

基于混合算法的 涡轴发动机稳态性能仿真模型

滕怀亮,李本威,钱仁军,董 庆

(海军航空大学,山东 烟台 264001)

摘要:以自由涡轮式涡轴发动机为研究对象,建立了涡轴发动机的稳态性能仿真模型,提出了基于天牛须算法和 $N+1$ 点残量法的求解发动机模型的混合算法(BAS- $N+1$ 混合算法),利用发动机台架试车数据对仿真计算结果进行了验证。结果表明,该稳态性能仿真模型各参数的求解误差在3%以内。与PSO- $N+1$ 混合算法相比,BAS- $N+1$ 混合算法求解精度更高,收敛更快。BAS- $N+1$ 混合算法既保留了智能算法对初猜值误差的包容性,也拥有接近经典迭代算法的收敛速度和精度,能够实现涡轴发动机稳态仿真模型的高精度大范围快速收敛。

关键词:涡轴发动机;稳态性能仿真模型;混合算法;天牛须算法; $N+1$ 点残量法

中图分类号:V231.1

文献标志码:A

建立发动机稳态性能仿真模型是航空发动机性能分析、故障诊断和控制系统设计等技术的前提,对于涡喷、涡扇发动机,已有大量文献对其性能仿真模型进行了研究^[1],但在结构和使用上,自由涡轮式发动机与涡喷、涡扇发动机存在较大差异^[2],自由涡轮直接连接输出轴带动直升机旋翼工作,所以对于选取共同工作方程和确定稳定状态参数的问题,涡轴发动机具有自身特点^[3-4]。求解发动机模型本质上属于隐式非线性方程组的求解问题,发动机模型的非线性复杂度较高导致模型求解困难,将共同工作方程组的残差转化目标函数值,就将发动机模型的求解问题转换为最优化问题,而求解最优化问题的算法分为基于迭代的经典优化算法和基于随机搜索的现代智能优化算法^[5]。

部分学者^[5-7]使用 $N+1$ 点残量法、Newton-Raphson算法或Broyden秩1法等经典算法对发动机模型进行求解,但经典算法对模型初猜值的准确度有较高要求,在设计点某些参数的值不完全明确的情况下,初猜值不准确会导致计算中断;而以粒子群算法^[8-9]为代表的基于随机搜索的智能算法^[10-13],对初始解具有很好的包容性,只要初猜值没有超过热力计算时部件特性的范围,则模型一般不会出现计算中断导致的不收敛情况,可以得到一个较为合理的近似解,但智能算法求解得到的近似解往往比通过经典算法求解得到的解的精度低,且计算耗时较长。所以,部分学者研究了经典算法与智能算法结合的混合算法,骆广

琦^[14]等研究了PSO- $N+1$ 点残量法的混合算法,王军^[15]等研究了PSO-NR融合算法,但粒子群算法计算耗时较长,要达到理想精度,对最大迭代次数和种群数量都有一定要求,须对算法参数进行精细调整。2017年,Jiang^[16]等考虑天牛使用2个触须搜索的气味源的行为模式,将气味浓度与目标函数关联起来从而得到了新的优化算法——天牛须算法(BAS)。相比于粒子群算法需要大量粒子进行随机搜索,天牛须搜索只需要一只天牛个体,运算量大大降低。所以,为解决发动机模型非线性复杂度高,快速精确求解较为困难的问题,研究一种能够快速高精度收敛的混合求解算法,成为求解发动机模型的重要问题。本文建立了某型涡轴发动机稳态仿真模型,并提出了一种基于天牛须算法和 $N+1$ 点残量法的混合求解算法。

1 气动热力仿真计算

根据该型自由涡轮式涡轴发动机的气路结构,定义发动机各计算截面,按顺序依次建立各计算截面之间的气动热力关系,分析梳理气动热力仿真计算过程。

1.1 发动机截面定义

根据该型自由涡轮式涡轴发动机的气路结构,定义发动机截面如图1所示,图1中各截面含义如表1所示。

收稿日期:2019-07-02; 修回日期:2019-07-22

基金项目:泰山学者建设工程专项经费资助项目

作者简介:滕怀亮(1995-),男,硕士生。

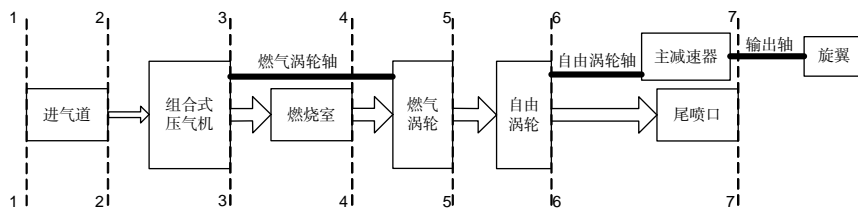


图1 涡轴发动机截面示意图

Fig.1 Sectional view of the turboshaft engine

表1 截面编号及含义

Tab.1 Section number and meaning

编号	名称
1	进气道进口
2	进气道出口(组合压气机进口)
3	组合压气机出口(燃烧室进口)
4	燃烧室出口(燃气涡轮进口)
5	燃气涡轮出口(自由涡轮进口)
6	自由涡轮出口(尾喷管进口)
7	尾喷管出口

