

文章编号: 1000-8055(2023)11-2591-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220101

基于 QAR 数据的航空发动机热力学模型 构建方法

马 超¹, 赵树杰¹, 徐建新¹, 巴 翔²

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;

2. 中国南方航空股份有限公司 河南分公司, 郑州 450000)

摘 要: 为了能够建立更加接近真实运行环境的航空发动机热力学模型, 提出了一种依据航空发动机运行 QAR(quick access recorder)数据的热力学模型构建方法。依据发动机传统设计点热力学方程, 利用最小二乘辨识原理, 修正 25 站位压强求解方程, 获得干空气热力学模型; 根据混合气体熵值的可加性, 构建了降雨工况下的湿空气热力学模型; 最后结合遗传算法优化的粒子群算法, 依据 QAR 数据进行干空气和湿空气热力学模型参数计算与验证。结果表明该热力学模型计算得到的干空气和湿空气热力学参数与 QAR 数据间最大误差小于 13%, 较为接近实际绝热参数。证实了基于 QAR 数据构建发动机热力学模型的可行性和该热力学模型构建方法求解热力参数的有效性。

关 键 词: 热力学模型; QAR 数据; 最小二乘辨识; 粒子群; 遗传算法

中图分类号: V231.1⁺1

文献标志码: A

Construction method of aero-engine thermodynamic model based on QAR data

MA Chao¹, ZHAO Shujie¹, XU Jianxin¹, BA Xiang²

(1. College of Aeronautical Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Henan Branch, China Southern Airlines Company Limited, Zhengzhou 450000, China)

Abstract: In order to establish a thermodynamic model of aero-engine in an approximate real operating environment, a thermodynamic model construction method based on QAR (quick access recorder) data of aero-engine operation was proposed. According to the thermodynamic equation of the traditional design point of the engine, and using the least square identification principle, the equation for solving the pressure at the 25 station was corrected, and the dry air thermodynamic model was obtained; according to the additivity of the entropy value of the mixed gas, a thermodynamic model of wet air under rainfall conditions was constructed; finally, combined with particle swarm optimization optimized by genetic algorithm, the parameters of dry air and wet air thermodynamic model were calculated and verified according to QAR data. The results showed that the maximum error between the dry air and wet air thermodynamic parameters calculated by the thermodynamic model and the QAR data was less than 13%, which was closer to the actual adiabatic parameters. The feasibility of constructing a thermodynamic model of an engine based on QAR data and the effectiveness of the thermodynamic model construction

收稿日期: 2022-03-03

基金项目: 中央高校基本科研业务费项目(3122019085)

作者简介: 马超(1985—), 男, 副教授, 博士, 主要从事基于数据的民机运行与支持、飞行器空气动力学研究。

通信作者: 赵树杰(1996—), 男, 硕士, 主要从事航空发动机故障诊断研究。E-mail: 254202828@qq.com

引用格式: 马超, 赵树杰, 徐建新, 等. 基于 QAR 数据的航空发动机热力学模型构建方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2591-2600. MA Chao, ZHAO Shujie, XU Jianxin, et al. Construction method of aero-engine thermodynamic model based on QAR data[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2591-2600.

method for solving thermodynamic parameters were proved.

Keywords: thermodynamic model; QAR data; least square identification; particle swarm optimization; genetic algorithm

航空发动机热力学模型是研究发动机性能的重要依据。发动机真实运行环境可分为干空气与湿空气两类,降雨等湿空气条件下由于发动机吸入雨水会对其内部的气路性能产生影响^[1]。传统基于发动机设计点的热力学模型构建方法存在参数较为理想化,难以模拟真实运行环境的问题,并且设计点参数较难获取,因此基于发动机的实际运行 QAR(quick access recorder)数据,建立适用于不同气象条件的发动机热力学模型具有重要的应用价值,能够为准确分析发动机的性能提供重要参考。

目前国内外对于航空发动机干空气热力学模型的研究,主要以构建各部件间的动量及能量方程为基础进行的。文献[2-3]依据航空发动机台架实验数据,或依据部件特性图,插值换算对应高度、转速、飞行马赫数等状态下的各部件效率及空气流量等参数,建立发动机的瞬态非线性热力学模型。为了能够对工作点进行仿真计算,文献[4-5]分别结合共同工作方程、系统辨识等方法获得一定扰动下的激励信号热力参数。采用上述方法,模型需要依赖于发动机设计点参数、特性图或保证各部件运行参数可测,具有一定局限性。李家兴、刘乃彬^[6-7]采用 PW4000 系列发动机 QAR 数据进行热力学计算,提供了该发动机任意航班,巡航阶段热力参数计算方法,但并未考虑更为复杂的发动机运行环境。

目前国内外对于降雨条件下的航空发动机湿空气热力学模型研究主要采用 CFD(computational fluid dynamics)和实验的方法。Tasdelen、刘向坤、倪明等^[8-10]以发动机内部液滴为主要研究对象,在设计不同液滴粒径、流量等条件下,根据液滴的运动及破碎建立 Navier-Stokes 方程,结合压气机增压比、部件效率、工质流量等参数进行流体分析和热力学研究。

考虑降雨对民机产生的影响主要集中于飞机的起飞和降落阶段,由于飞机在降落进近阶段中飞行员操作频繁,数据平稳性较差,因此本文干空气和湿空气热力学模型构建过程中采用的 QAR 数据,皆选自飞机爬升阶段。在航空发动机设计点热力学方程的基础上,根据发动机运行 QAR 数

据的特点,提出了一种热力学模型的构建方法,分别对干空气与湿空气两种不同气象条件进行计算与验证。

1 干空气热力学模型

1.1 各部件热力学方程构建

本文构建的热力学模型,以波音 737NG 飞机搭载的 CFM56-7B 发动机作为研究对象,通过航空公司获得搭载该型号发动机的飞机所记录的不同航班 QAR 数据进行研究分析,CFM56-7B 发动机站位信息如表 1 所示,后文总温总压下标数字皆表示站位。

