

doi: 10.7690/bgzdh.2015.10.011

## 变循环发动机性能优化方法研究

王胜兵, 袁昊劼, 翟亚利  
(海军工程大学理学院, 武汉 430033)

**摘要:** 针对变循环发动机性能参数确定的复杂性, 提出变循环发动机性能优化参数的表示方法。建立了带有约束条件的发动机性能优化模型, 利用搜索算法, 求解了在发动机耗油率达到最小和单位推力达到最大时的参数取值, 并给出了马赫数与参数之间的变化规律。分析结果证实了该优化模型的稳定性。

**关键词:** 部件法建模; 性能优化; 搜索算法

**中图分类号:** TP273 **文献标志码:** A

## Study on Performance Optimization Approach of Variable Cycle Engine

Wang Shengbing, Yuan Haojie, Zhai Yali  
(College of Science, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

**Abstract:** Because it is complicated to confirm the performance parameter of variable cycle engine, the optimization performance parameter of variable cycle engine was presented. The performance optimization model of engine with constrained conditions was set up, then, use the search algorithm, the parameters were acquired, based on the minimum fuel consumption rate and maximum unit thrust of engine. At last, the variation principle between Mach number and parameters was given. The analysis results show the stability of the optimization model.

**Keywords:** component model; performance optimization; search algorithm

### 0 引言

由飞机发动机设计原理可知: 对于持续高马赫数飞行任务, 需要高单位推力的涡喷循环; 反之, 如果任务强调低马赫数和长航程, 就需要低耗油率的涡扇循环。双涵道变循环发动机可以同时具备高速时的大推力与低速时的低油耗。变循环发动机的内在性能优势, 受到了各航空强国的重视, 是目前航空发动机的重要研究方向<sup>[1-2]</sup>。

随着计算能力的不断提高及发动机数学模型研究的不断深入, 计算机仿真精度也在不断提高, 一定程度上弥补了实验方法的不足, 尤其是在发动机型号研制过程中, 燃气涡轮发动机计算机仿真技术发挥了不可替代的作用<sup>[3-5]</sup>。

燃气涡轮发动机由进气道、压气机、主燃烧室、涡轮、喷管等部件组成。如果计算机能够对这些部件的性能进行准确的模拟, 那么也就能准确地模拟整个发动机的性能。这种建立在准确模拟发动机各部件性能基础上的发动机性能计算方法, 称为部件法。该方法是建立在发动机各部件特性已知的基础上的, 计算精度较高<sup>[6-7]</sup>。发动机采用单涵道模式, 在给定发动机飞行高度、飞行马赫数、选择活门面积、风扇导叶角度、高压压气机导叶角度、高压涡

轮导叶角度、后混合器面积等参数的条件下, 确定发动机核心驱动风扇级 (core driven fan stage, CDFS) 导叶角度、低压涡轮导叶角度和喷管喉道面积 3 个量为多少时, 发动机的性能最优是变循环发动机性能优化的关键。基于此, 笔者对变循环发动机性能优化方法进行研究。

### 1 发动机性能优化模型分析

#### 1.1 发动机性能参数的选择

描述发动机的性能参数主要有: 发动机的推力  $F$ 、发动机的单位推力  $F_s$  以及发动机的耗油率  $sfc$ 。由于发动机的单位推力  $F_s = F/W_a$  是发动机的推力与总的空气质量的综合指标, 而耗油率  $sfc = (3600W_f)/F$  是反映发动机的燃油流量与发动机推力的综合指标。因此在进行发动机性能优化时可以选择油耗率与单位推力作为发动机的性能参数。

#### 1.2 发动机性能参数的计算

为了计算发动机的单位推力  $F_s$  以及发动机的耗油率  $sfc$ , 必须首先计算发动机的推力  $F = W_g c_g - W_a V + (p_g^* - p_0) A_g$ , 为此需计算下面的参数:

收稿日期: 2015-05-09; 修回日期: 2015-06-15

作者简介: 王胜兵(1964—), 男, 湖北人, 副教授, 从事算法理论及其应用研究。

1) 发动机总燃气流量  $W_g$ ，即  $W_{g41} = W_{a3} + W_f$ 。  
这里  $W_{a3}$  为进口空气流量，即高压压气机的出口流量； $W_f$  为进入主燃烧室的燃油流量。