1.2 稳态模型建立过程

涡轴发动机部件级模型的建立思路如下。

1)确定建模对象。即摸清发动机结构,定义各部件截面。本文建立的涡轴发动机模型由进气道、压气机、燃烧室、燃气涡轮、自由涡轮和尾喷管组成,如图1所示。

2)获取数据及数据预处理。获取包括各部件的特性数据、发动机设计数据、控制规律等。其中,压气机、燃气涡轮和自由涡轮的特性线尤为重要;在计算压气机、燃气涡轮、自由涡轮的流量和效率时需要对其已知的部件特性曲面进行二维插值,为减小误差、提高模型的收敛性能,需要对特性线数据进行预处理^[5,17]。

3)建立各部件的计算模型。根据各部件的气动热力学特征,采用变比热法建立各部件进出口参数的相关方程,完成从进气道进口到尾喷管出口的一次完整热力计算^[17-18]。在建立各部件模型时,需要描述气体的压缩和膨胀过程,可以采用定比热或变比热法的2种方式进行计算。实际流动过程中气体比热容 c_p 会随着压力和温度的改变而改变,因为发动机内部温度和压力变化较大,所以采用变比热法可以更精确地计算各截面参数。根据焓、熵、比热容和温度之间的经验公式建立气体流动过程中进出口参数之间的关系。

4)建立共同工作方程。根据完成一次热力计算所需的未知参数和控制规律建立发动机共同工作方程^[6]。本文选取发动机台架试车数据验证模型,只计

算空慢以上稳定状态,根据该型涡轴发动机的控制规律(自由涡轮转速不变),减少了一个未知参数,即减少了一个共同工作方程——自由涡轮和旋翼的功率平衡,降低了模型的非线性复杂度,提高了收敛性。

选定压气机增压比 π_c 、燃气涡轮前温度 T_4^* 、燃气涡轮落压比 π_{gt} 和自由涡轮落压比 π_{ft} 这4个未知参数为模型的待解参数,确定4个共同工作方程:燃气涡轮和压气机功率平衡,燃气涡轮进口流量平衡,自由涡轮进口流量平衡,尾喷管出口压力平衡。其方程为:

$$\begin{cases} f_1(\pi_c, T_4^*, \pi_{gt}, \pi_{ft}) = \frac{N_{gt}}{N_c/\eta_c + N_{ext}} - 1 \\ f_1(\pi_c, T_4^*, \pi_{gt}, \pi_{ft}) = \frac{W_{4x}}{W_4} - 1 \\ f_1(\pi_c, T_4^*, \pi_{gt}, \pi_{ft}) = \frac{W_{5x}}{W_5} - 1 \\ f_1(\pi_c, T_4^*, \pi_{gt}, \pi_{ft}) = \frac{P_7^*}{P_{7cor}^*} - 1 \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中: N_{gt} 为燃气涡轮功; N_c 压气机功; η_c 为压气机效率; N_{ext} 为附件抽功; W_{4x} 是通过燃气涡轮特性线插值得到的流量; W_4 为通过燃烧室部件热力计算得到的燃气涡轮进口流量; W_{5x} 是通过自由涡轮特性线插值得到的流量; W_5 为通过燃气涡轮部件热力计算得到的自由涡轮进口流量; P_7^* 为尾喷管出口大气总压; P_{7cor}^* 为通过热力计算得到的尾喷管出口总压。

5)发动机稳态模型的求解。选定稳定工作状态(一般通过燃气涡轮转速或燃油流量确定),对未知参数试给初猜值,然后完成一次热力计算,通过共同工作方程检验试给的初猜值是否满足该稳定状态下的共同工作条件,当试给参数不符合共同工作方程的误差需求时,采用求解算法对初猜值进行更新,使其靠近各未知参数的真实解,进而使得残差方程组的误差满足精度要求^[17-18]。

发动机模型的主要参数传递及迭代更新初猜值的过程如图2所示,图2中: Ma 为马赫数, H 为飞行高度, W_c 为压气机流量。采用不同的求解方法即采用不同的初猜值更新方法。

