

上,大都采用确定性算法求解静特性非线性方程组^[1~3]和试图用模块化方法建立通用计算机软件^[4]。这些方法都要求参数不能过大地偏离额定点,否则算法很难收敛。文献 [5] 采用了蒙特卡罗随机方法对发动机的性能参数进行了模拟,但此法需要非常大的运算量。

遗传算法是一种自适应启发式概率性全局搜索算法,比一般随机算法有更高的搜索效率^[6~9]。但在求解高维非线性方程组(相当于最优值已知的高维连续函数的优化问题)方面,远不如确定性算法收敛速度快。本文将遗传算法与确定性算法相结合,利用遗传算法得到近似解,然后用确定性算法求精确解,并用这种混合遗传算法,对大范围参数扰动和大范围工况调整下液氧/煤油补燃循环流体火箭发动机的非线性稳态特性进行了仿真。

2 混合遗传算法描述

本文采用的混合遗传算法由遗传算法和确定性算法两部分组成。遗传算法采用实数编码形式,将数学模型化为无量纲矢量形式 $f(\mathbf{X})=0$ ($\mathbf{X}$ 为由状态变量组成的146维矢量),取适应值函数为: $V(\mathbf{X})=\exp(-\alpha \cdot ||f(\mathbf{X})||_2)$ 。取100个个体组成规模为100的群体,利用选择算子、杂交算子、变异算子和重组算子依概率对群体中的个体进行遗传操作,形成下一代群体,重复这种进化过程以得到优化的群体。

选择算子对父代进行选择操作形成交配池,为保证群体中最大的适应值在进化中不减小,采用优先策略的无退还随机选择法,使适应值越高的串保留到下一代的概率越高。杂交算子对交配池中的个体依概率进行基因段的交换,采用随机地选择交配池中两个个体进行杂交的方式,杂交率取为0.3。变异算子对个体的每一个分量对应的每一基因位以概率随机地改变,变异率取为0.001。重组算子对所选择的两个个体的每个对应分量以概率进行互换,取重组概率为0.1。

确定性算法采用 Broyden 秩1算法^[10],初始点取为遗传算法得到的最优个体。

总的算法用伪程序形式表示为:

```
Initialize:  $P_0 = \{p_1, p_2, \dots, p_{100}\}$ 
C1:  $X_0 \leftarrow \text{opt}(P_0)$ , if  $V(X_0) > \max V$  stop
C2:  $X \leftarrow \text{Broyden}(X_0, m)$ , if  $V(X) > V(X_0)$  loop C2
 $P_0 \leftarrow \text{GA}(P_0, n)$ , loop C1
```

其中 $\text{GA}(P, n)$ 表示对初始群体 P 使用遗传算法经过 n 代进行后形成的个体, $\text{Broyden}(X, m)$ 表示对初始点 X 用 Broyden 方法迭代 m 步得到的解, opt 为择优算子。

3 液氧/煤油补燃循环液体火箭发动机非线性稳态特性数学模型

液氧/煤油补燃循环液体火箭发动机系统见图1,采用将驱动氧化剂预压涡轮泵之后的富氧燃气直接汇入到泵后低温液氧流中的方案。数学模型为(推导略):

(1) 泵方程:考虑推进剂密度和温度的变化,泵的方程可表示为

$$\text{扬程} \quad \Delta p = a \cdot \rho_{cp} \cdot n^2 + b \cdot n \cdot \dot{m} - c \cdot \dot{m}^2 / \rho_{cp}, \quad \text{功率} \quad P = a \rho_{cp} n^3 + b n^2 \dot{m},$$

$$\text{效率 } \eta = \Delta P \cdot \dot{m} / (\rho_{cp} \cdot p), \quad \text{推进剂温升 } \Delta T = \frac{\Delta p}{\rho_{cp} \cdot C_p} \left(\frac{1 - \eta}{\eta} - \frac{T_{cp}}{\rho_{cp}} \cdot \frac{d\rho_{cp}}{dT} \right),$$

推进剂平均密度 $\rho_{cp} = \rho(T_{cp}, p_{cp})$ (由推进剂物性参数拟合得出)。

(2) 气涡轮方程:

$$\text{效率 } \eta_t = A + B \cdot (u/u_c) - C \cdot (u/u_c)^2,$$

$$\text{功率 } P_t = \dot{m}_t \eta_t \cdot R T_g \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_{te}}{p_{ti}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right], \quad \text{流量 } \dot{m} = \Gamma(\gamma) \cdot A_{ttp} / \sqrt{R T_{tpi}} \quad (\text{当涡轮}$$

$$\text{喷嘴燃气流速已达音速时}), \text{或 } \dot{m} = A_{ti} p_{ti} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma - 1} \cdot \frac{1}{R T_g} \left[\left(\frac{p_{tbi}}{p_{ti}} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \frac{p_{tbi}^{\gamma+1/\gamma}}{p_{ti}^{\gamma+1/\gamma}} \right]} \quad (\text{亚音速时}),$$

