

文章编号:1674-8190(2014)03-326-06

超燃冲压发动机进气道特性及传感器选择研究

杜宪¹, 郭迎清¹, 张宇飞², 薛薇³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

(2. 中航工业航空动力控制系统研究所 系统部, 无锡 214063)

(3. 中国航天科工集团公司 三十一研究所, 北京 100074)

摘要: 针对超燃冲压发动机进气道状态监测系统的需求, 通过对超燃冲压发动机进气道进行二维流场数值模拟, 得到了超燃冲压发动机进气道在不同马赫数、不同反压下的数值模拟结果, 进而通过分析进气道从起动状态到不起动状态下的壁面静压分布特性, 给出了进气道起动状态的初步判断准则。在确定了进气道监测参数的基础上, 将可拓学理论用于超燃冲压发动机传感器选型中, 建立了超燃冲压发动机传感器选型的综合评价方法, 并以压力传感器选型算例验证了该方法的可靠性。该研究为超燃冲压发动机参数测量方案制定和状态监测系统设计提供参考。

关键词: 超燃冲压发动机; 进气道; 状态监测; 可拓学理论; 传感器选型

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study on Characteristics of Scramjet Inlet and Selection of Sensor

Du Xian¹, Guo Yingqing¹, Zhang Yufei², Xue Wei³

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Department of system, AVIC Aviation Power Control System Research Institute, Wuxi 214063, China)

(3. The 31st Institute, China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: According to the demand of the condition monitoring system of scramjet inlets, 2-D flow field of the scramjet inlets is numerically simulated; the numerical simulation results of the scramjet inlets at different Mach number and different pressure are presented. The surface static pressure distributions of the inlets from start to un-start are analyzed and the start judgment criterion is given. After inlet monitoring parameters are determined, extension theory is applied to the sensor selection, thus a comprehensive evaluation method of scramjet sensor selection is established. Then an example of pressure sensor using this optimal selection method is taken to verify the effectiveness of this method. The research provides reference for the establishment of the scramjet parameters measurement scheme and the design of condition monitoring system.

Key words: scramjet; inlet; condition monitoring; extension theory; sensor selection

0 引言

超燃冲压发动机的进气道是该类发动机的重要组成部分, 主要由前体构成的外压缩面和外罩唇口到隔离段入口间的内压缩段组成。进气道的主

要功能是利用迎面高速气流的速度冲压, 有效将动能转化为势能, 为燃烧室提供一定流量的高温高压空气。当来流条件不变时, 燃烧室内燃烧产生的反压导致隔离段出口背压过高, 激波串被推出唇口之外, 从而导致进气道不起动, 流量系数和总压恢复系数将急剧下降。因此, 必须对超燃冲压发动机的进气道进行实时监控, 保证进气道处于起动状态。

对于进气道起动, 国内外已进行了大量的研究。刘兴洲^[1]对二维几何不可调进气道进行了不

收稿日期: 2013-11-25; 修回日期: 2014-01-06

通信作者: 杜宪, mydx@mail.nwpu.edu.cn

同马赫数下的进气道起动试验;R. T. Volland 等^[2]和 Rodriguez Carlos G 等^[3]利用进气道壁面两个点的静压比值作为进气道不起动状态的判断条件;Mayer David W 等^[4]和 M. D. Neaves 等^[5]通过数值模拟研究了自由来流条件和燃烧室压力扰动所引起的进气道不起动;鲍文等^[6]对高超声速进气道不起动现象进行数值模拟研究,分析了由于反压引起进气道不起动的内在物理机制,初步给出了高超声速进气道起动/不起动的判断准则;黄伟等^[7]通过数值仿真分析了隔离段长短对进气道出口参数的影响;常军涛等^[8]对由攻角引起的进气道起动/不起动特性进行了数值模拟,并对进气道的再起条件进行了分析。

目前,国内有关超燃冲压发动机状态监测系统的研究较少,深层次问题需进一步研究。为了选出能够实时反映进气道工作状态,即能够较准确反映进气道(起动/不起动)特性的参数,本文通过对进气道的二维流场计算,给出不同马赫数、不同静压比下的数值仿真结果,通过分析不同马赫数下的进气道从起动状态到不起动状态下的壁面静压分布特性,初步选出能够反映进气道工作状态的参数。在确定进气道监测参数的基础上,将可拓学理论用于超燃冲压发动机传感器选型中,采用可拓学理论中物元与关联函数的概念,将超燃冲压发动机待评价的各个参数与评价指标间的关系量化为关联函数矩阵,建立一种超燃冲压发动机传感器选型的综合评价方法。以压力传感器选型为例,利用可拓学理论优化选择传感器,为工程实现提供技术支持。

