

2 稳态参数敏感性分析方法与数学模型

2.1 分析方法

对于大型运载火箭动力系统, 其非线性稳态特性数学模型可表示为: $f(D, X) = 0$, 其中 $D = (D_1, D_2, \dots, D_m)^T$ 为干扰因素无量纲变量; $X = (X_1, X_2, \dots, X_n)^T$ 为稳态参数无量纲变量。此式确定了从 D 的邻域 $N(D) \subset \mathbf{R}^m$ 到 X 的邻域 $N(X) \subset \mathbf{R}^n$ 的一个光滑映射。由此可得到:

$$\frac{dX}{dD} = - \left(\frac{\partial f}{\partial X} \right)^{-1} \frac{\partial f}{\partial D} \quad (1)$$

式中 $n \times m$ 矩阵 $-\left(\frac{\partial f}{\partial X}\right)^{-1} \frac{\partial f}{\partial D} = \mathbf{J}$ 为敏感度矩阵。由式 (1) 得到

$$dx_i = \sum_{j=1}^m \frac{\partial X_i}{\partial D_j} \cdot dD_j; \quad \frac{\partial X_i}{\partial D_j} = J_{ij} \quad (2)$$

式 (2) 中 J_{ij} 为 X_i 对于 D_j 的敏感度。由大型运载火箭动力系统的非线性稳态数学模型可得到矩阵 $\mathbf{A}(X, D) = \partial f / \partial X$, $\mathbf{B}(X, D) = \partial f / \partial D$ 的解析表达式, 实际上矩阵 $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{B}$ 为结构不变 (非零元素位置不变) 的稀疏矩阵, 根据 $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{B}$ 的稀疏特点, 并通过对方程次序和变量 X 的各分量次序的合理排序, 可以方便地计算 $\mathbf{A}(X, D)$ 的逆阵, 从而得到敏感度矩阵。

2.2 组件方程与函数矩阵

运载火箭地面级动力系统为泵压式燃气发生器循环系统, 其组件方程参见文献 [1, 2], 这里仅给出各主要组件方程的偏导数函数矩阵向量的紧凑形式。式中 “|” 右边括号内的符号表示左边的项为其对应的偏导数。

泵

$$\begin{aligned} & (1, -2a\rho n - bq_m, -bn - \frac{2cq_m}{\rho}, -an^2 + cq_m^2/\rho^2) | (\Delta p, n, q_m, \rho); (-\rho n^2, -nq_m, -\frac{q_m^2}{\rho}) | (a, b, c) \\ & (1, -\frac{2a_1q_m n}{\rho} - b_1n^2, -\frac{a_1q_m^2}{\rho} - 2b_1q_m n - 3c_1n^2\rho, \frac{a_1nq_m^2}{\rho^2} - c_1n^3) | (p, q_m, n, \rho); \\ & (-\frac{q_m^2 n}{\rho}, -q_m n^2, -n^3\rho) | (a_1, b_1, c_1); (1, \frac{\partial \rho}{\partial p}) | (r, p); (-\frac{\partial p}{\partial T}) | (T) \end{aligned}$$

管路

$$(1, -1, -2\zeta \frac{q_m}{\rho}, \frac{p_1 - p_2}{\rho}) | (p_1, p_2, p_m, \rho); (-\frac{p_1 - p_2}{\zeta}) | (\zeta)$$

文氏管

$$(1, -1, -2k_s \frac{q_m}{\rho}, \frac{p_{iv} - p_s}{\rho}) | (p_{iv}, p_s, q_m, \rho); (-\frac{p_{iv} - p_s}{k_s}) | (k_s); (1) | (p_s); (-\frac{\partial P_s}{\partial T}) | (T)$$