表 1 CFM56-7B 发动机站位信息

Table 1 CFM56-7B engine station information

站位序号	站位名	站位序号	站位名
0	发动机远前方	12	风扇进口
25'	低压压气机出口	25"	高压压气机进口
30	高压压气机出口	40	燃烧室出口
40'	高压涡轮进口	45	高压涡轮出口
45'	低压涡轮进口	50	低压涡轮出口

本文采用以下基本假设^[6-7]构建发动机干空气热力学模型:①发动机内流动气体认为是理想气体;②不考虑发动机的散热损失和壁面与流动气体间的摩擦;③不考虑发动机进气畸变产生的影响;④忽略发动机的燃烧延迟;⑤认为发动机内气体流动过程为定熵过程。

由于本文采用发动机运行 QAR 数据进行热力学参数计算,为了获得较为精确的计算结果,因此根据部件法搭建变压比热容热力学模型如下:

低压压气机定熵过程公式^[6]为

$$\int_{T_{12}}^{T_{25}} c_{pa} \frac{dT}{T} = R_a \ln \frac{p_{25'}}{p_{12}} \quad (1)$$

式中 T 为总温, p 为总压,下标 a 表示干空气, c_{pa} 为干空气的变压比热容,推导公式参考文献[6],同时认为低压压气机出口总温 $T_{25'}$,等于高压压气机进口总温 $T_{25''}$,记作 T_{25} , R_a 为干空气气体常数, $R_a = 0.287\ 06\ \text{kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

高压压气机定熵过程公式^[6]为

$$\int_{T_{25}}^{T_{30}} c_{pa} \frac{dT}{T} = R_a \ln \frac{p_{30}}{p_{25''}} \quad (2)$$

根据燃烧室总压恢复系数 $\sigma_b=0.97$, 可得到燃烧室进出口总压关系公式:

$$p_{40} = \sigma_b p_{30} \quad (3)$$

燃烧室部分的热力方程主要依据油气比 f 构建, 分别可由燃油流量 $q_{m,f}$ 和空气流量 $q_{m,a}$ 的比值计算, 同时也可由燃烧室能量守恒方程^[5]求解。

$$f = \frac{q_{m,f}}{q_{m,a}} \quad (4)$$

$$f = \frac{\int_0^{T_{40}} c_{pg} dT - \int_0^{T_{30}} c_{pa} dT}{\eta_b H_f - \int_0^{T_{40}} c_{pg} dT} \quad (5)$$

式中下标 g 表示燃气, c_{pg} 为燃气混合气变压比热容, 推导公式可参考文献^[6], 燃烧效率 $\eta_b=0.98$, 燃油低热值 $H_f=42\,900\text{ kJ/kg}$ 。

涡轮部分需要考虑空气流量变化, 由于空气通过高压压气机后, 一部分空气将通过引气系统用于高低压涡轮冷却和座舱引气, 如图 1 所示。

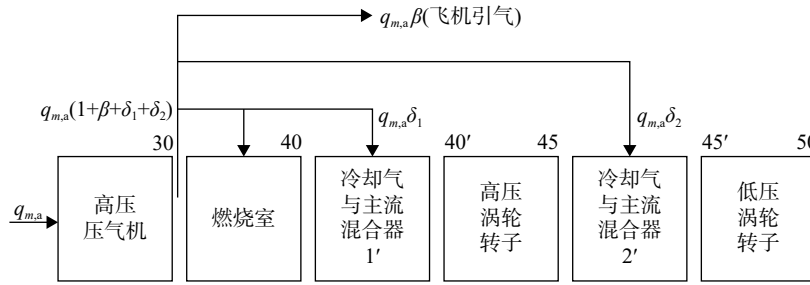


图 1 涡轮冷却气流流动示意

Fig. 1 Schematic diagram of the flow of the turbine cooling airflow

高压涡轮前气体能量平衡关系为

$$\delta_1 \int_0^{T_{30}} c_{pa} dT + (1-\beta-\delta_1-\delta_2)(1+f) \int_0^{T_{40}} c_{pg} dT = [(1-\beta-\delta_1-\delta_2)(1+f) + \delta_1] \int_0^{T_{40'}} c_{pg} dT \quad (6)$$

图 1 与式(6)中 δ_1 为高压涡轮所需的相对冷却空气量, $\delta_1=5\%$; β 为飞机客舱相对引气量, $\beta=1\%$; δ_2 为低压涡轮所需的相对冷却空气量, $\delta_2=5\%$ 。

将涡轮部分视为整体, 令 $p_{40'}=p_{40}$, 根据压比平衡条件, 可构建压气机部分和涡轮部分相应站位的总压关系方程:

$$\frac{p_{25'}}{p_{12}} \cdot \frac{p_{30}}{p_{25''}} = \frac{p_{40'}}{p_{50}} \quad (7)$$

涡轮部分定熵过程公式^[6]为

$$\int_{T_{50}}^{T_{40'}} c_{pg} \frac{dT}{T} = R_{pg} \ln \frac{p_{40'}}{p_{50}} \quad (8)$$

式中 R_{pg} 为燃气混合气的气体常数, $R_{pg}=0.2874\text{ kJ/(kg}\cdot\text{K)}$, 低压涡轮出口温度 T_{50} 可视为尾喷口的 EGT(exhaust gas temperature)温度。

