

航空发动机鲁棒线性变参数滤波器设计*

韩小宝, 王仲生

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 针对航空发动机线性变参数 (LPV) 模型部件性能参数估计问题, 给出了一种新的鲁棒 LPV 滤波器设计方法。基于参数依赖的二次 Lyapunov 函数及仿射二次稳定性概念得到了稳定且满足 H_∞ 性能指标滤波器存在的充分条件, 利用函数多凸性概念将其转化为线性矩阵不等式 (LMI) 约束下的常规凸优化问题, 得到了滤波器的解。针对某型退化涡扇发动机部件性能参数估计的仿真结果表明, 该滤波器的精度和鲁棒性满足设计要求。

关键词: 航空发动机; 参数估计; 线性变参数系统; 鲁棒滤波器

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2009) 02-0209-05

Study of robust linear parameter varying filter design for aeroengines

HAN Xiao-bao WANG Zhong-sheng

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract According to the characters of the aeroengine parameter estimation, a new robust linear parameter varying (LPV) filter for LPV model of aeroengine is proposed. Based on the notion of affine quadratic stability and parameter-dependent quadratic Lyapunov function, the sufficient condition which guarantees the filter stability and H_∞ performance target is given, and the design method is converted into a normal convex optimal problem under the constraint of linear matrix inequalities (LMI) by using the conception of multi-convexity. The accuracy and robustness of the filter design method are validated by simulation on the parameter estimation for a deteriorated turbofan engine.

Key words Aeroengines; Parameter estimation; Linear parameter varying system; Robust filter

1 引 言

现代航空发动机部件性能参数估计主要使用 Kalman 滤波器及其改进算法。Kalman 系列滤波器采用简单的递推结构算法, 能适用于白噪声激励的平稳或非平稳随机向量过程的估计, 具有较高的估计精度。但是在航空发动机参数估计的应用中也存在: 设计所需的精确噪声先验统计量不易获取, 由飞行包线稳态设计点上的滤波器增益通过插值得到的增益调度方法在非设计点上的滤波稳定性无理论保证, 滤波结果对建模及量测误差敏感等问题^[1~3]。针对上述问题, 本文通过采用参数依赖的二次 Lyapunov 函数, 结合仿射二次稳定性概念和函数多凸性概念, 将 LPV 系统框架下的鲁棒滤波器设计问题转化为 LMI 约束

下的常规凸优化问题, 给出了一种新的鲁棒 LPV 滤波器设计方法^[4~6]。该方法无需噪声先验统计量, 可在滤波器增益调度范围内保证滤波稳定性, 能有效抑制量测噪声, 且对建模误差有较强的鲁棒性。该滤波器针对某型涡扇发动机稳态部件性能退化参数估计的仿真取得了良好的效果。

2 航空发动机鲁棒 LPV 滤波器指标

给出如下状态空间形式的广义航空发动机连续时间 LPV 系统^[3,4,7]

$$\begin{cases} \dot{x} = A(\sigma)x + B_1(\sigma)w + B_2(\sigma)u \\ z = C_1(\sigma)x \\ y = C_2(\sigma)x + D_{21}(\sigma)w + D_{22}(\sigma)u \\ x(0) = x_0 \end{cases} \quad (1)$$