涡轮

$$(1, -L_t\eta_t, -q_{mt}\eta_t, -q_m L_t) | (P_t, q_{mt}, L_t, \eta_t)$$

$$(1, -\frac{L_t}{RT_{it}}, RT_{it}\beta^{-\frac{1}{\gamma}}, \frac{L_t + RT_{it}\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \ln \beta}{\gamma(\gamma-1)}) | (L_t, RT_{it}, \beta, \gamma)$$

$$(1, -\frac{A}{c_t} + 2B \frac{u}{c_t^2}, A \frac{u}{c_t^2} - 2B \frac{u^2}{c_t^3}) | (\eta_t, u, c_t); (\frac{u}{c_t}, (\frac{u}{c_t})^2) | (A, B)$$

$$(1, -\frac{1}{p_{it}}, \frac{\beta}{p_{it}}) | (\beta, p_{et}, p_{it}); (1, -c_t) | (L_f, c_t); (1, -\frac{\pi D_{cp}}{60}) | (u, n); (-\frac{\pi n}{60}) | (D_{ep})$$

$$(1, -1, -1) | (P_t, P_{ox}, P_f); (-1) | (P_u)$$

发动机系统

$$\begin{aligned}
& (1, -q_{me}, -I_{spe}) | (F, I_{spe}, q_{me}) \\
& (1, -\frac{q_{me}}{q_{me}}, -\frac{q_{mt}}{q_{me}}, \frac{I_{spe}}{q_{me}}, \frac{I_{spg}}{q_{me}}, \frac{I_{spe}}{q_{me}}) | (I_{spe}, I_{spc}, I_{spg}, q_{mc}, q_{mt}, q_{me}) \\
& (1, -1, -1, -1, -1) | (q_{me}, q_{mt}, q_{mc}, q_{mift}, q_{miot})
\end{aligned}$$

燃气发生器与副系统

$$\begin{aligned}
& (1, -\frac{\partial RT_{it}}{\partial K_g}, -\frac{\partial RT_{it}}{\partial p_g}) | (RT_{it}, K_g, p_g); (1, -\frac{\partial RT_g}{\partial K_g}, -\frac{\partial RT_g}{\partial p_g}) | (T_g, K_g, p_g) \\
& (1, -\frac{\partial \gamma}{\partial K_g}, -\frac{\partial \gamma}{\partial p_g}) | (\gamma, K_g, P_g); (1, -\frac{1}{q_{mfg}}, \frac{K_g}{q_{mfg}}) | (K_g, q_{mog}, q_{mfg}) \\
& (1, 1, -1, -1) | (q_{mift}, q_{mt}, q_{mog}, q_{mfg}) \\
& (1, -\frac{q_{mt}}{p_g}, -\frac{\dot{\Gamma}(\gamma)}{\Gamma(\gamma)} q_{mt}, \frac{q_{mt}}{2RT_{it}}) | (q_{mt}, p_g, \gamma, RT_{it}); (-\frac{q_{mt}}{A_{tt}}) | (A_{tt}) \\
& (1, -\frac{A_{it}}{A_{tt}}) | (q_{mift}, q_{mt}); (\frac{q_{mift}}{A_{tt}}, -\frac{q_{mift}}{A_{it}}) | (A_{tt}, A_{it})
\end{aligned}$$

主燃烧室

$$\begin{aligned}
& (1, -c_{fth}\eta_c\eta_n, -c_{th}\eta_c\eta_n) | (I_{spc}, c_{th}, c_{fth}); (-\frac{I_{spc}}{\eta_c}, -\frac{I_{spc}}{\eta_n}) | (\eta_c, \eta_n) \\
& (1, 1, -\frac{A_t}{c_{th}\eta_c}, \frac{p_c A_t}{c_{th}^2 \eta_c}) | (q_{moc}, q_{mfc}, p_c, c_{th}); (\frac{p_c A_t}{c_{th}^2 \eta_c}) | (\eta_c) \\
& (1, \frac{\partial c_{fth}}{\partial \gamma_c}) | (c_{fth}, \gamma_c); (-\frac{\partial c_{fth}}{\partial \epsilon_c}) | (\epsilon_c) \\
& (1, -\frac{\partial \gamma_c}{\partial K_c}, -\frac{\partial \gamma_c}{\partial p_c}) | (\gamma_c, K_c, p_c); (1, -\frac{1}{q_{mfc}}, -\frac{K_c}{q_{mfc}}) | (K_c, q_{moc}, q_{mfc}) \\
& (1 - \frac{\partial c_{th}}{\partial K_g}, -\frac{\partial c_{th}}{\partial p_c}) | (c_{th}, K_c, p_c)
\end{aligned}$$