1.2 25 站位总压参数辨识

1.2.1 25 站位总压参数关系分析

为了对热力学模型求解, 需要引入飞机运行状态下的发动机运行 QAR 数据, 其中关于发动机可收集热力参数如表 2 所示。

表 2 QAR 记录热力参数

Table 2 QAR records thermal parameters

参数	变量符号
风扇进口温度/K	T_{12}
风扇进口压强/Pa	p_{12}
高压压气机进口温度/K	T_{25}
高压压气机出口温度/K	T_{30}
高压压气机出口压强/Pa	p_{30}
燃油流量/(kg/s)	$q_{m,f}$
尾喷口温度/K	T_{50}

由于本文采用定熵过程热力学方程获得的计算解为理想解, 相比于实际参数值会存在偏差, 此外 QAR 数据中对 25 站位的热力参数, 只能监测记录高压压气机进口的总温, 若假设低压压气机出口与高压压气机进口的总温相等($T_{25'}=T_{25''}$), 计算后发现利用式(1)和式(2)分别经定熵过程方程得到的低压压气机出口与高压压气机进口的总压不等($p_{25'} \neq p_{25''}$), 如图 2 所示。

考虑到 25 站位流道处并无主要做功部件, 且利用式(1)和式(2)计算获得的低压压气机出口总压和高压压气机进口总压之间存在明显的相关性, 如图 3 所示, 因此为 25 站位压强构建单输入单输出迭代辨识模型, 结合最小二乘算法递推辨识总

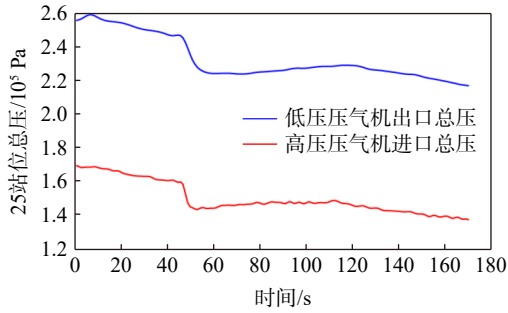


图2 低压压气机出口总压和高压压气机进口总压

Fig. 2 Total pressure at the outlet of the low pressure compressor and the total pressure at the inlet of the high pressure compressor

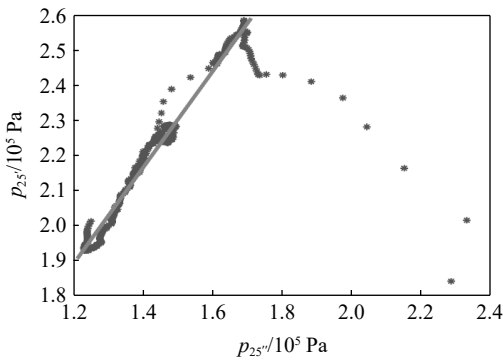


图3 $p_{25'}$ 与 $p_{25''}$ 相关性

Fig. 3 Correlation between $p_{25'}$ and $p_{25''}$

压 $p_{25'}$ 与总压 $p_{25''}$ 间关系^[11]。

$$\mathbf{H}_l = \begin{bmatrix} -p_{25''}(7) & \cdots & -p_{25''}(1) & p_{25'}(7) & \cdots & p_{25'}(5) \\ -p_{25''}(8) & \cdots & -p_{25''}(2) & p_{25'}(8) & \cdots & p_{25'}(6) \\ \vdots & & & & & \\ -p_{25''}(k-1) & \cdots & -p_{25''}(k-7) & p_{25'}(k-1) & \cdots & p_{25'}(k-3) \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中 $p_{25''}(k-1)$ 是序列为 $k-1$ 的高压压气机进口压强。

$$\mathbf{z}_l = [p_{25''}(8) \quad p_{25''}(9) \quad \cdots \quad p_{25''}(k)] \quad (13)$$

$$\hat{\boldsymbol{\theta}} = (\mathbf{H}_l^T \mathbf{H}_l)^{-1} \mathbf{H}_l^T \mathbf{z}_l \quad (14)$$

最终根据式(9)可得 $p_{25'}$ 与 $p_{25''}$ 间的辨识方程系数如表3所示。

为了便于后文采用 T_{30} 对热力学模型进行验证,因此只利用式(2)结合 T_{30} 、 p_{30} 、 T_{25} 求解获得前7s的 $p_{25''}$,以作为辨识方程的递推已知参数,而后分别利用 T_{12} 、 p_{12} 、 T_{25} 求解式(1)与式(9)获得其余 $p_{25''}$,该值可近似式(2)求解出的 $p_{25''}$ 。利用同一台发动机,3个不同航班数据进行验证,其偏差

1.2.2 最小二乘系统辨识

对于单输入单输出离散随机系统的辨识数学模型可表示为

$$z(k) + a_1 z(k-1) + \cdots + a_{n_a} z(k-n) = b_1 u(k-1) + b_2 u(k-2) + \cdots + b_{n_b} u(k-n) + e(k) \quad (9)$$

式中 a 、 b 为待辨识系数, $z(k)$ 为输出信号中第 k 个数据, $u(k-1)$ 为输入信号中第 $k-1$ 个数据, n 为辨识系统的阶数。

式(9)写成最小二乘形式为

$$\mathbf{z}_l(k) = \mathbf{H}_l^T(k) \hat{\boldsymbol{\theta}} + \mathbf{e}(k) \quad (10)$$

式中 $\mathbf{H}_l(k)$ 为输入信号观测矩阵; $\mathbf{z}_l(k)$ 为输出信号观测矩阵; $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 为待辨识参数矩阵; $\mathbf{e}$ 为均值为0,方差为1的随机白噪声向量。

在辨识前需要对待辨识参数利用赤池信息准则(Akaike information criterion, AIC),确定系统的阶数 n_a 、 n_b ,AIC准则函数为

$$A(n_a, n_b) = S \lg \hat{\sigma}_n + 2(n_a + n_b) \quad (11)$$

式中 S 为递推步长,其值等于待辨识数据长度, $\hat{\sigma}_n$ 为白噪声方差估计。

1.2.3 辨识计算25站位总压

对 $p_{25'}$ 与 $p_{25''}$ 进行AIC模型阶次判定,经计算可选择使 $A(n_a, n_b)$ 达到最小的 $n_a=7$ 和 $n_b=3$ 作为式(9)模型阶次,则式(10)中最小二乘辨识矩阵如式(12)~式(14)。