2) 总的空气流量  $W_a$ ，即风扇的出口流量  $W_{a2}$ 。

3) 飞行速度  $v$ ， $v = Ma\sqrt{\gamma RT}$ ，其中： $\gamma$  为空气的绝热指数，取 1.4； $R$  为气体常数，取 287.31； $T$  为大气静温即  $T_0$ 。

4) 尾喷管出口面积  $A_9$ ，可以转换为尾喷管喉道面积  $A_8$  进行计算，由于在拉瓦尔喷管任意截面处， $q(\lambda)A = \text{const}$ ，可知

$$q(\lambda_9)A_9 = q(\lambda_8)A_8。$$

由  $\lambda_8 = 1$  可以得到  $q(\lambda_8) = 1$ ，由此可得

$$\frac{A_9}{A_8} = q(\lambda_9)。$$

关于  $\lambda_9$  的计算，可以利用气动函数  $\pi(\lambda) = (1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\lambda^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ ，其中  $\gamma$  为气体绝热指数；以及

$$\text{公式 } \pi(\lambda_9) = \frac{P_0}{P_9} = \frac{P_0}{P_6} \text{ 求得，即 } \lambda_9 = \pi^{-1}\left(\frac{P_0}{P_6}\right)。$$

若  $q(\lambda_9) = q(\pi^{-1}(\frac{P_0}{P_6})) > 3$ ，则令  $q(\lambda_9) = 3$ ，则

$$\lambda_9 = q^{-1}(3)；$$

$$\lambda_9 = \begin{cases} q^{-1}(3), & q(\pi^{-1}(\frac{P_0}{P_6})) > 3 \\ q(\pi^{-1}(\frac{P_0}{P_6})), & \text{其他} \end{cases}。 \quad (1)$$

由此可得： $A_9 = \frac{A_8}{q(\lambda_9)}$ ， $A_8$  为所要设计的几何参数。

5) 尾喷管出口气流速度  $c_9 = \phi_{nz}\sqrt{2(h_9^* - h_9)}$ ，其中： $\phi_{nz} = 0.98$ ； $h_9^*$ ， $h_9$  可分别由尾喷管出口总温  $T_9^*$  (即后混合器的出口总温  $T_6^*$ ) 和出口静温  $T_9$  得出。

出口静温  $T_9 = T_7^* \tau(\lambda_9) = T_6^* \tau(\lambda_9)$ ，这里  $\lambda_9$  由式 (1) 可以表示。

由此可以知道，发动机的推力可以由参数  $W_{a2}, W_{a3}, W_f, T_6^*, p_6^*, T_0, p_0, A_8$  所决定，进一步，发动机的单位推力以及发动机的耗油率也可由参数  $W_{a2}, W_{a3}, W_f, T_6^*, p_6^*, T_0, p_0, A_8$  所决定。

## 2 发动机性能优化模型的建立

根据 1.2 的参数确定方法，发动机的耗油率可以表示为参数  $n_L, n_H, Z_{CL}, Z_{CDFS}, Z_{CH}, T_4^*, Z_{TH}, Z_{TL}, \alpha_L, \alpha_{CDFS}, \alpha_H, \alpha_{CH}, A_8$  的函数： $\text{sfc}(n_L, n_H, Z_{CL}, Z_{CDFS}, Z_{CH}, T_4^*, Z_{TH}, Z_{TL}, \alpha_L, \alpha_{CDFS}, \alpha_H, \alpha_{CH}, A_8)$  因此，发动机性能优化模型 I 可以表示为

$$\min_{\alpha_L, \alpha_{CDFS}, A_8} \text{sfc}。$$

其中参数

$n_L, n_H, Z_{CL}, Z_{CDFS}, Z_{CH}, T_4^*, Z_{TH}, Z_{TL}, \alpha_L, \alpha_{CDFS}, \alpha_H, \alpha_{CH}, A_8$  满足约束条件：

$$\left. \begin{aligned} N_{CL} - N_{TL} \eta_{mL} &= 0 \\ N_{CH} + N_{CDFS} - N_{TH} \eta_{mH} &= 0 \\ W_{g41} - W'_{g41} &= 0 \\ W_{g45} - W'_{g45} &= 0 \\ p_{61} - p_{62} &= 0 \\ A_8 - A'_8 &= 0 \\ W_{a2} - W_{a21} - W_{a13} &= 0 \end{aligned} \right\}。$$

