民航机上的应用[J]. 航空制造技术, 2007(9): 38-43.  
Zhang Jikui, Li Zhengneng, Cheng Xiaoquan, et al. Application of composite integrity structure in large commercial jet[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2007(9): 38-43. (in Chinese)
- [13] 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 596-604.  
Yang Naibin. Composite structures for new generation large commercial jet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 596-604. (in Chinese)
- 作者简介:**  
何 薇(1982—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构设计。  
樊庆文(1982—),男,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。
- (编辑:马文静)

~~~~~

(上接第 232 页)

- [16] Yun Seong Lee, Dong-Jin Kim, Jin-O Kim. New FMECA methodology using structural importance and fuzzy theory [J]. *IEEE Transactions on Power Systems*, 2011, 26(4): 2364-2370.
- [17] 康锐, 石荣德. FMECA 技术及其应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 35-40.
Kang Rui, Shi Rongde. FMECA technology and its application[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 35-40. (in Chinese)
- [18] Anmei Zhou, Dejie Yu, Wenyi Zhang. A research on intelligent fault diagnosis of wind turbines based on ontology and FMECA[J]. *Advanced Engineering Informatics*, 2015, 29(1): 115-125.
- 作者简介:**
火建卫(1974—),男,高级工程师。主要研究方向:可靠性设计、分析等。
李雅琳(1966—),女,高级工程师。主要研究方向:可靠性设计与分析。
薛海红(1968—),女,高级工程师。主要研究方向:可靠性设计、分析、试验。
- (编辑:赵毓梅)