* 收稿日期: 2008-03-24; 修订日期: 2008-06-25。

基金项目: 国家自然科学基金项目 (50675178)。

作者简介: 韩小宝 (1980—), 男, 博士, 研究领域为航空发动机线性变参数系统滤波、控制理论。

Email: ranger_1980@mail.nwpu.edu.cn

式中 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ (\mathbf{R}^n 代表 n 维实数向量空间) 为发动机状态, $\mathbf{x}(0)$ 为状态初始值, $\mathbf{w} = (\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2) \in \mathbf{R}^r$ 为噪声, 包括建模误差 $\mathbf{w}_1 \in \mathbf{R}^n$ 和量测误差 $\mathbf{w}_2 \in \mathbf{R}^m$, $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^p$ 为发动机控制输入, $\mathbf{z} \in \mathbf{R}^q$ 为希望估计的发动机部件性能参数, $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^m$ 为量测输出。状态参数 $\sigma = (\sigma_1, \dots, \sigma_k) \in \mathbf{R}^k$, 满足 $\sigma_i \in [\underline{\omega}_i, \overline{\omega}_i]$, $i = 1, \dots, k$, 设其变化率为 $\sigma \succ (\sigma_1^\succ, \dots, \sigma_k^\succ) \in \mathbf{R}^k$, 且满足 $\sigma_i^\succ \in [\underline{v}_i, \overline{v}_i]$, $i = 1, \dots, k$, 参数 (σ, σ^\succ) 存在于以 $\Phi = \{(\sigma, \sigma^\succ) \in W \times V\} \in \mathbf{R}^{2k}$ 为顶点集合的超矩形 $\Gamma \in \mathbf{R}^{2k}$ 中, 其中

$$W = \{\omega = (\omega_1, \dots, \omega_k): \omega_i \in [\underline{\omega}_i, \overline{\omega}_i], i = 1, \dots, k\} \quad (2)$$

$$V = \{v = (v_1, \dots, v_k): v_i \in [\underline{v}_i, \overline{v}_i], i = 1, \dots, k\} \quad (3)$$

航空发动机 LPV 对象式 (1) 的系数矩阵为参数 σ 的线性仿射函数, 其形式如式 (4) 所示。

$$\begin{bmatrix} A(\sigma) & B_1(\sigma) & B_2(\sigma) \\ C_1(\sigma) & 0 & 0 \\ C_2(\sigma) & D_{21}(\sigma) & D_{22}(\sigma) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_0 & B_{10} & B_{20} \\ C_{10} & 0 & 0 \\ C_{20} & D_{210} & D_{220} \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^k \sigma_i \begin{bmatrix} A_i & 0 & B_{2i} \\ 0 & 0 & 0 \\ C_{2i} & 0 & D_{22i} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 $A_i, B_{1i}, B_{2i}, C_{1i}, C_{2i}, D_{21i}, D_{22i}$, $i = 1, \dots, k$ 为相应维数的常数矩阵, $C_{10} = [0: I_m]$, $B_{10} = [I_n: 0]$, $D_{210} = [0: I_m]$, I 为相应维数的单位矩阵。

针对系统式 (1), 采用与 Kalman 滤波器类似的预测修正结构, 给出如下鲁棒 LPV 滤波器

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}} = A(\sigma)\hat{\mathbf{x}} + B_2(\sigma)\mathbf{u} + K(\sigma) \cdot \\ \quad (\mathbf{y} - C_2(\sigma)\hat{\mathbf{x}} - D_{22}(\sigma)\mathbf{u}) \\ \hat{\mathbf{z}} = C_1(\sigma)\hat{\mathbf{x}} \\ \hat{\mathbf{x}}(0) = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中 $\hat{\mathbf{x}} \in \mathbf{R}^n$ 为滤波器状态, $\hat{\mathbf{x}}(0)$ 为滤波器状态初始值, $\hat{\mathbf{z}} \in \mathbf{R}^q$ 为滤波器输出, 即部件性能参数的估计值, $K(\sigma) \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 为依赖于参数 σ 的滤波器增益矩阵。设 $\mathbf{e} = (\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}) \in \mathbf{R}^n$ 为滤波系统的误差状态, 则滤波器的误差系统状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}} \succ (A(\sigma) - K(\sigma)C_2(\sigma))\mathbf{e} + \\ \quad (B_1(\sigma) - K(\sigma)D_{21}(\sigma))\mathbf{w} \\ \Delta \mathbf{z} = C_1(\sigma)\mathbf{e} \\ \mathbf{e}(0) = \mathbf{x}(0) - \hat{\mathbf{x}}(0) \end{cases} \quad (6)$$

式中 $\mathbf{e}(0)$ 为误差状态初始值, $\Delta \mathbf{z} = (\mathbf{z} - \hat{\mathbf{z}}) \in \mathbf{R}^q$ 为估计误差。则从噪声 \mathbf{w} 到滤波器估计误差 $\Delta \mathbf{z}$ 的传递