3 程序实现及计算结果分析

根据前述方法,我们开发了运载火箭动力系统敏感性分析软件 LVPSA。LVPSA 主要程序框图见图 1。输入扰动参数 D 之后,程序以额定点 D_1, X_1 为初始点逐步迭代求出稳态参数 X 及 Y 对干扰因素的敏感度。

图 2 给出了大型运载火箭动力系统部分主要稳态参数对扰动参数的敏感度(无量纲变化率)。其中涡轮直径 D_{cp} 、涡轮喷嘴喉部面积 A_{tt} 、副系统氧化剂文氏管和燃料文氏管汽蚀系数 K_{sog} 、 K_{sfsg} 、氧化剂泵入口压力 p_{pio} 等为扰动参数。由图 2 可知,对于涡轮直径 D_{cp} 的变化,推力 F 、主燃烧室压力 p_c 、氧化剂流量 q_{moc} 、燃料流量 q_{mfc} 、燃气发生器燃料流量 q_{mog} 、氧化剂流量 q_{mfg} 、主涡轮泵转速 n 、涡轮燃烧室冷却流量 q_{mfd} 较为敏感,而燃气发生器混合比 K_g 和燃气发生器燃烧温度 T_g 不敏感。对于氧化剂泵入口压力 p_{pio} 、燃料泵入口压力 p_{pif} 及环境温度 T_c 的变化(图中未画出),推力等参数的变化都不敏感。对于涡轮喷嘴喉部面积 A_{tt} 的变化,只有燃料贮箱增压流量 q_{mift} 较敏感。而对推力室喉部面积 A_{tc} 的变化(图中未画出),燃烧室压力最敏感,而燃气发生器混合比和燃烧温度不敏感。对于副系统氧化剂文氏管和燃料文氏管汽蚀系数 K_{sog} 、 K_{sfsg} 的扰动、推力等参数的变化都比较敏感。

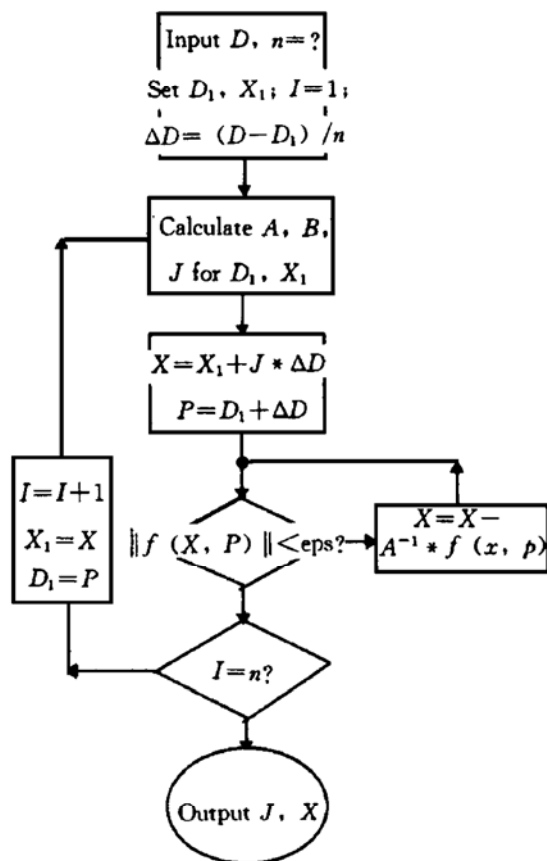
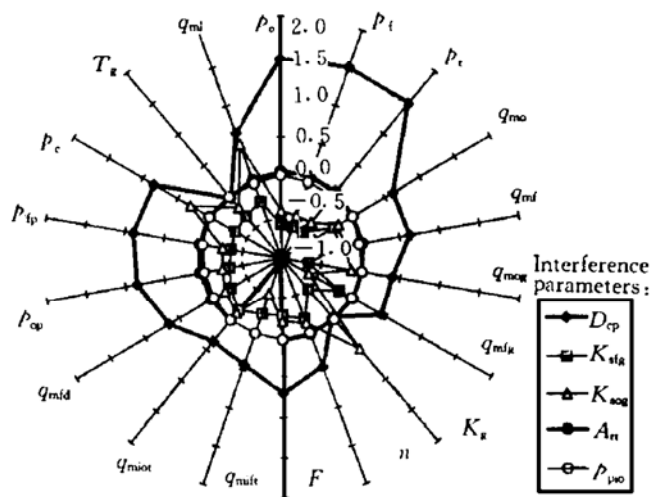