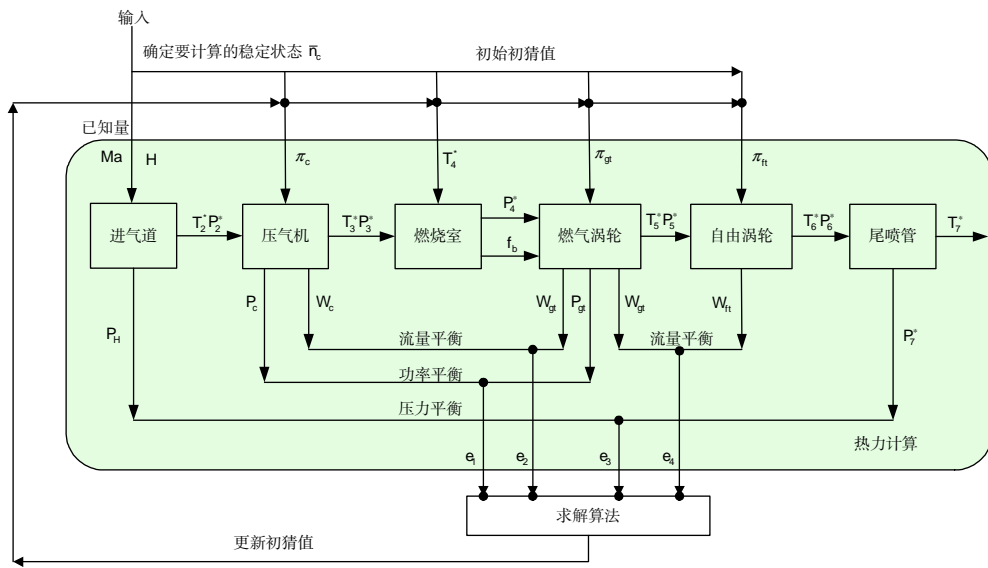


图2 涡轴发动机稳态模型求解示意图

Fig.2 Schematic diagram of steady-state model calculation of turboshaft engine

2 混合算法的建立

2.1 N+1点残量法

有 $n(n=4)$ 个变量的非线性方程组:

$$\begin{cases} f_1(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ f_2(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \\ \vdots \\ f_n(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

记 $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$, 则式(2)可以写为 $f_i(\mathbf{x}) = 0 (i = 1, 2, \dots, n)$ 。

假设方程组有一组近似解 $\mathbf{x}^{(0)} = (x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)})$, 将其分别代入式(2)左边, 得到:

$$\begin{cases} f_1(x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) = e_1^{(0)} \\ f_2(x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) = e_2^{(0)} \\ \vdots \\ f_n(x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) = e_n^{(0)} \end{cases} \quad (3)$$

记 $\mathbf{e}^{(0)} = (e_1^{(0)}, e_2^{(0)}, \dots, e_n^{(0)})$, 它是方程组 $f_i(\mathbf{x}) = 0$ 关于近似解 $\mathbf{x}^{(0)}$ 的一个残量, $\mathbf{e}^{(0)}$ 是一个列向量。

$$\begin{cases} \mathbf{x}^{(0)} = (x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) \\ \mathbf{x}^{(1)} = (x_1^{(0)} + \delta, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}) \\ \mathbf{x}^{(2)} = (x_1^{(0)}, x_2^{(0)} + \delta, \dots, x_n^{(0)}) \\ \vdots \\ \mathbf{x}^{(n)} = (x_1^{(0)}, x_2^{(0)}, \dots, x_n^{(0)} + \delta) \end{cases} \quad (4)$$

如方程组有近似解 $\mathbf{x}^{(0)}$, 可构造包含 $\mathbf{x}^{(0)}$ 在内如式(4)所示的 $n+1$ 个近似解。其中, δ 为一微小增量。这 $n+1$ 个近似解对应的残量为 $\mathbf{e}^{(0)}, \mathbf{e}^{(1)}, \mathbf{e}^{(2)}, \dots, \mathbf{e}^{(n)}$, 由线性方程组得到解 $\mathbf{y} = (y_0, y_1, \dots, y_n)$ 。

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 & \dots & 1 \\ e_1^{(0)} & e_1^{(1)} & \dots & e_1^{(n)} \\ e_2^{(0)} & e_2^{(1)} & \dots & e_2^{(n)} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ e_n^{(0)} & e_n^{(1)} & \dots & e_n^{(n)} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} y_0 \\ y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (5)$$

$$\begin{cases} x_1^{(n+1)} = \sum_{i=0}^n y_i x_1^{(i)} \\ x_2^{(n+1)} = \sum_{i=0}^n y_i x_2^{(i)} \\ \vdots \\ x_n^{(n+1)} = \sum_{i=0}^n y_i x_n^{(i)} \end{cases}; \quad (6)$$

$$\varepsilon = \|\mathbf{e}^{(n+1)}\| = \sqrt{\sum_{i=1}^n (e_i^{(n+1)})^2} < \varepsilon_{\min} \quad (7)$$