函数表示为

$$\mathbf{G}_{\Delta \mathbf{z}}(s) = \begin{bmatrix} \tilde{A}(\sigma) & \tilde{B}(\sigma) \\ \tilde{C}(\sigma) & \tilde{D}(\sigma) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(\sigma) - K(\sigma)C_2(\sigma) & B_1(\sigma) - K(\sigma)D_{21}(\sigma) \\ C_1(\sigma) & 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

设系统 $\mathbf{G}_{\Delta \mathbf{z}}(s)$ 的 H_∞ 性能指标为 $J = \|\mathbf{G}_{\Delta \mathbf{z}}(s)\|_\infty$, 则航空发动机鲁棒 LPV 滤波器设计的目的为: 针对受干扰 \mathbf{w} 影响的退化航空发动机 LPV 系统式 (1), 设计鲁棒 LPV 滤波器式 (5), 使滤波误差系统式 (7) 稳定, 且闭环传递函数 $\mathbf{G}_{\Delta \mathbf{z}}(s)$ 的性能指标 J 最小。

3 航空发动机鲁棒 LPV 滤波器设计

针对系统式 (1), 鲁棒 LPV 滤波器设计的理论基础是依赖于参数的二次 Lyapunov 函数 $V(\mathbf{x}, \sigma) = \mathbf{x}^T P(\sigma)\mathbf{x}$ 和仿射二次稳定性概念, 其中, $P(\sigma)$ 为依赖于系统参数 σ 的 Lyapunov 矩阵。虽然使用定常 Lyapunov 矩阵 P 便于理论推导和计算, 但是 P 必须满足参数 σ 以任意速率变化的情况, 而实际系统中, 参数 σ 及其变化率 σ^\succ 往往是有界的, 尤其是对稳态航空发动机这样参数变化缓慢的系统, 由此得到的稳定性条件保守性较大, 引入 $P(\sigma)$ 将减少设计保守性, 提高滤波器的性能^[4-6]。下面给出系统仿射二次稳定性和 H_∞ 性能的概念。

3.1 仿射二次稳定性和 H_∞ 性能

定义^[4-6]: 对于 LPV 系统式 (7) 和给定实数 $\gamma > 0$ 系统式 (7) 仿射二次稳定, 且其 H_∞ 性能指标 $J < \gamma$ 的充分条件是: 存在对称矩阵 $P(\sigma)$ 和 P_0, \dots, P_k , 在参数 $(\sigma, \sigma^\succ) \in \Gamma$ 所有可行的轨迹上使得式 (8) 成立。

$$P(\sigma) = P_0 + \sum_{i=1}^k \sigma_i P_i > 0 \quad (8a)$$

$$\begin{bmatrix} \tilde{A}(\sigma)^T P(\sigma) + P(\sigma)\tilde{A}(\sigma) + P(\sigma)\tilde{B}(\sigma) \\ \tilde{C}(\sigma)^T \tilde{C}(\sigma) + P(\sigma^\succ) - P_0 \\ * \\ -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (8b)$$

上述定义虽然给出了 LPV 系统仿射二次稳定, 且满足 H_∞ 性能指标的充分条件, 但是式 (8) 是依赖于参数 (σ, σ^\succ) 的 LMI 约束, 其中包含了参数 (σ, σ^\succ) 可行轨迹上数量无穷的 LMI 约束, 所以无法进行数值求解^[5-6]。为求解上述问题以获得滤波器的设计,

本文通过引入多凸性引理将式 (8) 转化为一组数量有限的 IM I 约束。

3.2 多凸性引理

多凸性引理^[4]: 设参数 $\rho \in \Pi$, $\Pi \in \mathbf{R}^k$ 为超矩形空间, 其顶点集合为 $\Psi \in \mathbf{R}^k$ 。关于 ρ 的二次函数 $f(\rho) = \alpha_0 + \sum_{i=1}^k \alpha_i \rho_i + \sum_{i < j} \beta_{ij} \rho_i \rho_j + \sum_{i=1}^k \gamma_i \rho_i^2$, 若 $f(\rho)$ 是多凸的, 即满足

$$2\gamma_i = \frac{\partial^2 f(\rho)}{\partial \rho_i^2} \geq 0 \quad i = 1, \dots, k \quad (9)$$