1 进气道特性

1.1 进气道模型及初始条件

本文利用 Fluent 软件对进气道模型(如图 1 所示)进行数值模拟,该进气道的具体尺寸如表 1 所示。

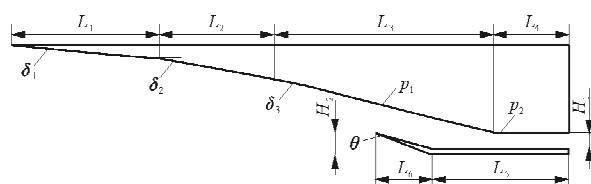


图 1 超燃冲压发动机进气道模型结构简图

Fig. 1 Geometric sketch of scramjet inlet model

表 1 超燃冲压发动机进气道尺寸

Table 1 Geometric measurements of the scramjet inlet

参数	数值	参数	数值
L_1/mm	496.3	II_1/mm	44
L_2/mm	383.8	II_2/mm	64
L_3/mm	723.5	$\delta_1/(\text{°})$	5
L_4/mm	245.1	$\delta_2/(\text{°})$	10
L_5/mm	455.7	$\delta_3/(\text{°})$	14
L_6/mm	192.6	$\theta/(\text{°})$	4.5

燃烧室燃烧化学反应释放的能量增加或尾喷管喉部面积下降都可能导致进气道出口反压升高,进而引起进气道不起动。因此,发动机在运行过程中,必须实时监测进气道的工作状态,并采用进气道不起动保护控制,确保发动机进气道处于起动状态。为了更好地研究进气道的起动状态与壁面静压之间的关系,本文对该进气道模型进行不同马赫数、不同静压比下(如表 2 所示)的计算。

表 2 不同状态下的进气道初始参数

Table 2 Initial parameters of inlet in different conditions

飞行高度 (H)/km	进口静压 (p)/Pa	飞行 马赫数	进口总压 (p*)/Pa	进口总温 (T*)/K	出口静压与进 口静压的比值
		4	839 496.9	909	16 25 30
20	5 529	5	2 925 337.4	1 296	28 35 44
		6	8 729 614.7	1 771	44 68 80

1.2 流场计算结果

通过仿真计算,得出不同状态下的进气道内部流场,以马赫数 4 为例,两种不同工作状态下的进气道等静压分布如图 2 所示。

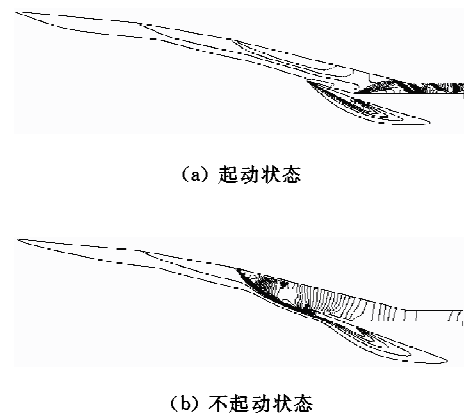


图 2 不同工作状态下的进气道等压线

Fig. 2 Static pressure contour of inlet in different conditions

从图 2 可以看出:当进气道处于起动状态时,外压波系交于唇口处,内压激波交于上壁面折点处,且内压通道内存在激波、激波反射与相交、激波相互干涉、激波与边界层之间的相互干扰等,这与文献[9]的结论相一致;当进气道出口反压值大于一定值时,进气道处于不起动状态,正激波面被推出唇口并与外面的斜激波相交,形成脱体激波,位于唇口之外。