发动机的单位推力表示为参数  $n_L, n_H, Z_{CL}, Z_{CDFS}, Z_{CH}, T_4^*, Z_{TH}, Z_{TL}, \alpha_L, \alpha_{CDFS}, \alpha_H, \alpha_{CH}, A_8$  的函数，性能优化模型 II 可以表示为

$$\max_{\alpha_L, \alpha_{CDFS}, A_8} F_s。$$

参数满足的约束条件与上述约束条件相同。

## 3 发动机性能优化模型求解

### 3.1 发动机性能优化模型求解步骤

为求解模型 I 与模型 II，可以通过搜索算法实现，具体计算步骤如下：

1) 给定参数的初值飞行高度  $H$ ，飞行马赫数  $Ma$ ，后混合器面积  $A_6$ ，低压转速  $n_L$ ，风扇导叶角  $\alpha_L$ ，高压压气机导叶角  $\alpha_H$ ，高压涡轮导叶角；

2) 确定参数  $\alpha_L, \alpha_{CDFS}, A_8$  的合理变化范围， $\alpha_L$  的变化区间记为  $[L_{\alpha_L}, R_{\alpha_L}]$ ， $\alpha_{CDFS}$  的变化区间记为  $[L_{\alpha_{CDFS}}, R_{\alpha_{CDFS}}]$ ， $A_8$  的变化区间记为  $[L_{A_8}, R_{A_8}]$ ；

3) 在  $\alpha_L$  的变化区间  $[L_{\alpha_L}, R_{\alpha_L}]$  内取点  $\alpha_L^{(1)}, \alpha_L^{(2)}, \dots, \alpha_L^{(m)}$ ，在  $\alpha_{CDFS}$  的变化区间  $[L_{\alpha_{CDFS}}, R_{\alpha_{CDFS}}]$  内取点  $\alpha_{CDFS}^{(1)}, \alpha_{CDFS}^{(2)}, \dots, \alpha_{CDFS}^{(n)}$ ，在  $A_8$  的变化区间  $[L_{A_8}, R_{A_8}]$  内取点  $A_8^{(1)}, A_8^{(2)}, \dots, A_8^{(l)}$ ；

4) 取 1 组参数  $\alpha_L^{(i)}, \alpha_{\text{CDFs}}^{(j)}, A_8^{(k)}$  ( $i=1,2,\dots,m; j=1,2,\dots,n; k=1,2,\dots,l$ ), 利用约束条件确定其余参数  $n_H, Z_{\text{CL}}, Z_{\text{CDFs}}, T_4^*, Z_{\text{TH}}, Z_{\text{TL}}$ , 并由此计算所对应的耗油率  $\text{sfc}^{(r)}$  ( $r=1,2,\dots,m \cdot n \cdot l$ ) 以及单位推力  $F_s^{(r)}$  ( $r=1,2,\dots,m \cdot n \cdot l$ );

5) 比较耗油率  $\text{sfc}^{(r)}$  ( $r=1,2,\dots,m \cdot n \cdot l$ ) 以及单位推力  $F_s^{(r)}$  ( $r=1,2,\dots,m \cdot n \cdot l$ ), 通过  $\min \text{sfc}^{(r)}$  确定  $r$ , 第  $r$  组参数  $\alpha_L^{(r)}, \alpha_{\text{CDFs}}^{(r)}, A_8^{(r)}$  即为模型 I 所求。通过  $\max \text{sFs}^{(r)}$  确定  $s$ , 第  $s$  组参数  $\alpha_L^{(s)}, \alpha_{\text{CDFs}}^{(s)}, A_8^{(s)}$  即为模型 II 所求。

### 3.2 模型计算结果

由假设参数的初值飞行高度  $H$ , 飞行马赫数  $Ma$ , 后混合器面积  $A_6$ , 风扇导叶角  $\alpha_L$ , 高压压气机导叶角  $\alpha_H$ , 高压涡轮导叶角  $\alpha_{\text{TH}}$ 。