则 $f(\rho) < 0$ 对任意 $\rho \in \Pi$ 成立的充分必要条件为: $f(\rho) < 0$ 在 $\rho \in \Psi$ 上成立。

由上述引理, 对于式 (8), 将不等式 (8a) 两端同乘以负号, 若变换后的 (8a) 以及 (8b) 的左端项满足多凸性条件式 (9), 且在超矩形空间 Γ 的顶点集合 Φ 上使式 (8) 成立, 则对于参数 $(\sigma, \omega) \in \Gamma$ 所有可行的轨迹上有式 (8) 成立, 从而将空间 Γ 上数量无穷的 IM I 约束转化为顶点集合 Φ 上数量有限的 IM I 约束。

3.3 滤波器的设计

针对系统式 (1), 结合仿射二次稳定性和 H_∞ 性能定义及多凸性引理, 给出如下有关鲁棒 LPV 滤波器设计的定理以及设计步骤^[4]。

定理: 对于系统式 (1) 和给定实数 $\gamma > 0$ 设计 LPV 滤波器式 (5), 使得滤波误差系统式 (7) 仿射二次稳定, 且 H_∞ 性能指标 $J < \gamma$ 的充分条件是: 存在矩阵 $\tilde{P}(\sigma)$, 常数矩阵 $\tilde{P}_0, \dots, \tilde{P}_k$ 和对称矩阵 $P(\sigma)$, 常数对称矩阵 P_0, \dots, P_k 使得式 (10) 成立。

$$\tilde{P}(\sigma) = \tilde{P}_0 + \sum_{i=1}^k \sigma_i \tilde{P}_i$$

$$P(\sigma) = P_0 + \sum_{i=1}^k \sigma_i P_i > 0 \quad \forall \sigma \in W$$

$$\left| \begin{array}{c} \phi(\sigma, \omega) \quad P(\sigma)B_1(\sigma) - \tilde{P}(\sigma)D_{21}(\sigma) \\ * \\ -\gamma^2 I \end{array} \right| < 0$$

$$\forall (\sigma, \omega) \in W \times V$$

$$\left| \begin{array}{c} A_i^T P_i + P_i A_i - \tilde{P}_i C_{2i} - C_{2i}^T \tilde{P}_i^T \quad P_i B_{1i} - \tilde{P}_i D_{21i} \\ * \\ 0 \end{array} \right| \geq 0$$

$$i = 1, \dots, k \quad (10)$$

式中 $\phi(\sigma, \omega) = A(\sigma)^T P(\sigma) + P(\sigma)A(\sigma) - \tilde{P}(\sigma)C_2(\sigma) - C_2(\sigma)^T \tilde{P}(\sigma)^T + C_1(\sigma)^T C_1(\sigma) + P(\sigma)\omega - P_0$, 且使得滤波器式 (5) 稳定的增益矩阵 $K(\sigma)$ 为

$$K(\sigma) = P(\sigma)^{-1} \tilde{P}(\sigma) \quad (11)$$

用公式 (10) 以及 $P_i = P_i^T \quad i = 0 \dots k$ 约束求解正实数 r 的最小值。

由上所述, 给出如下航空发动机鲁棒 LPV 滤波器的设计步骤:

(1) 获取以 σ 为时变参数的航空发动机 LPV 模型 (1), 并确定时变参数及其变化率 (σ, ω) 所在超矩形参数空间 Γ 及其顶点集合 Φ 。

(2) 设待优化的 H_∞ 范数指标为 $\gamma > 0$ 以及待求解的变量 (P_0, \dots, P_k) 和 $(\tilde{P}_0, \dots, \tilde{P}_k)$ 。

(3) 在 Φ 上建立并求解 IM I 约束下的凸优化问题, 解得 $\gamma_{min}, (P_0, \dots, P_k)$ 和 $(\tilde{P}_0, \dots, \tilde{P}_k)$ 。