进一步仿真计算,得出反压比数值大小与激波串位置的关系,如图 3 所示。

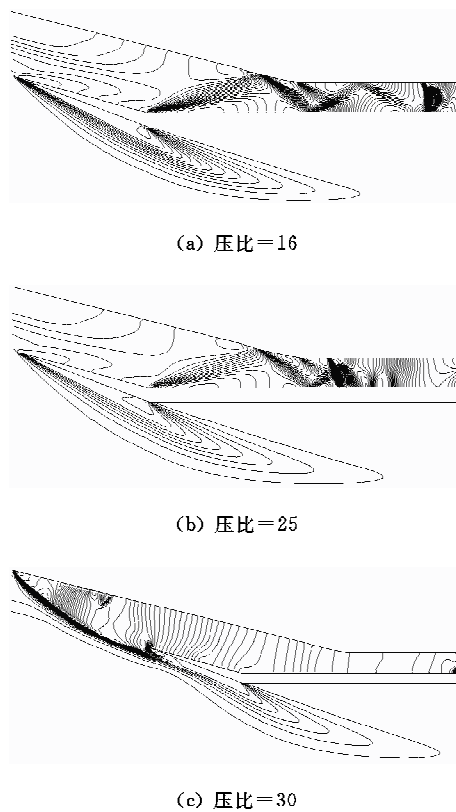


图 3 不同压比下唇口附近区域及隔离段内的等压线

Fig. 3 Static pressure contour of inlet cowl lip and isolator with different back pressure

从图 3 可以看出:当压比较小(压比为 16 和 25)时,激波串完全位于隔离段内部,此时进气道处于起动状态;随着压比的不断增加,在背压的作用下,隔离段内的正激波串不断前移,当压比增大为 30 时,正激波面被推出进气道与外面斜激波相交形成脱体激波,此时进气道处于不起动状态。

1.3 不起动特性

状态监测系统中测量参数的数量反映对发动

机运行状况的了解程度,测量参数越多,对系统工作状态的表征能力越强,状态监测系统的监视能力也越准确。由于受到传感器数量及安装条件的限制,发动机上选取的测量参数有限^[10-12]。因此,必须选择出能够反映发动机工作状态的参数。

本文首先得出不同马赫数、不同静压比下的进气道壁面静压分布(如图 4 所示),进而研究分析其规律及特性,给出最佳测点。

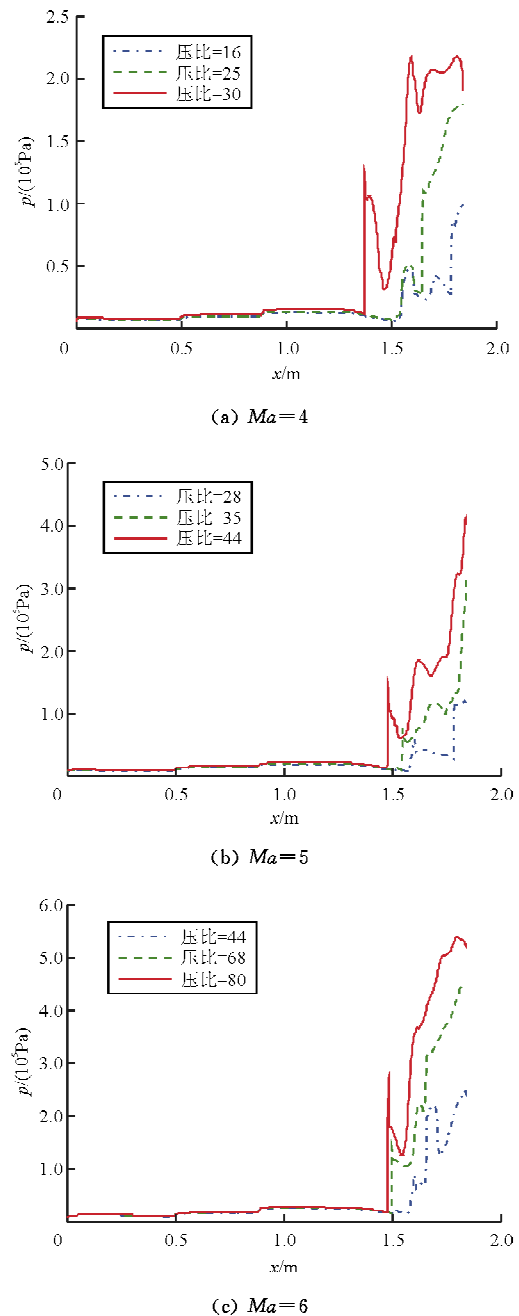


图 4 不同马赫数、不同压比下的进气道壁面静压分布
Fig. 4 Distribution of static pressure of inlet in different Mach numbers with different back pressure

从图 4 可以看出:不同马赫数下,在进气道壁面的一定范围内,静压随着压比的增大而增大。即壁面一定位置的静压大小反映压比大小,且从上文得知压比与进气道起动与否直接相关,则在这些位置内选择合适的测点,其静压作为表征进气道起动状态变化的参数点。