在4%以下,如图4所示。

利用式(1)与式(9)代替式(2)求解 $p_{25''}$,在获得压气机部分理想热力过程参数的同时,可使本

表3 辨识方程系数

Table 3 Identification equation coefficients

模型阶数	$p_{25''}$ 系数	$p_{25'}$ 系数
$k-1$	2.862 8	0.424 4
$k-2$	-4.503 9	-0.525 8
$k-3$	5.157 0	0.116 9
$k-4$	-4.453 9	0
$k-5$	2.949 8	0
$k-6$	-1.391 3	0
$k-7$	0.355 7	0

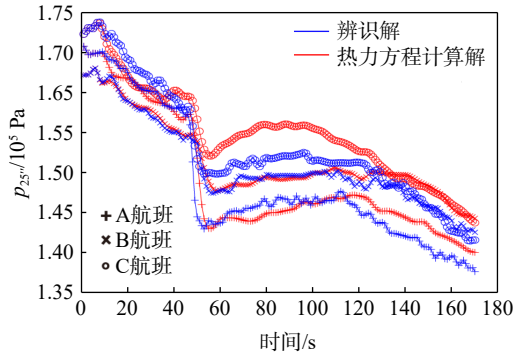


图 4 同一台发动机不同航班 $p_{25''}$ 定熵和辨识计算结果对比
Fig. 4 Comparison of $p_{25''}$ constant entropy and identification calculation results of different flight on the same engine

文所构建的模型与 QAR 数据进行对比验证。

1.3 热力学模型参数计算

1.3.1 热力学方程计算分析

理想状态下干空气热力学模型的方程组需要采用稳态工作状态参数进行计算,因此晴天气象条件的任意阶段稳态飞行数据皆可进行建模计算,而本文为了符合飞机在雨中飞行的实际情况,需要考虑积雨云、碎雨云等云底高度和云体所覆盖的面积,由于难以获取任意时刻飞机飞行区域是否有积雨云覆盖,因此在选取数据时尽量截取飞机靠近机场附近的时段,考虑到不同云体的云底高度存在区别,因此统一截取飞行高度在 1 500 m 以下的部分爬升阶段 QAR 数据。为了保证飞行状态的相对稳定,各航班的截取数据条件如表 4 所示。

表 4 数据截取条件

Table 4 Data interception conditions

参数名称	截取条件
相对转速/%	>90
燃油流量/(kg/s)	>0.252
空地状态	AIR
油门杆角度/(°)	>70
油门杆角度稳定时间/s	>10
高度/m	<1 500

由于飞机实际运行的 QAR 数据会偏离设计点工作参数,因此基于简化假设的理想热力学方程在利用 QAR 数据求解时各方程等式两边会出现残差非零情况^[12]。为满足各部件间的性能参数互相耦合,且受 QAR 数据无法记录监测涡轮等部件参数影响,使得所需求解参数多于方程数量,因此引入经遗传算法优化的粒子群计算方法(PSO-GA 算法)。

粒子群算法的主要思想是通过求解目标值的最大值或最小值进行参数优化,因此需要将热力学模型转化为非线性优化问题,即将式(2)~式(8)转换为残差形式:

$$\begin{cases} Y_1(T_{25}, T_{30}, p_{25''}, p_{30}) = \varepsilon_1 \\ Y_2(q_{m,f}, f, q_{m,a}) = \varepsilon_2 \\ \vdots \\ Y_7(T_{40'}, T_{50}, p_{40'}, p_{50}) = \varepsilon_7 \end{cases} \quad (15)$$

式中 ε 为残差值, Y 为各站热力学方程。

将 8 个独立热力学参数($T_{25}, T_{30}, p_{30}, T_{40}, T_{40'}, p_{50}, q_{m,a}, f$)记为 x , $x = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8)$, 则残差矩阵可记作:

$$E(x) = E(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8) = \begin{bmatrix} \varepsilon_1(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8) \\ \varepsilon_2(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8) \\ \vdots \\ \varepsilon_7(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8) \end{bmatrix} \quad (16)$$

参考最小二乘准则:

$$\min f(x) = \frac{1}{2} E(x)^T E(x) \quad (17)$$

将能够使最小二乘准则函数极小化的热力参数视为粒子群优化的最优解。

1.3.2 PSO-GA 算法

PSO-GA 算法所包含的计算模块有:

- 1) 根据种群规模和热力参数变化范围初始化粒子位置及粒子运动速度;
- 2) 计算每代粒子位置的适应度函数 $f(x)$;
- 3) 根据 $f(x)$ 计算更新局部最优位置 P_{best} 和全局最优位置 G_{best} ;
- 4) 粒子参数编码,引入遗传算法进行染色体交叉变异操作;
- 5) 将局部最优位置和全局最优位置代入速度更新公式进而更新下一代粒子位置;
- 6) 检查搜索总代数是否满足最大代数限制,满足则终止,否则继续迭代。

根据 PSO-GA 算法的 6 个计算模块,搭建该算法的具体计算流程图如图 5 所示。

1.3.3 PSO-GA 仿真计算热力参数

为了验证采用 PSO-GA 方法计算热力学参数的有效性,通过随机挑选晴朗天气条件航班的 QAR 数据,并随机挑选该数据中爬升阶段,能够满足表 4 数据截取规则的一组热力学参数,作为干空