(4) 由式 (11) 得到滤波器增益 $K(\sigma)$, 并按照式 (5) 建立航空发动机鲁棒 LPV 滤波器。

4 仿真算例

某型双转子涡扇发动机的稳态小偏离线性模型, 在高度 H , 马赫数 Ma 一定, 仅改变风扇相对转速的条件下, 采用雅克比方法得到了以 $\sigma = (n_L, n_L^2, n_L^3)$ 为参数的发动机 LPV 模型 (1)^[7], 其中, n_L 为风扇相对转速, 且满足 $n_L \in [0.80 \ 0.98]$, 其变化率 $n_L^2 \in [-0.1, 0.1]$ 。系统状态 $x = (\Delta n_{H1}, \Delta n_L, \Delta \eta_{H1}, \Delta \eta_{L1}, \Delta m_{a1}, \Delta m_{aL})^T$, 分别为高、低压转子转速, 高、低压涡轮效率, 高压压气机换算流量和风扇换算流量的相对变化量; $w = (w_1, w_2)^T$ 为干扰; 控制变量 $u = (\Delta m_f, \Delta A_8)^T$, 分别代表主燃油流量和尾喷管喉部面积的相对变化量; 可测输出 $y = (\Delta p_4, \Delta T_{51}, \Delta p_5, \Delta p_6)^T$, 分别为燃烧室出口压力、高压涡轮出口温度、混合室出口压力和高压涡轮出口压力的相对变化量; 需要估计的发动机部件性能退化参数为 $z = (\Delta \eta_{H1}, \Delta \eta_{L1}, \Delta m_{a1}, \Delta m_{aL})^T$ 。在 $H = 4 \text{ km}, Ma = 0.9$ 的条件下, 根据前述的滤波器设计方法得到以 n_L 为调度变量的鲁棒 LPV 滤波器, 其增益 $K(\sigma)$ 如式 (12) 所示。

$$K(\sigma) = (P_0 + \sum_{i=1}^3 n_L^i P_i)^{-1} (\tilde{P}_0 + \sum_{i=1}^3 n_L^i \tilde{P}_i) \quad (12)$$

当增益调度参数取为 $n_L = 0.96$ 时, 根据式 (12) 得到的名义滤波器增益 $K(\sigma)_{0.96}$ 为

$$K(\sigma)_{0.96} = \begin{bmatrix} 3.5293 & -0.9909 & -0.4005 & 1.1183 \\ -1.0002 & 4.8703 & 1.3509 & 0.4201 \\ -1.8065 & -0.4094 & -1.9222 & -2.7804 \\ 7.6424 & 2.1534 & 2.3614 & 2.8136 \\ 1.7681 & -1.5653 & 0.4691 & 0.4471 \\ -0.9438 & 0.9643 & -1.1332 & -1.2098 \end{bmatrix} \quad (13)$$

仿真中给定 n_L , 以不同退化程度的涡扇发动机

线性模型做小量燃油阶跃时的动态响应作为滤波器输入。仿真过程中引入的噪声皆为互不相关的零均值高斯白噪声;在建模噪声 w_1 中,转速状态中引入的噪声强度为其标称值的 1.0%,在部件性能退化状态中引入的噪声强度为其标称值的 0.1%;量测噪声 w_2 与可测输出相对应,信噪比取为 (80 70 80 80)^[1 3]。上述仿真条件下,滤波器的仿真验证结果如图 1~图 4所示。其中,图 1~图 3表示 $n_L = 0.96$ 时,部件性能参数 ($\eta_{TH}, \eta_{TL}, m_{aH}, m_{aL}$) 的退化情况分别为 (-2.0%, 0 0 0)、(0 0 0 -2.0%)和 (-0.5%, -1.0%, -1.5%, -2.0%)时的参数估计结果;图 4表示在 $n_L \in [0.86 0.98]$ 的范围内, n_L 以 0.02为间隔取 7组发动机工作状态,并由式 (13)计算出相应的 LPV 滤波器增益 $K(\sigma)$,且每组发动机状态下部件性能参数 ($\eta_{TH}, \eta_{TL}, m_{aH}, m_{aL}$) 的退化情况皆为 (-0.5%, -1.0%, -1.5%, -2.0%)时的参数估计结果。

