

航空航天用闭式布雷顿循环的热力学优化*

陈林根 孙丰瑞 陈文振

(海军工程学院, 武汉, 430033)

摘 要: 闭式布雷顿循环在航空航天电源系统中有着应用前景。文中用有限时间热力学方法研究恒温热源不可逆闭式简单布雷顿循环的性能, 导出其最佳功率与效率间的关系, 所得结果比经典热力学优化结果更具意义。

主题词: 航天器电源, 布雷顿循环, 热效率, 参数最优化

分类号: V231.11

A THERMODYNAMIC OPTIMIZATION OF CLOSED-CYCLE BRAYTON PLANTS FOR AEROSPACE POWER SYSTEM

Chen Lingen Sun Fengrui Chen Wenzhen

(Naval Academy of Engineering, Wuhan, 430033)

Abstract: A potential application of closed-cycle Brayton plants for aerospace electrical power system is presented. The performance optimization of a simple irreversible closed-cycle Brayton plant is studied by using finite-time thermodynamic methods in this paper. The optimal relation between power output and efficiency of the irreversible cycle is derived. The results are more significant than those by classical thermodynamic methods.

Subject terms: Spacecraft power supply, Brayton cycle, Thermal efficiency, Parameter optimization

1 引 言

航空航天用空间动力系统的发展, 使闭式布雷顿循环成为一种有希望的电源系统备选方案^[1], 已有用经典热力学方法研究其性能优化的报道^[2,3]。新兴学科有限时间热力学^[4,5]的发展使人们有可能从新的观点研究布雷顿循环性能。但在已有文献中仅考虑热阻损失的开式^[6~8]和闭式^[9]布雷顿循环最优性能。实际航空航天用闭式布雷顿循环中除了热阻损失外还有其它不可逆因素, 为不可逆循环。本文研究不可逆闭式布雷顿循环的有限时间热力学最优性能, 所

* 本文 1994 年 3 月 7 日收到

得结果比经典热力学结果更有指导意义。

2 闭式不可逆布雷顿循环特性分析

考虑图1所示工作于 T_H 、 T_L 热源间的闭式不可逆简单布雷顿循环 1—2—3—4—1, 其相应的理想(内可逆)循环为 1—2s—3—4s—1。用压气机和涡轮效率来表征循环的内不可逆性, 即:

$$\eta_c = (T_{2s} - T_1)/(T_2 - T_1), \eta_t = (T_3 - T_4)/(T_3 - T_{4s}) \quad (1)$$

设工质与高、低温热源间的换热器为逆流式, 其热导率(传热系数与换热面积之积)分别为 U_H 、 U_L , 且有 $U_H + U_L = U_T$ 。设工质有恒热容率(质量流率与定压比热之积) $\dot{C}_{wf}$ 。则由热源间的传热和工质吸放热过程可有吸、放热流率分别为

$$\dot{Q}_H = U_H(T_3 - T_2)/\ln[(T_H - T_2)/(T_H - T_3)] = \dot{C}_{wf}(T_3 - T_2) \quad (2)$$

$$\dot{Q}_L = U_L(T_4 - T_1)/\ln[(T_4 - T_L)/(T_1 - T_L)] = \dot{C}_{wf}(T_4 - T_1) \quad (3)$$

由式(2)、(3)可有

$$T_3 = \epsilon_H T_H + (1 - \epsilon_H)T_2, \quad T_1 = \epsilon_L T_L + (1 - \epsilon_L)T_4 \quad (4)$$

式中 $\epsilon_H = 1 - \exp(-N_H)$, $\epsilon_L = 1 - \exp(-N_L)$, 分别为高、低温侧换热器有效度; $N_H = U_H/\dot{C}_{wf}$, $N_L = U_L/\dot{C}_{wf}$, 为高、低温侧换热器的传热单元数。将式(4)代入式(2)、(3)可有

$$\dot{Q}_H = \dot{C}_{wf}\epsilon_H(T_H - T_2), \quad \dot{Q}_L = \dot{C}_{wf}\epsilon_L(T_4 - T_L) \quad (5)$$

由热力学第一定律可有循环的功率输出和热效率分别为

$$\dot{W} = \dot{Q}_H - \dot{Q}_L, \eta = \dot{W}/\dot{Q}_H = 1 - \epsilon_L(T_4 - T_L)/[\epsilon_H(T_H - T_2)] \quad (6)$$