其中工作叶片入口压力 $p_{tbi} = p_{ti} [\theta + (1 - \theta) \cdot (p_{te}/p_{ti})^{\gamma-1/\gamma}]^{\gamma/\gamma-1}$ 。

(3) 液涡轮方程:

$$\text{效率 } \eta_{lt} = A(u/u_c)_{lt} - B(u/u_c)_{lt}^2, \quad \text{功率 } P_{lt} = \frac{\Delta p_{lt} \dot{m}_{lt} \eta_{lt}}{\rho_{lt}},$$

$$\text{喷射速度 } u_{lt} = \sqrt{2 \frac{\Delta p_{lt}}{\rho_{lt}}}, \quad \text{叶轮周向速度 } u_{clt} = \frac{D_{lt} \pi n_{lt}}{60}$$

$$(4) \text{ 液路方程: } p_1 - p_2 = \xi \cdot \dot{m}^2 / \rho$$

$$(5) \text{ 气路方程: } p_1 = \sqrt{p_2^2 + \xi_g \cdot R T_g \cdot \dot{m}^2}$$

功率平衡、流量平衡、压力平衡及热力平衡方程从略, 燃气发生器与推力室热力参数根据标准热力计算程序的计算结果拟合曲线给出。

4 计算结果分析

图2~5分别给出了燃料二级泵出口流量调节器的调节流量大范围变化 (混合比调节器固定不变) 时, 发动机推力 F 、主涡轮泵转速 n 、发动机混合比 K 及主涡轮出口燃气温度 T_{te} 的变化关系。图6~7为主涡轮叶片平均轮缘直径 D_{tb} 大范围变化时主涡轮泵转速 n 与主涡轮效率 η_t 的变化曲线。图中的直线表示利用线性化小偏差法得到的结果, “■” 为发动机额定设计点数据 (实际试验值)。由图2~7可知, 在额定设计点附近采用非线性方法求解与线性化偏差方法相比差别很小, 而在参数扰动和工况变化较大时, 非线性方法与线性化小偏差方法所得结果的差别较大。从实际试验数据可知, 采用非线性方法计算的结果具有更高的精确度。

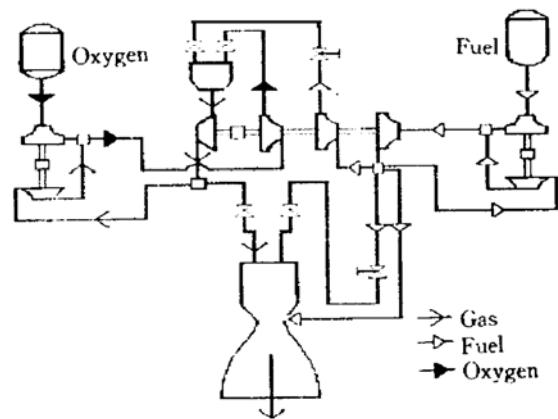
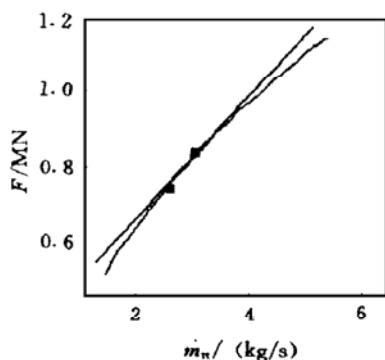
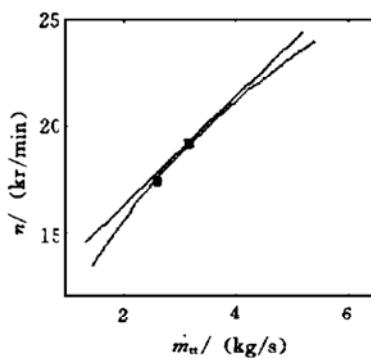
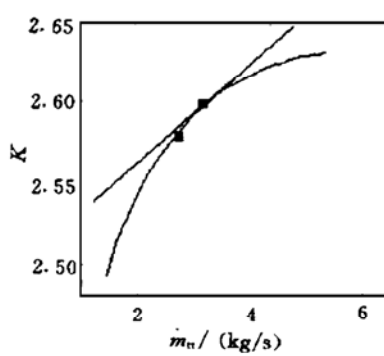
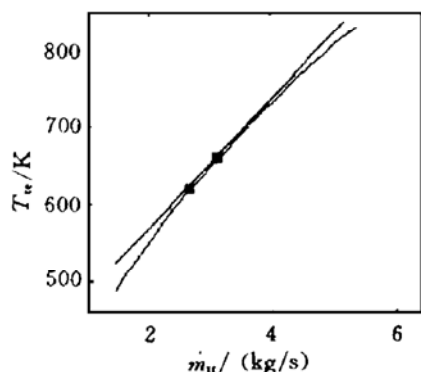
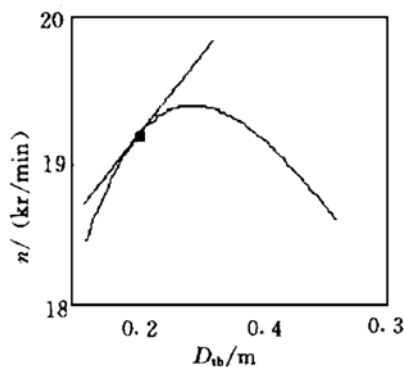
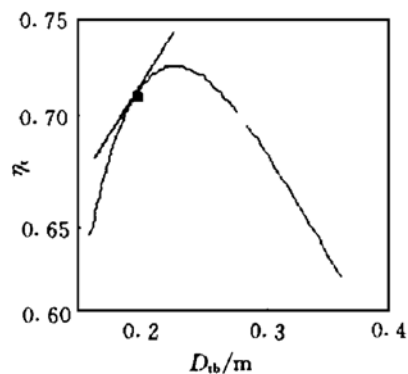