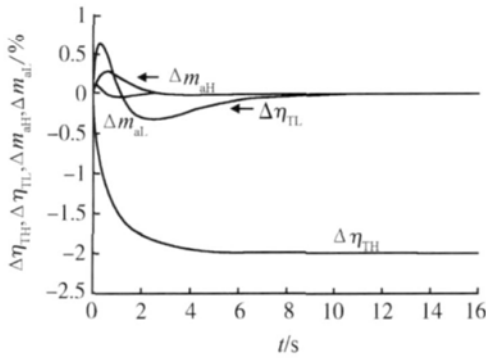


Fig. 1 Filter response with deterioration of η_{TH} only

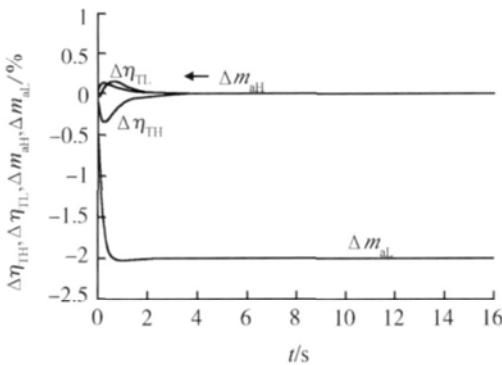


Fig. 2 Filter response with deterioration of m_{aL} only

由图 1~3可见,设计的滤波器能够估计单一或多参数退化的稳态航空发动机性能参数;参数估计的平均误差为 0.10%,滤波器在 10s内收敛到了稳定值;由图 4可见,参数估计的平均误差为 0.15%,滤波器在 10s内收敛到了稳定值,且滤波器设计方法保证了增益调度变量 n_L 变化范围内的滤波稳定性,而

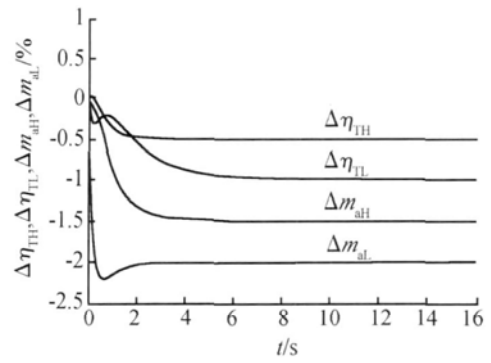


Fig. 3 Filter response with deterioration of multi-parameters

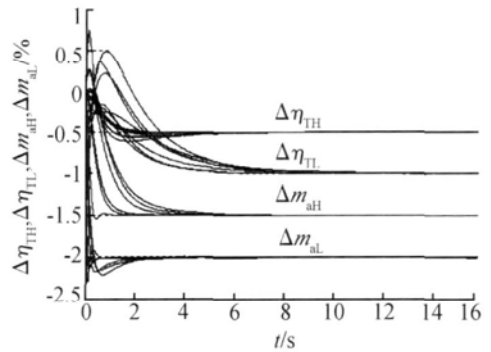


Fig. 4 Filter response of 7 states with deterioration of multi-parameters

这一特性是 Kalman 系列滤波器所不具备的。通过与 Kalman 滤波器比较,在相对较高的噪声强度条件下:本文给出的滤波器精度高于文献 [3]中的结果(多参数退化平均误差为 0.25%),接近文献 [1]的结果(单参数退化时的平均稳态误差为 0.101%,多参数退化时为 0.08%);而滤波的收敛速度明显快于文献 [1]中的结果(收敛时间小于 40s)。大量仿真结果表明,对于包线内的其它飞行条件,该滤波器设计方法也得到了较好的滤波效果。

5 结论

针对航空发动机 LPV 模型,本文给出了一种新的航空发动机部件性能参数鲁棒 LPV 滤波器设计方法。该方法采用参数依赖的二次 Lyapunov 函数,在仿射二次稳定性概念的基础上结合多凸性引理得到了稳定且满足 H_∞ 性能指标的滤波器设计。仿真结果表明,与 Kalman 滤波器相比该滤波器的设计无需噪声先验统计量,在滤波增益调度范围内能够确保滤波系统的稳定性,对建模和量测误差有较强的鲁棒性,且估计精度较高。

(下转第 245 页)