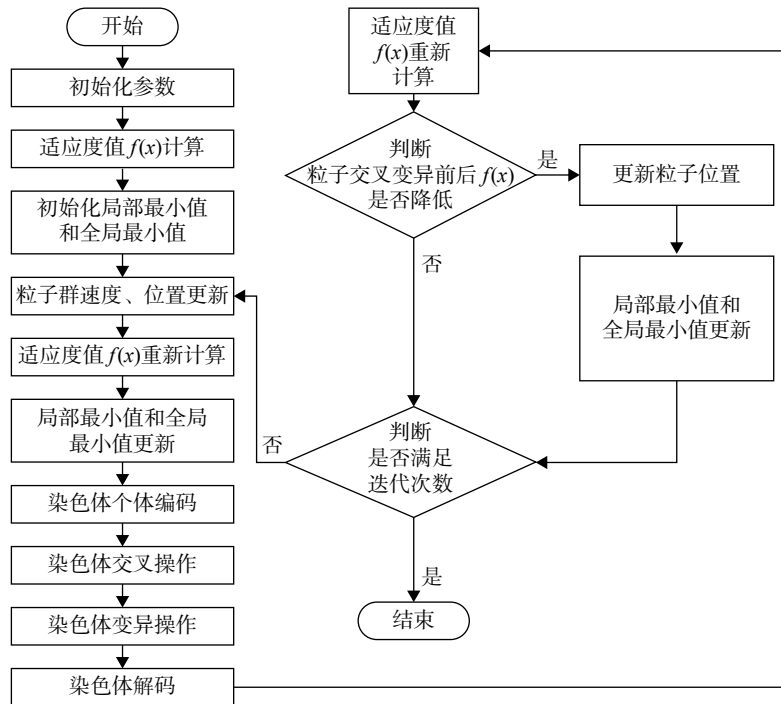


图 5 PSO-GA 算法结构流程图

Fig. 5 PSO-GA algorithm structure flow chart

气热力学模型计算的原始数据,经多次计算残差适应度函数值的下降曲线如图 6(a)所示,其可在 280 代以后寻找到最优解如图 6(b)所示。

最优适应度函数所对应的发动机热力学参数与 QAR 数据中能够记录的参数进行对比如表 5 所示,此外本文建立的干空气热力学模型亦可计

表 5 热力参数计算结果与 QAR 数据对比

Table 5 Comparison of thermal parameter calculation results with QAR data

时刻	热力参数	PSO-GA 计算数据	QAR 记录原始数据	相对误差/%
1	T_{25}/K	387.58	398.768	2.81
	T_{30}/K	767.90	811.22	5.34
	p_{30}/Pa	1 964 952	2 247 770	12.58
2	T_{25}/K	384.47	397.90	3.38
	T_{30}/K	758.58	813.04	6.70
	p_{30}/Pa	1 985 821.06	2 233 980	11.11
3	T_{25}/K	404.98	392.78	3.01
	T_{30}/K	741.20	809.05	8.39
	p_{30}/Pa	1 862 370	2 096 080	11.15

算爬升阶段所截取的数据区间中任意时刻的燃烧室及涡轮部件中的相关热力学参数如表 6 所示。

根据表 5 的计算参数与实际 QAR 数据参数对比,可发现本文建立的干空气热力学模型与实际参数的最大误差出现在对压强的计算中,为 12.58%,由于本文所建立的模型是在众多前提假设的条件下所建立的理想环境模型,计算参数为理想热力学参数,且在使用粒子群对压强寻优计算时,由于其搜索区间较大,造成波动性较大,因此存在上述误差。且本文在计算获得的 25 站位和 30 站位总温误差皆在 10% 以内,对比文献 [2, 6] 分别以典型台架实验数据和 QAR 数据构建模型,

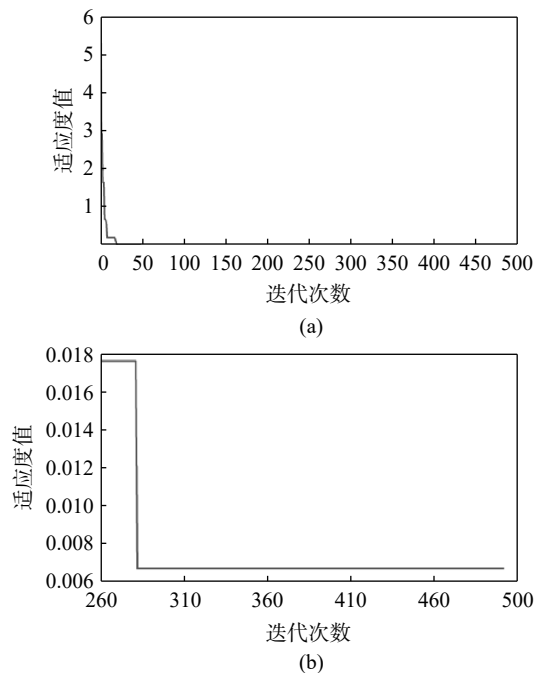


图 6 PSO-GA 适应度函数值

Fig. 6 PSO-GA fitness function value

表 6 燃烧室及涡轮部件计算参数

Table 6 Calculation parameters of combustor and turbine components

时刻	热力参数	PSO-GA 计算数据
1	T_{40}/K	1 709.21
	$T_{40'}/\text{K}$	1 661.44
	p_{50}/Pa	73 648.43
	$q_{m,a}/(\text{kg/s})$	28.18
	f	0.033 0
2	T_{40}/K	1 686.67
	$T_{40'}/\text{K}$	1 639.69
	p_{50}/Pa	65 817.25
	$q_{m,a}/(\text{kg/s})$	58.73
	f	0.024 7
3	T_{40}/K	1 752.18
	$T_{40'}/\text{K}$	1 701.83
	p_{50}/Pa	60 030.30
	$q_{m,a}/(\text{kg/s})$	50.82
	f	0.058 1