利用上述线性方程组的解 \mathbf{y} 构造一个新解 $\mathbf{x}^{(n+1)}$, 构造方式见式(6)。计算新解 $\mathbf{x}^{(n+1)}$ 的残量 $\mathbf{e}^{(n+1)}$, 根据目标函数式(7)的值确定新解 $\mathbf{x}^{(n+1)}$ 是否是满足误差限制精度 ε_{\min} 的所需的解。如果满足式(7), 则新解 $\mathbf{x}^{(n+1)}$ 就成为满足共同工作方程组的一个解向量; 如不满足, 则令 $\mathbf{x}^{(0)} = \mathbf{x}^{(n+1)}$, 再构造 n 个近似解进行迭代计算, 直到某个近似解对应的残量小于误差限制值 ε , 则程序收敛, 返回使程序收敛的解。否则, 模型不收敛。

2.2 天牛须算法

如图3所示,为了模拟天牛使用触须搜索气味的行为,将天牛视为一个质点,单位向量 \mathbf{b} 表示天牛的随机搜索方向, d 表示触须的探测长度。用向量 \mathbf{x}' 表示天牛在 t ($t=1,2,\dots$) 时刻的位置,针对本模型即为 $\mathbf{x}' = (\pi'_c, T'_4, \pi'_{gt}, \pi'_{it})$, 解向量 \mathbf{x}' 由发动机的4个未知参数(压气机增压比、燃气涡轮前温度,燃气涡轮落压比和自由涡轮落压比)确定,用适应度函数 $f(\mathbf{x}')$ 表示某一时刻 t 天牛位置 \mathbf{x}' 处的气味浓度,函数的最大值对应的位置即为气味的源点位置(发动机在某稳定状态的4个未知参数的近似解)。

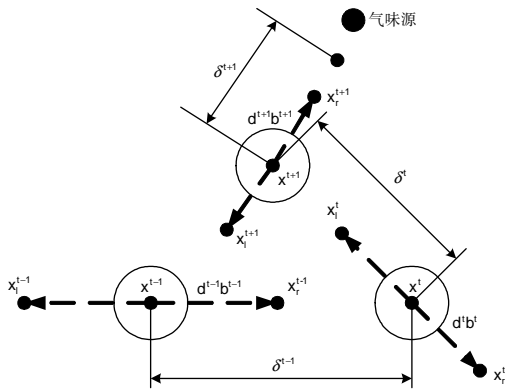


图3 二维空间中的天牛搜索模型示意图

Fig.3 Schematic diagram of the beetle antennae search algorithm in two-dimensional space

$f(\mathbf{x}')$ 即为发动机模型共同工作方程组的总均方误差 $\varepsilon(\mathbf{x}')$, 函数的最大值对应的位置即为发动机稳态模型的数值解。为简单描述BAS算法,使用2个规则描述天牛的搜索行为和检测行为。因为天牛会进行随机搜索以探索未知环境,所以定义天牛的搜索方向为一随机方向,用单位向量 \mathbf{b} 表示:

$$\mathbf{b} = \frac{\text{rand}(k, 1)}{\|\text{rand}(k, 1)\|} \quad (8)$$

式(8)中: $\text{rand}(\cdot)$ 表示随机函数; k 表示天牛位置的维数,真实天牛的位置为3维,本文涡轴发动机模型的维数 $k=4$ 。

建立天牛左、右触须模型来模仿天牛的搜索过程:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_r = \mathbf{x}' + d' \mathbf{b} \\ \mathbf{x}_l = \mathbf{x}' - d' \mathbf{b} \end{cases} \quad (9)$$

式(9)中: \mathbf{x}_r 、 \mathbf{x}_l 分别为右侧、左侧触须的位置; d' 为 t 时刻触须的探测长度,代表该时刻触须的探测能力。

d 的初始值需要足够大小来覆盖适当的搜索区域,从而能够在开始搜索时跳出局部最优点,然后 d

的值随着时间逐渐减小,以便寻找到最优值。

其次,为了模仿天牛搜索过程中向气味源进行移动的行为,即天牛往左右触须位置中气味浓度高的方向进行移动,建立迭代模型:

$$\mathbf{x}' = \mathbf{x}^{i-1} + \delta^i \cdot \mathbf{b} \cdot \text{sign}(f(\mathbf{x}_r) - f(\mathbf{x}_l)) \quad (10)$$

式(10)中: δ^i 为 t 时刻的移动步长, δ 是关于 t 的减函数, δ 的初始值应根据搜索区域确定; $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数,函数值为1,0或-1。