本文选取点 1 和点 2(图 1)处的压强 p_1 和 p_2 的比值(p_2/p_1)作为进气道起动状态的判断准则。当 p_2/p_1 大于某个值时,进气道处于起动状态;当 p_2/p_1 小于某个值时,进气道处于不起动状态,这与文献[2]中给出的结果相一致。不同工作状态下的 p_2/p_1 值如表 3 所示,根据表 3 中的数值模拟计算结果,选取进气道起动状态的判定值为 2.5,即当 p_2/p_1 的值大于 2.5 时,进气道处于起动状态,反之进气道处于不起动状态。

表 3 不同工作状态下的 p_2/p_1 值

Table 3 p_2/p_1 in different conditions

马赫数	工作状态	出口静压 与进口静 压的比值	p_1/Pa	p_2/Pa	p_2/p_1
4	起动	16	9 269	27 579	3.0
		25	9 924	30 783	3.1
	不起动	30	105 601	20 1021	1.9
5	起动	28	13 693	38 400	2.8
		35	15 222	45 362	2.9
	不起动	44	181 322	315 411	1.7
6	起动	44	21 191	60 806	2.9
		68	19 795	60 805	3.0
	不起动	80	255 106	466 137	1.8

2 基于可拓学的传感器选型

可拓学是以形式化的模型,探讨事物拓展的可能性以及开拓创新的规律与方法,并用于解决矛盾问题。可拓学理论主要由物元理论和可拓集理论作为其理论框架。本文研究可拓集理论在传感器选型中的应用。

2.1 可拓集理论应用于传感器选型

2.1.1 可拓集定义

设 U 为论域,若 x 是 U 中的任一元素,则 U 中的可拓集 \tilde{E} 定义为

$$\tilde{E} = \{(x, y); x \in U, y = k(x) \in (-\infty, +\infty)\} \quad (1)$$

式中: $y=k(x)$ 为可拓集 \tilde{E} 的关联函数, $k(x)$ 为将 U 中的每一个元素映射到 $(-\infty, +\infty)$ 区间的关联度。

2.1.2 关联度

关联函数在应用中有很多形式,设 $X_0 = \langle a, b \rangle, X = \langle a', b' \rangle, X_0 \subset X$,且无公共端点,则建立的初等关联函数为

$$k(x) = \frac{\rho(x, X_0)}{D(x, X_0, X)} \quad (2)$$

式中: X_0 为经典域; X 为节域; $\rho(x, X_0)$ 为经典域下某一元素的关联函数值; $D(x, X_0, X)$ 为节域下某一元素的关联函数值。

$\rho(x, X_0)$ 和 $D(x, X_0, X)$ 的计算公式分别如式(3)和式(4)所示:

$$\rho(x, X_0) = \left| x - \frac{a+b}{2} \right| - \frac{b-a}{2} \quad (3)$$

$$D(x, X_0, X) = \begin{cases} \rho(x, X) - \rho(x, X_0), & x \notin X_0 \\ -1, & x \in X_0 \end{cases} \quad (4)$$

2.1.3 传感器选型

在传感器选型评价中,需要在多种备选方案中选择理想方案。从实际需求出发,以精度、量程、响应特性、环境条件和经济成本为评价体系建立可拓分析的物元模型^[13-14]。

$$R = (O, C, V) = \begin{bmatrix} O^* & C_1 & V_1 \\ & C_2 & V_2 \\ & \vdots & \vdots \\ & C_5 & V_5 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: O 为备选的传感器; $C=[C_1 C_2 \dots C_5]^T$ 为与 O 相应的特征集,即传感器精度、量程、响应特性、环境条件和经济成本; $V=[V_1 V_2 \dots V_5]^T$ 为关于特征 C 给定的量值向量,每个特征的量值可根据专家经验评价确定。

为了能评价传感器选型方案的优劣,需要在多种备选传感器中选择理想的传感器,所以首先给出期望的传感器方案的物元模型。

$$R^* = (O, C, V) = \begin{bmatrix} O^* & C_1 & V_1 \\ & C_2 & V_2 \\ & \vdots & \vdots \\ & C_5 & V_5 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: \mathbf{O}^* 为期望的备选传感器; $[V_1 V_2 \cdots V_5]^T = \langle a_j, b_j \rangle (j=1, 2, \dots, 5)$,为期望的传感器 \mathbf{O}^* 时关于 $[C_1 C_2 \cdots C_5]^T$ 给定的期望值量域,即为经典域。