为计算需要, 假设低压转速  $n_L = 0.85$ 。

$\alpha_{\text{CH}}$  的变化区间  $[L_{\alpha_{\text{CH}}}, R_{\alpha_{\text{CH}}}]$  设为  $[-5^\circ, 35^\circ]$ ,  $\alpha_{\text{CDFs}}$  的变化区间  $[L_{\alpha_{\text{CDFs}}}, R_{\alpha_{\text{CDFs}}}]$  设为  $[-5^\circ, 15^\circ]$ ,  $A_8$  的变化区间  $[L_{A_8}, R_{A_8}]$  设为  $[9\ 000, 10\ 000]$ 。

参数  $\alpha_{\text{CH}}$  的取值从  $[-5^\circ, 35^\circ]$  左端点起, 每  $1^\circ$  取 1 个值, 共 41 个值。参数  $\alpha_{\text{CDFs}}$  的取值从  $[-5^\circ, 15^\circ]$  左端点起, 每  $1^\circ$  取 1 个值, 共 21 个值。参数  $A_8$  的取值从  $[9\ 000, 10\ 000]$  左端点起, 每 10 取 1 个值, 共 101 个值。

采用搜索算法, 使用 Matlab 软件求解模型 I 与模型 II, 求得的结果如表 1。

表 1 发动机性能优化模型计算结果

模型	$\alpha_{\text{CH}}$	$\alpha_{\text{CDFs}}$	$A_8$
I	6	2	9 400
II	7	3	9 500

### 3.3 稳定性分析

当参数  $\alpha_{\text{CH}}$  的取值从  $[-5^\circ, 35^\circ]$  左端点起, 每  $0.5^\circ$  取 1 个值, 共 81 个值。参数  $\alpha_{\text{CDFs}}$  的取值从  $[-5^\circ, 15^\circ]$  左端点起, 每  $0.5^\circ$  取 1 个值, 共 41 个值。参数  $A_8$  的取值从  $[9\ 000, 10\ 000]$  左端点起, 每 5 取 1

个值, 共 201 个值。采用相同的方法计算得到的结果如表 2。

表 2 发动机性能优化模型计算结果

模型	$\alpha_{\text{CH}}$	$\alpha_{\text{CDFs}}$	$A_8$
I	5.8	1.95	9 350
II	6.7	2.90	9 400

对于模型 I, 数据表 1 与数据表 2 中  $\alpha_{\text{CH}}$  的绝对误差为 0.2, 相对误差为 0.033。  $\alpha_{\text{CDFs}}$  的绝对误差为 0.05, 相对误差为 0.025。尾喷管喉道面积  $A_8$  绝对误差为 50, 相对误差为 0.005 3。

对于模型 II, 数据表 1 与数据表 2 中  $\alpha_L$  的绝对误差为 0.3, 相对误差为 0.043。  $\alpha_{\text{CDFs}}$  的绝对误差为 0.1, 相对误差为 0.033。尾喷管喉道面积  $A_8$  绝对误差为 100, 相对误差为 0.010 5。

由以上误差分析可知, 模型 I 与模型 II 是稳定的。

### 3 结论

变循环发动机性能参数的确定具有一定的复杂性, 笔者针对变循环发动机建立了带有约束条件的发动机性能优化模型, 利用搜索算法, 求解了在发动机耗油率达到最小和单位推力达到最大时的参数取值, 并给出了马赫数与参数之间的变化规律。分析结果证实了该优化模型的稳定性。

### 参考文献:

- [1] Gronstedt U T J, Pilidis P. Control Optimization of the Transient Performance of the Selective Bleed Variable Cycle Engine During Mode Transition. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power[J]. 2002, 124: 75-81.
- [2] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 215-224.
- [3] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
- [4] 刘洪波, 王荣桥. 变循环发动机总体结构和模式转换机构研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 1-5.
- [5] 林雪平. 变几何发动机稳态性能计算研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [6] 李志刚, 陶增元, 李剑. 变几何部件对发动机性能的影响分析[J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 6-8.
- [7] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.