基于众多的研究集中在铝/冰反应燃料冲压发动机上,均是因为铝具有比镁更高的能量密度,所以可以考虑在文中的贫氧固体燃料的基础上适量加入铝粉,在保证金属与水反应随顺利进行又能使反应的持续得到保障前提下,为获得最佳的发动机比冲,探询最佳的镁铝配比将是后续的研究重点。

参考文献:

- [1] 李明权. 超空泡武器技术 [J]. 现代军事, 2001, (8): 38~ 40
- [2] 陈 兢. 新概念武器 - 超空泡水下高速武器 [J]. 飞航导弹, 2004, (10): 34~ 37.
- [3] Kiely D H. Review of underwater thermal propulsion [C]. *Joint Propulsion Conference, July 1 ~ 3 1996 Lake Buena Vista, FL.*
- [4] Foote J P, Lineberry J T, Thompson B R. Investigation of aluminum particle combustion for underwater propulsion applications [R]. AIAA 96-3086
- [5] Greiner L. Selection of high-performance propellants for torpedoes [J]. *ARS J.*, 1960, 30: 1161~ 1163
- [6] Catoire Laurent, Legendre Jean-Francois, Giraud Marc. Kinetic model for aluminum-sensitized ram accelerator combustion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(2): 196~ 202
- [7] Kristen P Brooks, Merrill W Beckstead. Dynamics of alu-

minum combustion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(4): 769~ 780

- [8] 郑邯勇. 铝水推进系统的现状与发展前景 [J]. 舰船科学技术, 2003, 25(5): 24~ 25
- [9] 罗 凯, 党建军, 王育才, 等. 金属/冰反应冲压发动机系统性能估算 [J]. 推进技术, 2004, 25(6). (LUO Kai, DANG Jian-jun, WANG Yu-cai et al. System capability estimating for a metal/water reaction fuel ram jet system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(6).)
- [10] 缪万波, 夏智勋, 郭 键, 等. 金属/冰反应冲压发动机理论性能计算与分析 [J]. 推进技术, 2005, 26(6). (MIAO Wan-bo, XIA Zhixun, GUO Jian, et al. Thermodynamic calculation for the water ram jet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(6).)
- [11] 李 芳, 张为华, 张 炜, 等. 铝基贫氧固体燃料性能初步研究 [J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(4).
- [12] 李 芳, 张为华, 张 炜, 等. 贫氧固体燃料能量特性分析 [J]. 固体火箭技术, 2005, 28(4): 256~ 259
- [13] 孙展鹏, 乐发仁. 铝/冰反应机理初探 [J]. 化学推进剂与高分子材料, 2006, 4(2): 37~ 39
- [14] 毛成立, 李葆萱. 贫氧推进剂一次燃烧产物的热力计算 [J]. 宇航学报, 2000, 21(增刊): 32~ 37.

(编辑: 刘萝威)

(上接第 212 页)

参考文献:

- [1] Dan S Kahn. Filtering with inequality constraints for turbofan engine health estimation [R]. *NASA/TM-2003-212111.*
- [2] Adibhatla S, Gastineau Z. Tracking filter selection and control mode selection for model based control [R]. *AIAA* 1994-3204
- [3] Heather H H. A simulation study of turbofan engine deterioration estimation using Kalman filtering techniques [R]. *NASA Technical Memorandum* 104233, 1991.
- [4] Gahinet F, Apkarian P, Chilali M. Affine parameter-dependent Lyapunov function and real parametric uncertainty [J]. *IEEE Transaction on Automatic Control*, 1996, 41

(3): 436~ 442

- [5] Wu F, Prajna S. A new solution approach to polynomial LPV system analysis and synthesis [C]. *Proceeding of the 2004 American Control Conference, Boston, Massachusetts*, 2004, 1362~ 1367.
- [6] Sato M. Filter design for LPV system using quadratically parameter-dependent Lyapunov functions [J]. *Automatica*, 2006, 42(11): 2017~ 2023
- [7] Reberga L, Henrion D, Bemussou J et al. LPV modeling of a turbofan engine [C]. *16th FAC World Congress*, 2005, 3~ 8

(编辑: 梅 瑛)