设 $V'_j = \langle a'_j, b'_j \rangle (j=1, 2, \dots, 5)$ 为特征集 $[C_1 C_2 \cdots C_5]^T$ 所容许的范围,即为节域。根据每个特征所可能取到的最大量值来确定范围。

根据初等关联函数,得到传感器选型的关联函数表达式为

$$k_{ij}(v_{ij}) = \begin{cases} -\rho(v_{ij}, V_j) & v_{ij} \in V_j \\ \frac{\rho(v_{ij}, V_j)}{\rho(v_{ij}, V'_j) - \rho(v_{ij}, V_j)} & v_{ij} \notin V_j \end{cases} \quad (7)$$

式中: $V_j = \langle a_j, b_j \rangle, V'_j = \langle a'_j, b'_j \rangle, (j=1, 2, \dots, 5)$, i 为第 $i(i=1, 2, \dots, m)$ 个备选传感器。

考虑每个特征的重要性,可给予权重为 $w_j (j=1, 2, \dots, n), w_j \in [0, 1]$ 且 $\sum_{j=1}^n w_j = 1$ 。则得到备选传感器与期望的传感器之间的关联度为

$$\mu_i = \sum_{j=1}^5 w_j k_{ij} \quad (i=1, 2, \dots, m) \quad (8)$$

关联度 μ 反映备选的传感器接近期望的传感器的度量, μ 越大,则所选择的传感器越接近期望的传感器,即所选的传感器是最佳的。

2.2 压力传感器选型算例

以参数 p_1 为例,运用可拓学理论对传感器选型进行研究,参数 p_1 测量范围为 $9\ 269 \sim 255\ 106$ Pa,可提供备选的传感器方案如表4所示。

表4 测量压强 p_1 的备选传感器方案
Table 4 Alternative sensor solutions of p_1

备选方案	传感器类型	型号 ^[15]	测量范围/Pa	精度
方案一	应变式	HDS-02	$0.3 \sim 3 \times 10^5$	0.2%~0.5%
方案二	压阻式	KYCD05	$0 \sim 5 \times 10^6$	0.1%
方案三	应变式	CLCY-1	$0 \sim 5 \times 10^6$	$\pm 0.2\% \sim \pm 0.5\%FS$

将评价指标分发给专家,要求各专家从精度、量程、响应特性、环境条件和经济成本等五个指标对每个方案按照百分制进行量化,收集后可得到评

价量化分值表,如表5所示。

表5 评价指标量化分值表
Table 5 Quantification values of evaluation indicator

备选方案	量化分值				
	精度	量程	响应特性	环境条件	经济成本
方案一	86	89	83	82	75
方案二	90	91	86	84	82
方案三	85	87	84	85	92

给定选型方案中的物元模型期望的评价量值范围和可能的最大量值范围,即经典域和节域。

经典域: $V_1 = \langle 85, 95 \rangle, V_2 = \langle 85, 95 \rangle, V_3 = \langle 80, 90 \rangle, V_4 = \langle 85, 95 \rangle, V_5 = \langle 80, 90 \rangle$

节域: $V'_1 = \langle 85, 95 \rangle, V'_2 = \langle 70, 100 \rangle, V'_3 = \langle 70, 100 \rangle, V'_4 = \langle 80, 100 \rangle, V'_5 = \langle 70, 100 \rangle$

根据式(3)和式(7)计算可得 k_{ij}

$$k_{ij} = \begin{bmatrix} 1 & 4 & 3 & -0.6 & -0.33 \\ 5 & 4 & 4 & -0.2 & 2 \\ 0 & 2 & 4 & 0 & -0.33 \end{bmatrix}$$

关联值为正,表示评定的结果在期望的区间内,其大小表示与最优值的接近程度,值越大表示越接近。关联值为负,表示评定的结果不在期望的区间内,其值的大小表示偏离该区间的程度。

根据需求,选取 $w_j = 1/5 (j=1, 2, \dots, 5)$ 。由式(8)可得到备选传感器方案的关联度为: $\mu_1 = 1.414, \mu_2 = 2.96, \mu_3 = 1.134$,则由关联度值可得参数 p_1 的传感器备选方案的最优顺序为方案二、方案一、方案三。

3 结 论

(1) 通过分析不同工作状态下的壁面压强分布,初步确定了超燃冲压发动机进气道监测参数及其位置,并根据各种工作状态仿真计算的结果给出了进气道起动状态的判定阈值为2.5,即当 p_2/p_1 的值大于2.5时,进气道处于起动状态,反之进气道处于不起动状态。