Fig. 1 Flow chart

Fig. 2 Sensitivity of static parameters to interference parameters (X_i to D_j)

参 考 文 献

- 1 朱宁昌,刘国球. 液体火箭发动机设计(上下册). 北京:宇航出版社,1994.
- 2 张 路. 发动机内外干扰因素影响的计算. 陕西动力机械设计研究所,1979.
- 3 谭松林,刘红军. 大型液体火箭发动机静态特性仿真研究. 火箭推进,1991(3)
- 4 郑敦兵,张永敬,肖 刚. 液体火箭发动机性能参数的数字仿真. 推进技术,1996(3)

采用内积原理建立航空发动机 神经网络辨识模型^{*}

谢寿生 樊思齐

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 根据样本空间的内积特性, 提出一种无需迭代学习内积神经网络。以某型航空发动机的机载记录数据为例, 对发动机进行了建模, 结果表明该方法具有自学习速度快、抗干扰能力强、准确性高的特点。

主题词: 航空发动机, 模型研究, 数学模型, 网络

分类号: V233.75

THE SET-UP OF NEURAL NETWORK IDENTIFICATION MODEL FOR AEROENGINE USING INNER PRODUCT PRINCIPLE

Xie Shousheng Fan Siqu

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: According to the inner product feature of sample space, a new neural network which does not require to learn iteratively, is set up for a aeroengine in terms of data recorded on a plane. The results show that the new method has the advantage of faster self-taught ability, higher accuracy, stronger anti-interference ability and less maintenance work.

Subject terms: Aircraft engine, Model study, Mathematical model, Network

1 引 言

航空发动机的数学模型是研究航空发动机控制系统的基础, 以往主要采用非线性回归和根据发动机气动热力性质建立数学模型^[1], 这些方法在建模的精度和实时性方面尚存在一些缺陷。80 年代以来, 人工智能技术取得了很大的发展, 以其具有联想、模糊推理、高抑制噪声和高度的非线性处理能力, 并能在线学习, 很快在发动机建模方向得到了应用^[2~4]。这些方法大部分采用的是 BP 算法, 对初始值较敏感, 容易使学习过程陷入某个局部极小点, 隐层节点的选取依赖经验, 算法的稳定性与节点选取存在矛盾。本文直接根据所提供的样本空间的内积特性, 无迭代地一次确定神经网络各种权矩阵, 将其用于某型发动机的辨识过程中, 模型计算值与实际值非常接近。

2 采用内积原理建立神经网络

对于通常的非加力航空发动机主控制系统, 表征发动机工作状态的主要参数有三个: n_1 ,

^{*} 收稿日期: 1997-03-01, 修回日期: 1997-05-04