天牛往气味浓度高的随机触须方向移动一个步长。关于搜索参数的设置,即触须长度 d 和移动步长 δ ,在需要时也可以将这2个参数设为常量,更新规则设计如下:

$$d' = 0.92d^{i-1} + 0.01; \quad (11)$$

$$\delta' = 0.98\delta^{i-1} \quad (12)$$

通过智能算法求解发动机模型,实质上是将发动机模型的共同工作方程组的均方误差或均方根误差作为目标函数 $f(\mathbf{x}')$, 初始化参数 \mathbf{x}^0 、 d^0 、 δ^0 , 输入变量为 $\mathbf{x}' = (\pi'_c, T'_4, \pi'_{gt}, \pi'_{it})$, 输出变量为最优解向量 \mathbf{x}_{best} 和最小目标函数值 f_{best} 。BAS算法的循环过程如下^[16]。

当 ($t < T_{\text{max}}$) 或者达到停止条件前执行步骤1)~5):

- 1)根据式(8)生成方向向量 \mathbf{b} ;
 - 2)根据式(9)用2种触须在可变空间中搜索;
 - 3)根据式(10)更新状态变量 \mathbf{x}' ;
 - 4)如果 $f(\mathbf{x}') < f_{\text{best}}$, 那么 $f_{\text{best}} = f(\mathbf{x}')$, $\mathbf{x}_{\text{best}} = \mathbf{x}'$;
 - 5)根据式(11)、(12)更新探索半径 d 和步长 δ 。
- 循环终止后返回: \mathbf{x}_{best} 、 f_{best} 。

2.3 混合算法设计

将基于天牛须算法与 $N+1$ 点残量法的求解发动机模型的方法称为BAS- $N+1$ 混合算法,求解流程图如图4所示。

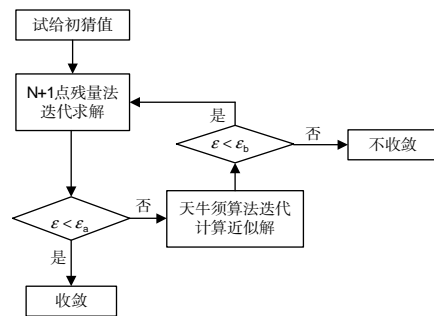


图4 混合算法流程图

Fig.4 Flow diagram of the hybrid algorithm

首先,利用 $N+1$ 点残量法进行试解,若不收敛则利用BAS算法得到更接近真实解的近似解;再次,将该近似解代入 $N+1$ 点残量法计算。其中, ε 为通过气动热力计算得到共同工作方程组(非线性方程组)总误差, ε_a 为 $N+1$ 点残量法的迭代终止误差限制值, ε_b 为BAS算法的误差限制值。

3 仿真和结果分析

求解前,需要合理设置参数变化范围,即4个初猜参数的搜索范围不能过大,过大会导致特性线插值时超出范围,进而导致程序不收敛。根据已知设计点各参数值和特性线参数范围估计4个未知量的大体范围^[19],如归一化后燃气涡轮前温度的范围一般设置为 $[0.3, 1.02]$,其余参数与此类似。在编程处理的过程中,特性线插值的程序需要重点关注并采用一定的技巧^[20],可以采用对插值结果进行边界检测的方式以提高模型的收敛性,将超出边界的插值结果赋予特性线的边界值。

求解设计点(起飞状态),即燃气涡轮相对换算转速 $\bar{n}_c = 1$ 。

$$\bar{n}_c = \frac{n}{n_d} \sqrt{\frac{288}{T_1^*}} \quad (13)$$

式(13)中: n 为要计算的物理转速所确定的稳定状态; n_d 为起飞状态物理转速; T_1^* 为进气道入口总温。

将压气机增压比,燃气涡轮前温度,燃气涡轮落压比,自由涡轮落压比的猜值输入模型,BAS算法主要参数设置如下:总迭代终止误差 $\varepsilon_a = 10^{-6}$,迭代误差 $\varepsilon_b = 10^{-2}$,步长初始值 $\delta^0 = 2$,步长衰减系数 0.9,触须长度初始值 $d^0 = 2$,触须衰减系数 0.92, PSO算法主要参数设置:粒子数为 20,初始惯性权重 0.9,最终惯性

权重 0.6,迭代误差 $\varepsilon_p = 10^{-2}$,2种混合算法的求解误差随迭代步数的下降过程如图5所示。

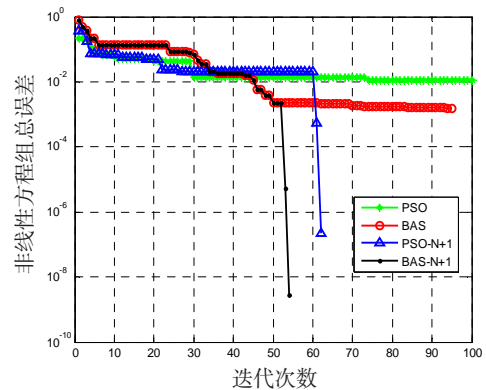


图5 BAS- $N+1$ 与 PSO- $N+1$ 混合算法迭代过程对比图

Fig.5 Comparison of iterative process of BAS- $N+1$ and PSO- $N+1$ hybrid algorithm