(2) 从控制和监视的需求角度出发,在所确定的能够反映发动机工作状态且易于测量的参数测量方案基础上,利用可拓评价方法对传感器选型进行评价,得到了切实可行的方案决策。以压力传感

器选型为算例,进一步验证了该选型方案的可靠性。

参考文献

- [1] 刘兴洲. 超燃冲压发动机性能初步研究[J]. 航空发动机, 2007, 33(2): 1-4.
Liu Xingzhou. Preliminary investigation of scramjet engine performance[J]. Aeroengine, 2007, 33(2): 1-4. (in Chinese)
- [2] Voland R T, Auslender A II. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test[R]. AIAA-99-4848, 1999.
- [3] Rodriguez Carlos G. Computational fluid dynamics analysis of the central institute of aviation motors/NASA scramjet [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 547-555.
- [4] Mayer David W, Paynter Gerald C. Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses [J]. AIAA Journal, 1994, 32(6): 1200-1206.
- [5] Neaves M D, McRae D S, Edwards J R. High-speed inlet unstart calculations using an implicit solution adaptive mesh algorithm[R]. AIAA-2001-0825, 2001.
- [6] 鲍文, 常军涛, 郭新刚, 等. 超燃冲压发动机进气道不起动仿真研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 731-735.
Bao Wen, Chang Juntao, Guo Xingang, et al. Unstart simulation of scramjet inlets[J]. Journal of aerospace power, 2005, 20(5): 731-735. (in Chinese)
- [7] 黄伟, 罗世斌, 王振国. 隔离段对二维混压式进气道出口参数的影响[J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 8-11.
Huang Wei, Luo Shibin, Wang Zhenguo. Effects of the isolator on the exit parameters of two-dimension inlet [J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(4): 8-11. (in Chinese)
- [8] 常军涛, 于达仁, 鲍文. 攻角引起的高超声速进气道不起动/再起特性分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 816-821.
Chang Juntao, Yu Daren, Bao Wen. Characteristic analysis of unstart/restart of hypersonic inlets caused by variations of attack angle of freestream[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 816-821. (in Chinese)
- [9] Jens von Kampen, Klaus Madlener, Helmut K Ciezki. Characteristic flow and spray properties of gelled fuels with regard to the impinging jet injector type[R]. AIAA-2006-4573, 2006.
- [10] 李本威, 胡国才, 高国胜, 等. 涡轴发动机监视参数选择与诊断方法研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 160-166.
Li Benwei, Hu Guocai, Gao Guosheng, et al. Study of selecting parameters and fault diagnosis for turboshaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 160-166. (in Chinese)
- [11] 范作民, 孙春林, 林兆福. 发动机故障诊断的主因子模型[J]. 航空学报, 1993, 14(12): 588-599.
Fan Zuomin, Sun Chunlin, Lin Zhaofu. Primary factor model for jet engine fault diagnosis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(12): 588-599. (in Chinese)
- [12] Torella G, Torella R. Probabilistic expert system for the diagnostics and trouble-shooting of gas turbine apparatuses [R]. AIAA-99-294220, 1999.
- [13] 刘学军, 刘存香, 张尔利. 可拓评价方法在传感器选型评价中的应用[J]. 自动化仪表, 2009(11): 76-78.
Liu Xuejun, Liu Cunxiang, Zhang Erli. Appliance of expandable evaluation method in evaluation of model selection for transducers[J]. Process Automation Instrumentation, 2009(11): 76-78. (in Chinese)
- [14] 魏辉, 余永权. 可拓检测的物元模型及其实现[J]. 广东工业大学学报, 2001, 18(1): 17-21.
Wei hui, Yu Yongquan. Extension detecting model and its implement[J]. Journal of Guangdong University of Technology, 2001, 18(1): 17-21. (in Chinese)
- [15] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第15册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 454-461.
General Editorial Board of Aircraft engine design manual. Aircraft engine design manual; No. 15[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 454-461. (in Chinese)

作者简介:

杜 宪(1989—),女,博士研究生。主要研究方向:航空发动机建模与控制。

郭迎清(1964—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:航空航天推进系统控制。

张宇飞(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机控制。

薛 薇(1981—),女,博士,工程师。主要研究方向:超燃冲压发动机控制与诊断。

(编辑:赵毓梅)