其误差分别在 3% 和 10% 以内,说明本文构建的干空气热力学模型较为可信。

2 降雨条件热力学模型

2.1 湿空气压缩过程理论

降雨条件热力学模型是在干空气热力学模型的基础上,根据混合气体熵值具有可加性进行修正构建的,如图 7 所示。

因此其构建条件同样需要满足干空气热力学模型所提出的前 4 个假设。此外由于民航法规规定的民机起飞所需的能见度、雷电等放行要求,民机一般起飞过程雨量均在中雨级别以下,因此,可认为降雨条件下起飞的飞机其发动机吸入雨水大部分会在压气机中蒸发^[13-15],因此可假设理想

$$\Delta s = q_{m,a} \left[\int_{T_i}^{T_o} c_{pa} \frac{dT}{T} - R_a \ln \frac{p_o}{p_i} + (D_o - D_i) \int_{T_i}^{T_o} c_{pv} \frac{dT}{T} - R_v \ln \frac{p_o^s}{p_i^s} + D_o \frac{L_o}{T_o} - D_i \frac{L_i}{T_i} \right] \quad (21)$$

式中 R_v 为水蒸气气体常数, $R_v=0.461 5 \text{ kJ}/(\text{kg}/\text{K})$; T_i 为压气机进口总温; T_o 为压气机出口总温; p_i 为压气机进口总压; p_o 为压气机出口总压; p_i^s 为压气机进口饱和蒸汽总压; p_o^s 为压气机出口饱和蒸汽总压; D_i 为压气机进口含湿量; D_o 为压气机出口含湿量; c_{pv} 为水蒸气变压比热容^[21]:

$$c_{pv} = 0.218 241 - 0.197 009 \times 10^{-3} T + 0.774 897 \times 10^{-6} T^2 - 1.102 189 \times 10^{-9} T^3 + 0.888 842 \times 10^{-12} T^4 - 0.367 615 \times 10^{-15} T^5 + 0.059 792 \times 10^{-18} T^6 \quad (22)$$

含湿量 D 可根据压气机进口总压和饱和蒸

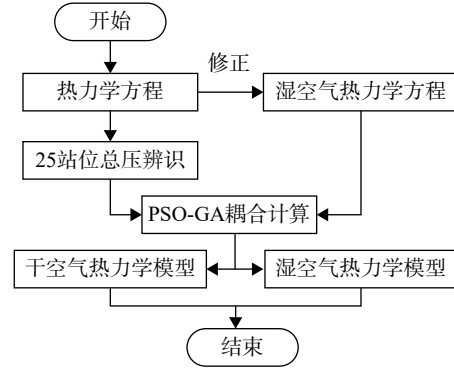


图 7 建模流程图

Fig. 7 Modeling flowchart

情况下发动机吞入的液态雨水可在燃烧室前完全转化为水蒸气。

发动机内涵吞水后,压气机系统的总熵通量 s 可表示为各相熵通量之和:

$$s = q_{m,a} s_a + q_{m,l} s_l + q_{m,v} s_v \quad (18)$$

式中下标 l 表示液态水,下标 v 表示水蒸气。

根据文中第 1.1 节中无摩擦能量损失的假设,令系统总质量流量保持不变,空气不发生相变使得压气机出口干空气质量流量 $q_{m,a}^o$ 和进口干空气质量流量 $q_{m,a}^i$ 相等,且空气中水蒸气含量的增加等于液态水含量的减少,若压气机出口液态水完全蒸发则:

$$q_{m,v}^o = q_{m,l}^i + q_{m,v}^i = \text{const} \quad (19)$$

式中上标 i 表示进口, o 表示出口。

液态水蒸发为气态过程的蒸发熵 s_e 是蒸发热 L 与蒸发过程温度 T 的函数:

$$s_e = \frac{L}{T} \quad (20)$$

式中 L 为液态水汽化潜热。

不考虑液体流动的熵值变化,则理想状态下压气机内的变比热热力学过程可写为^[16-20]

气总压求解:

$$D = 0.622 \frac{\varphi p^s}{p - \varphi p^s} \quad (23)$$

式中 φ 为相对湿度,饱和蒸汽总压 p^s 为总温 T 的函数:

$$p^s = 221.2 \exp \left[7.212 75 + 3.981 \left(0.745 - \frac{T}{647.3} \right)^2 + 1.05 \left(0.745 - \frac{T}{647.3} \right)^3 \right] \left(1 - \frac{647.3}{T} \right) \quad (24)$$

2.2 降雨条件热力学模型计算

若假设压气机 12 站位有饱和湿空气,而低压压气机和高压压气机出口皆为不饱和湿空气,根据文中第 2.1 节理论可修正第 1.1 节中干空气热力学模型,建立降雨条件的湿空气热力学模型。

添加高压压气机进口含湿量计算方程,其各参数含义与式(23)相同:

$$\Delta s = q_{m,a} \left[\int_{T_{12}}^{T_{30}} c_{pa} \frac{dT}{T} - R_a \ln \frac{p_{30}}{p_{12}} + (D_{30} - D_{12}) \int_{T_{12}}^{T_{30}} c_{pv} \frac{dT}{T} - R_v \ln \frac{p_{30}^s \varphi_{30}}{p_{12}^s \varphi_{12}} + D_{30} \frac{L_{30}}{T_{30}} - D_{12} \frac{L_{12}}{T_{12}} \right] \quad (27)$$

修正式(2)高压压气机熵产方程为

$$\Delta s = q_{m,a} \left[\int_{T_{25}}^{T_{30}} c_{pa} \frac{dT}{T} - R_a \ln \frac{p_{30}}{p_{25}} + (D_{30} - D_{25}) \int_{T_{25}}^{T_{30}} c_{pv} \frac{dT}{T} - R_v \ln \frac{p_{30}^s \varphi_{30}}{p_{25}^s \varphi_{25}} + D_{30} \frac{L_{30}}{T_{30}} - D_{25} \frac{L_{25}}{T_{25}} \right] \quad (28)$$