PSO- $N+1$ 混合算法共迭代 62 步,终止误差 1.828×10^{-7} ,平均计算耗时 188.275 s, BAS- $N+1$ 混合算法共迭代 54 步,终止误差 2.751×10^{-9} ,平均计算耗时 23.901 s。由此可见, BAS- $N+1$ 混合算法拥有比 PSO- $N+1$ 混合算法更快的计算速度,这是因为 PSO 算法粒子数量较多,所以每次迭代的耗时也较长。单纯 PSO 算法和 BAS 算法要达到所需精度的计算耗时过长,计算量较大。

为验证联合算法求解该型涡轴发动机气动热力学稳态仿真模型的仿真结果,选取试车数据中的燃气涡轮前温度、轴功率、压气机增压比、换算流量作为验证参数(各参数均经归一化),选取最大连续($\bar{n}_c = 0.97$)、中间应急($\bar{n}_c = 0.985$)和起飞($\bar{n}_c = 1$)3个典型状态进行验证。通过已有的7台发动机的22次试车数据,选取4个稳定状态的数据求取平均值对仿真计算结果进行验证,结果见表2所示。

表2 BAS- $N+1$ 混合算法典型状态误差分析

Tab.2 Error analysis of typical state

燃气涡轮转速	数据类型	燃气涡轮前温度	轴功率	压气机增压比	换算空气流量
97%	试车数据	0.935 6	0.845 8	0.876 1	0.972 7
	仿真结果	0.935 4	0.825 4	0.882 1	0.949 3
	误差	0.02%	2.41%	0.68%	2.41%
98.5%	试车数据	0.971 3	0.922 4	0.910 4	0.997 0
	仿真结果	0.971 9	0.926 0	0.920 9	0.979 6
	误差	0.07%	0.39%	1.01%	1.75%
100%	试车数据	1.001 6	0.999 9	0.944 8	1.018 2
	仿真结果	1.000 1	1.013 9	0.953 7	0.998 5
	误差	0.15%	1.40%	0.90%	2.03%

从表2中可以看出,仿真模型各参数的求解结果与台架试车数据较为接近,3个状态各参数的仿真结

果与台架试车数据的误差保持在3%以内,所以模型是准确可靠的。

不同算法对各参数的计算误差情况如图6所示,每个算法对发动机不同截面参数的计算误差精度各有高低,但整体误差较为接近。从图5的迭代过程看,BAS- $N+1$ 混合算法具有更好的非线性方程组总误差计算精度,并且其收敛速度也是最快的。

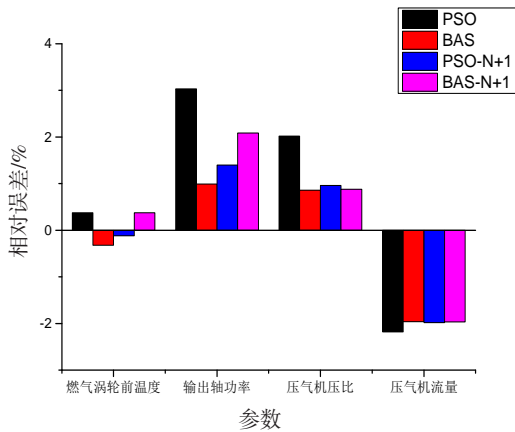


图6 各算法计算误差的对比图

Fig.6 Comparison of calculation errors of each algorithm

4 结论

分析仿真结果,并与试车数据对比验证情况后,可以得出以下结论:

1)使用BAS- $N+1$ 混合算法求解该涡轴发动机稳态仿真模型能够实现74.85%转速到102%转速范围内收敛,且各参数的求解误差在3%以内。

2)BAS- $N+1$ 算法理论较为简单,容易编程实现。与PSO算法需要超过20个搜索粒子相比,该算法的搜索个体仅有一个,运算量小,收敛速度较快。

3)与PSO- $N+1$ 混合算法相比,BAS- $N+1$ 混合算法求解涡轴发动机稳态模型各参数的计算精度相近,但平均计算时间仅为PSO- $N+1$ 混合算法的1/8左右。

参考文献:

- [1] 丛靖梅,唐海龙,张津.面向对象的双轴混排加力涡扇发动机详细非线性实时仿真模型研究[J].航空动力学报,2002,17(1):65-68.
CONG JINGMEI, TANG HAILONG, ZHANG JIN. A study of object-oriented detailed nonlinear real-time performance simulation for a mixed-flow two-spool turbofan engine with afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 65-68. (in Chinese)
- [2] OGUZ UZOL. A new high-fidelity transient aerothermal

model for real-time simulations of the T700 helicopter turboshaft engine[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2011, 31(1): 37-44.