Fig. 1 A staged combustion cycle liquid oxygen/kerosene propellant rocket engine

Fig. 2 Graph of F to $\dot{m}_u$ Fig. 3 Graph of n to $\dot{m}_u$ Fig. 4 Graph of K to $\dot{m}_u$ Fig. 5 Graph of T_c to $\dot{m}_u$ Fig. 6 Graph of n to D_b Fig. 7 Graph of η_t to D_b

参 考 文 献

- 1 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)
- 2 郭克芳, 李 志. 液体火箭发动机静态特性仿真研究. 宇航学报, 1991 (4)
- 3 陈 杰, 王克昌, 陈启智. 液体火箭发动机系统静态特性模拟. 推进技术, 1990 (6)
- 4 Christoph Goertz. A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles, AIAA 95-2966
- 5 郑郭兵, 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)
- 6 康立山, 刘 勇. 非数值并行算法 (第一, 二册). 北京: 科学出版社, 1993.
- 7 恽为民, 席裕庚. 遗传算法的运行机理分析. 控制理论与应用, 1996 (3)
- 8 Goldberg David E. Genetic algorithms in search, optimization and machine learning. Addison-Wesley, Reading, MA, 1989.
- 9 孙艳丰, 王众托. 遗传算法在优化问题中的应用研究进展. 控制与决策, 1996 (7)
- 10 李庆扬, 莫孜中, 祁力群. 非线性方程组的数值解法. 科学出版社, 1987.

液体火箭发动机故障诊断中的特征选择^{*}

刘 冰 张育林

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 对表征发动机故障的原始特征, 以提高故障类可分性为目的, 利用信息论中互信息的理论, 采用贪婪算法, 去除原始特征中不利于所设计分类器的特征, 得到最有利于分类的子特征集。采用子特征集对故障进行分类, 得到了较理想的结果。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 发动机故障, 故障诊断, 特征选择

分类号: V430

FEATURE SELECTION OF LIQUID ROCKET ENGINE FAULT DIAGNOSIS

Liu Bing Zhang Yulin

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The original features of the fault of liquid rocket engine were selected by greed algorithm according to the theory of mutual information. The features selected here increased the divisible ability of the fault pattern. Good results were obtained by dividing the faults using the subspace of feature.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Engine fault, Fault diagnosis, Feature selection

1 引 言

在液体火箭发动机故障诊断中, 作者曾利用压缩子空间的方法, 通过综合原始特征所包含的故障分类信息得到表征故障的新特征, 较好地实现了16种发动机主要故障的分离^[1]。但是该方法只是对原始特征的信息进行线性压缩变换, 使所得到少量新特征能较好的保留原始特征所包含的故障分类信息。而冗余信息和分类干扰信息并没有被滤除, 所以分类效果也只能较好的近似于采用原始特征的结果。如能对众多的原始特征进行特征选择, 找出最有利于分类的原始特征子集, 使子集中的特征彼此之间非最少的冗余信息和干扰信息, 就可以得到优于采用原始特征集的分类效果。同时由于原始特征子集中的特征就是可测的参数或可计算的发动机性能参数, 因此可以在发动机实际试车中重点安排测量这些参数或相关参数。从而在试车完毕后很快就能实现发动机健康状况的判定。为此本文利用了两种贪婪算法, 从原始特征集中挑选出包含最大分类信息, 最小冗余信息和干扰信息的最优或次优的特征子集。利用该子集中的特征能比采用原始特征集更好地实现16种发动机故障的分离。

2 故障特征选择方法

进行故障特征选择的目的是为了提高不同故障类之间的可分性。因此, 如设原始的高维特征为

^{*} 收稿日期: 1997-05-09, 修回日期: 1997-08-18