修正式(4)燃烧室油气比计算方程中干空气流量修正为湿空气流量 $q_{m,wet}$:

$$q_{m,wet} = q_{m,a} + q_{m,v} \quad (29)$$

修正式(5)燃烧室油气比计算方程中 30 站位湿空气变压比热容:

$$f = \frac{\int_0^{T_{40}} c_{pg} dT - \int_0^{T_{30}} c_{pw} dT}{\eta_b H_f - \int_0^{T_{40}} c_{pg} dT} \quad (30)$$

式中 c_{pw} 为湿空气变压比热容^[22]:

$$c_{pw} = \frac{c_{pa} + D c_{pv}}{1 + D} \quad (31)$$

修正式(6)高压涡轮前气体能量平衡方程中 30 站位湿空气变压比热容:

$$\delta_1 \int_0^{T_{30}} c_{pw} dT + (1 - \beta - \delta_1 - \delta_2) (1 + f) \int_0^{T_{40}} c_{pg} dT = [(1 - \beta - \delta_1 - \delta_2) (1 + f) + \delta_1] \int_0^{T_{40'}} c_{pg} dT \quad (32)$$

由于无法获得发动机吞水后的低压压气机出口总压,因此将式(7)修正为压气机部分的总增压比和涡轮部分的总落压比平衡方程:

$$\frac{p_{30}}{p_{12}} = \frac{p_{40'}}{p_{50}} \quad (33)$$

涡轮部分不考虑雨水影响,仍采用式(8)进行模型建立,按文中第 1.3.1 节方式将模型转化为残差形式:

$$\begin{cases} Y_1(D_{25}, T_{25}, \varphi_{25}, p_{25}) = \varepsilon_1 \\ Y_2(D_{30}, T_{30}, \varphi_{30}, p_{30}) = \varepsilon_2 \\ \vdots \\ Y_9(T_{40'}, T_{50}, p_{40'}, p_{50}) = \varepsilon_9 \end{cases} \quad (34)$$

利用本文第 1.2.3 节粒子群方法,根据收集的降雨环境执飞航班中,降雨量较大为 3 mm/h 的航班进行降雨条件热力学模型的验证,根据表 4 的

$$D_{25} = 0.622 \frac{\varphi_{25}^s p_{25}^s}{p_{25} - \varphi_{25}^s p_{25}^s} \quad (25)$$

添加 30 站位含湿量计算方程:

$$D_{30} = 0.622 \frac{\varphi_{30}^s p_{30}^s}{p_{30} - \varphi_{30}^s p_{30}^s} \quad (26)$$

添加压气机部分整体熵产方程,其各参数含义与式(21)相同:

数据截取条件,随机挑选任意 3 个时间节点的爬升数据,计算降雨条件热力学模型求得压气机部分各参数理想值与 QAR 数据对比如表 7 所示,燃烧室及涡轮部分热力参数计算值如表 8 所示。

表 7 湿空气热力学模型热力参数计算结果与 QAR 数据对比

Table 7 Comparing the calculation results of thermodynamic parameters of wet air thermodynamic model with QAR data

时刻	热力参数/K	PSO-GA 计算数据	QAR 记录原始数据	相对误差/%
1	T_{25}	387	379.36	2.01
	T_{30}	757	773.51	2.13
2	T_{25}	374	374.14	0.03
	T_{30}	774	767.15	0.89
3	T_{25}	366	387.20	5.47
	T_{30}	749	803.14	6.74

表 8 湿空气热力学模型燃烧室及涡轮部件计算参数

Table 8 Calculation parameters of combustor and turbine components of wet air thermodynamic model

时刻	热力参数	PSO-GA 计算数据
1	$D_{25} / (\text{kg/kg})$	0.026 2
	$\varphi_{25} / \%$	0.326 3
	$D_{30} / (\text{kg/kg})$	0.376 2
	$\varphi_{30} / \%$	0.001 1
	p_{25} / Pa	146 895
	T_{40} / K	1 667
	$T_{40'} / \text{K}$	1 616
	P_{50} / Pa	68 116
	$q_{m,wet} / (\text{kg/s})$	36
	f	0.020 6

续表

时刻	热力参数	PSO-GA 计算数据
2	$D_{25''}/(\text{kg/kg})$	0.047 2
	$\varphi_{25''}/\%$	0.536 3
	$D_{30}/(\text{kg/kg})$	0.104 4
	$\varphi_{30}/\%$	0.108 6
	$p_{25''}/\text{Pa}$	164 219
	T_{40}/K	1 548
	$T_{40'}/\text{K}$	1 502
	p_{50}/Pa	74 369
	$q_{m,\text{wet}}/(\text{kg/s})$	39
	f	0.032 1
3	$D_{25''}/(\text{kg/kg})$	0.002 8
	$\varphi_{25''}/\%$	0.546 0
	$D_{30}/(\text{kg/kg})$	0.028 7
	$\varphi_{30}/\%$	0.159 0
	$p_{25''}/\text{Pa}$	144 000
	T_{40}/K	1 601
	$T_{40'}/\text{K}$	1 557
	p_{50}/Pa	64 222
	$q_{m,\text{wet}}/(\text{kg/s})$	34
	f	0.031 5

根据表 7 的计算参数与实际 QAR 数据对比, 可发现本文建立湿空气热力学模型获得的理想参数与实际参数的误差在 10% 以内, 模型较为可信。

3 结 论

本文基于发动机运行 QAR 数据, 构建了晴天和降雨两种气象条件所对应的干空气与湿空气航空发动机热力学模型, 该模型是更加接近发动机真实运行环境的热力学模型, 获得结论如下:

1) 与传统热力学模型相比, 本文利用发动机运行 QAR 数据作为研究基础, 结合 PSO-GA 方法计算热力参数, 经计算模型参数误差最大为 12.58%。相比传统航空发动机热力学模型, 本文修正得到的干空气热力学模型, 可在无法获得发动机设计点参数情况下, 计算稳态情况下任意时间点的发动机热力参数, 证明了利用运行 QAR 数据进行发动机热力学计算的可行性, 该方法可为航空发动机在线监测, 以部分 QAR 数据判断发动机工作状态提供参考。

2) 在干空气热力学模型的基础上, 利用熵值可加性修正热力学方程, 构建了降雨条件下的湿空气热力学模型, 经计算模型参数误差在 10% 以

内。本文的热力学模型考虑了降雨气象的影响, 并且采用实际降雨航班的运行 QAR 数据进行计算, 使得模型求解更加贴合实际, 可以为降雨气象条件下航空发动机的性能分析提供数学模型计算基础。利用降雨环境中执飞航班 QAR 数据, 可进行发动机在雨天运行吞雨后各站位气路参数变化的相关分析。

参考文献:

- [1] 马宇晨. 涡扇发动机吞雨对压气机的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.
MA Yuchen. Turbofan engine compressor performance under water ingestion conditions[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018. (in Chinese)
- [2] 于龙江, 朴英. 一种简化算法的航空发动机全状态数学模型[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 510-515.
YU Longjiang, PIAO Ying. Full range modeling of aero engine systems based on a simplified algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 510-515. (in Chinese)
- [3] KOCER G. Aerothermodynamic modeling and simulation of gas turbines for transient operating conditions[D]. Ankara, Türkiye: Middle East Technical University, 2008.
- [4] 郑斐华. 基于系统辨识的航空发动机建模研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2018.
ZHENG Feihua. Aeroengine modeling research based on system identification[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2018. (in Chinese)
- [5] KOPASKIS G, CONNOLLY J W, PAXSON D E, et al. Volume dynamics propulsion system modeling for supersonics vehicle research[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(4): 041003.1-041003.8.
- [6] 李家兴. 涡扇发动机性能参数模拟及仿真系统研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
LI Jiaxing. Calculation of performance parameters of the turbofan engine and research for simulation system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016. (in Chinese)
- [7] 刘乃彬. 发动机故障状态下的性能参数规律研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2018.
LIU Naibin. Research on performance parameters law of aircraft engine in fault state[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018. (in Chinese)
- [8] TASDELEN V, HERTEL J, FIOLA R, et al. A numerical investigation on ingested water separation in modern turbofan engines[M]. Cologne: DLR, 2014.
- [9] 刘向坤. 压气机吞雨性能及叶片水膜研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2016.
LIU Xiangkun. The numerical investigation on the form of blade water film and the performance of rain ingestion process of a compressor[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2016. (in Chinese)
- [10] 倪明. 来流含水条件下两级对置式离心压气机性能研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2019.
NI Ming. Performance of an opposed-setting-two-stage centrifugal compressor under water-laden conditions[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2019. (in Chinese)
- [11] 刘雨兴. 航空发动机闭环控制系统辨识方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2020.

- LIU Yuxing. Research on identification method of aeroengine closed-loop control system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2020. (in Chinese)
- [12] 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: 国防科技大学, 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)
- [13] SANTA I. The effect of water ingestion on the operation of the gas turbine engine[C]//22nd International Congress of Aeronautical Sciences. Harrogate, UK: Harrogate International Conference Center, 2000.
- [14] NIKOLAIDIS T. Water ingestion effects on gas turbine engine performance[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2008.
- [15] 王春晓, 邓潇. 民用大涵道比涡扇发动机吸雨能力评估的方法研究[J]. *民用飞机设计与研究*, 2013(增刊2): 1-3, 50.
- WANG Chunxiao, DENG Xiao. A method for estimating rain ingestion effect on high bypass ratio turbofan engine performance[J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2013(Suppl.2): 1-3, 50. (in Chinese)
- [16] SZABO I, TURNER M G. An entropy based evaluation of efficiency of a transonic compressor rotor with water injection[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Berlin: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 167-180.
- [17] ZAWADZKI N, SZYMANSKI A, BLOCK N D A, et al. Entropy generation and efficiency of a transonic rotor with water injection: a numerical study[R]. ASME Paper GT2020-15055, 2020.
- [18] SHAO Y, ZHENG Q. The entropy and exergy analyses of wet compression gas turbine[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Nevada: Society of Mechanical Engineers, 2005: 161-168.
- [19] ZHENG Q, SUN Y, LI S, et al. Thermodynamic analyses of wet compression process in the compressor of gas turbine[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(3): 489-496.
- [20] 邵燕. 湿压缩燃气轮机气动热力学研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.
- SHAO Yan. Thermodynamic research and numerical simulation of the wet compression compressor[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2006. (in Chinese)
- [21] 吴文彭, 胡胜波, 王欢乐, 等. 空气湿度对压气机性能的影响[J]. *东方汽轮机*, 2017(2): 4-7, 12.
- WU Wenpeng, HU Shengbo, WANG Huanle, et al. Effect of air humidity on compressor performance[J]. *Dongfang Turbine*, 2017 (2): 4-7, 12. (in Chinese)
- [22] 倪明, 耿少娟, 张小玉, 等. 空气湿度对舰用燃气轮机两级对置式离心压气机性能的影响[J]. *舰船科学技术*, 2020, 42 (19): 110-117.
- NI Ming, GENG Shaojuan, ZHANG Xiaoyu, et al. Humidity effects on the performance of an opposed-setting-two-stage centrifugal compressor for marine gas turbine[J]. *Ship Science and Technology*, 2020, 42(19): 110-117. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)