- [3] 盛汉霖. 倾转旋翼机飞行/推进系统综合建模与控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
SHENG HANLIN. Research on tiltrotor aircraft integrated flight/propulsion system modeling and control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [4] 王逸维,黄向华. 拉力式对转桨扇发动机的建模与性能评估[J]. 推进技术, 2018, 39(2): 241-250.
WANG YIWEI, HUANG XIANGHUA. Modeling and assessment of a contra-rotating puller propfan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(2): 241-250. (in Chinese)
- [5] 尹大伟. 航空发动机模型求解算法及性能寻优控制中的参数估计研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2011.
YIN DAWEI. Algorithms for solving aeroengine nonlinear mathematical model and parameter estimation in performance-seeking control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [6] 骆广琦,桑增产,王如根,等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2007:6-8.
LUO GUANGQI, SANG ZENGCHAN, WANG RUGEN, et al. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 6-8. (in Chinese)
- [7] 陆军,郭迎清,张书刚. 航空发动机非线性模型实时计算的迭代方法研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 681-686.
LU JUN, GU YINGQING, ZHANG SHUGANG. Research on the iteration methods in aero-engine non-linear model real-time computation[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 681-686. (in Chinese)
- [8] 苗卓广,谢寿生,吴勇,等. 基于改进粒子群算法的航空发动机状态变量建模[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 73-77.
MIAO ZHUOGUANG, XIE SHOUSHENG, WU YONG, et al. Aero-engine state variable modeling based on the improved particle swarm optimization[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 73-77. (in Chinese)
- [9] 张强,李本威,马力. 粒子群算法在航空发动机部件模型求解中的应用[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(12): 3584-3587.
ZHANG QIANG, LI BENWEI, MA LI. Application of

- particle swarm optimization in solution to aeroengine component-level model[J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(11):3584-3587. (in Chinese)
- [10] WU HENG, ZHAO SHUFAN, ZHANG JIJUN, et al. Gas turbine power calculation method of turboshaft based on simulation and performance model[C]//2nd International Conference on Material Engineering and Advanced Manufacturing Technology. Shanghai, 2018:1-7.
- [11] DUYAR AHMET, GU ZHEN, LITT JONATHAN S. A simplified dynamic model of the t700 turboshaft engine [C]//48th American Helicopter Society Annual Forum. Washington D.C., 1992: 1-20.
- [12] 伍恒, 李本威, 张赞, 等. 基于QPSO-ELM的某型涡轴发动机起动过程模型辨识[J]. *航空学报*, 2018, 39(11): 322251.
- WU HENG, LI BENWEI, ZHANG YUN, et al. Dynamic model identification of starting process of a turbo-shaft engine based on QPSO-ELM[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(11): 322251. (in Chinese)
- [13] 肖红亮, 李华聪, 李嘉, 等. 基于QPSO混合算法的变循环发动机建模方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(2):305-315.
- XIAO HONGLIANG, LI HUACONG, LI JIA, et al. Modeling method of variable cycle engine based on QPSO hybrid algorithm[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(2): 305-315. (in Chinese)
- [14] 骆广琦, 刘波, 宋嶝源. 基于混合粒子群算法的航空发动机数学模型解法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2011, 24(2):5-8.
- LUO GUANGQI, LIU BO, SONG DIYUAN. Hybrid particle swarm optimization in solving aero-engine nonlinear mathematical model[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2011, 24(2):5-8. (in Chinese)
- [15] 王军, 隋岩峰. 求解航空发动机数学模型的迭代算法及其改进算法的收敛性研究[J]. *系统仿真学报*, 2014, 26(2):310-314.
- WANG JUN, SUI YANFENG. Study on convergence and improvement of iteration methods in aero-engine mathematical models[J]. *Journal of System Simulation*, 2014, 26(2):310-314. (in Chinese)
- [16] JIANG XIANGYUAN, LI SHUAI. BAS: beetle antennae search algorithm for optimization problems[J]. *International Journal of Robotics and Control*, 2018, 1(1):1-3.
- [17] SHENG HANLIN, ZHANG TIANHONG, JIANG WEI. Full-range mathematical modeling of turboshaft engine in aerospace[J]. *International Journal of Turbo and Engines*, 2015, 33(4):309-317.
- [18] 王振昊. 涡轴发动机部件级建模及神经网络控制研究[D]. 成都:电子科技大学, 2018.
- WANG ZHENHAO. Research on turboshaft engine component method modeling and neural network control[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2018. (in Chinese)
- [19] 焦洋, 李秋红, 朱正琛, 等. 基于ADE-ELM的涡轴发动机建模方法[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(4):965-973.
- JIAO YANG, LI QIUHONG, ZHU ZHENGCHEN, et al. Turbo-shaft engine modeling method base on ADE-ELM [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(4): 965-973. (in Chinese)
- [20] 孙博, 彭淑宏, 吴克梁. 燃气轮机仿真中部件特性处理方法的准确性研究[J]. *航空发动机*, 2015, 41(5):43-48.
- SUN BO, PENG SHUHONG, WU KELIANG. Accuracy research on processing methods of components characteristics curve in gas turbine simulation[J]. *Aeroengine*, 2015, 41(5):43-48. (in Chinese)

Steady-State Performance Simulation Model of the Turboshaft Engine Based on Hybrid Algorithm

TENG Huailiang, LI Benwei, QIAN Renjun, DONG Qing

(Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: In this paper, the free-turbo turboshaft engine was taken as the research object, and the steady-state performance simulation model of the turboshaft engine was established. The hybrid algorithm (BAS- $N+1$ hybrid algorithm) based on the beetle antennae search algorithm and the $N+1$ point residual method was proposed to solve the engine model. The simulation results were verified by the data on engine bench testing. The results show that the error of the param-

ters of the steady-state performance simulation model is less than 3%. Compared with the PSO- $N+1$ hybrid algorithm, the BAS- $N+1$ hybrid algorithm has higher accuracy and faster convergence. The BAS- $N+1$ hybrid algorithm not only preserves the inclusiveness of the intelligent algorithm for the initial guess error, but also has the convergence speed and precision close to the classical iterative algorithm. It can realize the high-precision and wide-range fast convergence of the steady-state simulation model of the turbo-axis engine.

Key words: turboshaft engine; steady-state performance simulation model; hybrid algorithm; beetle antennae search algorithm; $N+1$ point residual method

(上接第348页)

Multi-Model Target Tracking Algorithm Based on Artificial Neural Network

WANG Ziling¹, JIA Shuyi¹, XIU Jianjuan¹, CHEN Xiaohui²

(1. Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China;

2. Weifang Technician College, Weifang Shandong 261021, China)

Abstract: For single-model tracking algorithm in target tracking, it is difficult to track maneuvering complex targets. Meanwhile, multi-model tracking algorithm has the disadvantages of fixed structure and model competition, which leads to the decrease of tracking accuracy and model cut delay. A multi-model tracking algorithm based on artificial neural network was proposed in this paper. By analyzing the trajectory law of the target three basic motion patterns, the feature vector of the target trajectory was concluded. The BP neural network was used to identify the eigenvectors of the trajectory segment in the sliding window, so as to switch the tracking model, so that the tracking algorithm could match the target motion state in real time and improve the tracking accuracy. The simulation results proved the effectiveness of the proposed algorithm. Compared with the traditional multi-model algorithm, it has the advantages of simpler structure, more flexibility and more expandability.

Key words: target tracking; multiple models; BP neural network; trajectory feature vector

简讯:

信息安全俱乐部学员 获全国大学生嵌入式人工智能设计大赛特等奖

2019年7月14日,第十五届“博创杯”全国大学生嵌入式人工智能设计大赛总决赛在北京落下帷幕,由海军航空大学岸防兵学院张龙杰指导信息安全俱乐部学员完成的作品“天网恢恢,速而不漏——外机非法入侵智能取证系统”经过3天的激烈角逐,获得本届比赛的最高奖——全国特等奖,这是人工智能方向唯一获得特等奖的参赛作品。

“博创杯”全国大学生嵌入式人工智能设计大赛由教育部高等学校计算机类专业教学指导委员会主办,北京工业大学承办,是嵌入式系统领域影响最广、举办时间最长、层次最高的全国性赛事之一。本届博创杯比赛分为人工智能赛和传统标准赛2个类别,共吸引了全国近500支代表队、2000名师生参加。历时7个月,经过网络初赛和分赛区选拔赛,最终80支队伍进入全国总决赛,晋级率不到20%。7月12日至14日,经过3天的激烈角逐,大赛组委会评选出全国特等奖3项(其中人工智能赛特等奖1项,传统标准赛特等奖2项),一等奖11项,二等奖18项,三等奖若干项,特等奖获奖比例不足0.7%,竞争激烈。

指导学员参加人工智能和嵌入式系统领域的全国性赛事,一方面为课堂教学提供了一个实践应用的机会,真正使教学走出课堂,使成果接受实践检验;另一方面,开阔了学员视野,加深了学员对人工智能技术和嵌入式系统的认识,提升了学员的信息化素养和人工智能技术的应用能力,为学员走向工作岗位夯实了基础。