由式(6)后一式可得 T_4 , 代入式(4)第二式可得 T_1 , 分别为

$$T_4 = T_L + (1 - \eta)(T_H - T_2)\epsilon_H/\epsilon_L, \quad T_1 = T_L + (1 - \eta)(T_H - T_2)\epsilon_H(1 - \epsilon_L)/\epsilon_L \quad (7)$$

而由热力学第二定律, 对内可逆循环 1—2s—3—4s—1, $\Delta s = 0$, 可得 $T_1 T_3 = T_{2s} T_{4s}$, 由式(1)求出 T_{2s} 、 T_{4s} 代入这一条件, 可得不可逆循环 4 个温度间的关系为

$$T_1 T_3 = [T_2 + (1 - \eta_c)T_1][T_4 \eta_t^{-1} - T_3(\eta_t^{-1})] \quad (8)$$

将式(4)中第一式和式(7)代入式(8), 可得关于 T_2 的二次方程

$$AT_2^2 + BT_2 + C = 0 \quad (9)$$

式中 $A = a - bc$, $B = \epsilon_H(d - T_L) + be - (1 - \eta_c)dc - (1 - \epsilon_L)d$, $C = (1 - \eta_c)de - T_H \epsilon_H d$, 其中, $a = (1 - \epsilon_H)\epsilon_H(\epsilon_L^{-1} - 1)(1 - \eta)$, $b = 1 - (1 - \eta_c)a/(1 - \epsilon_H)$, $c = (\eta_t^{-1})(1 - \epsilon_H) + \eta_t^{-1}\epsilon_H\epsilon_L^{-1}(1 - \eta)$, $d = T_L + T_H a/(1 - \epsilon_H)$, $e = T_L \eta_t^{-1} + T_H \epsilon_H[\eta_t^{-1}\epsilon_L^{-1}(1 - \eta) - \eta_t^{-1} + 1]$ 。由式(9)可得 T_2 为

$$T_2 = -[B + (B^2 - 4AC)^{0.57}]/(2A) \quad (10)$$

在给定的初始条件 (T_H 、 T_L 、 $\dot{C}_{wf}$ 、 U_H 、 U_L 、 η_c 、 η_t) 下, T_2 为热效率 η 的函数。由不同的 η 值 ($0 \leq \eta \leq \eta_c = 1 - T_L/T_H$) 经式(10)算得该 η 下的 T_2 , 代入式(5)第一式得 $\dot{Q}_H$ 再由 $\dot{W} = \dot{Q}_H \eta$ 即得输出功率与热效率间的关系。而在给定的约束条件 $U_H + U_L = U_T$ 下, 对一定的 η , $\dot{W}$

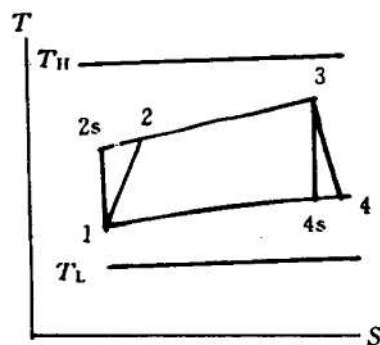


Fig. 1 Temperature-entropy representation of closed-cycle Brayton plant

对 $x=U_L/U_T$ 存在最佳值。由数值方法可得 T_H 、 T_L 、 $\dot{C}_{wf}$ 、 U_T 、 η_c 、 η_t 一定时的 x_{opt} ，当 $x=x_{opt}$ 时对于任意 η 有对应于该 η 值的最佳功率输出 $\dot{W}_{opt}$ ，相应得最佳功率、效率特性关系 $\dot{W}_{opt}-\eta$ 。此时 $\dot{W}_{opt}-\eta$ 关系见图 2 中曲线 1 所示：存在一个效率 η_w 使 $\dot{W}_{opt}$ 小于最大值 $\dot{W}_{opt,max}$ ；同时存在一个功率值 $\dot{W}_{opt,\eta}$ 使 η 趋于 η_c 的最大值 η_{max} 。图中纵标以 $\eta_c=\eta_t=1$ 的内可逆循环最大功率为基准作了相对化处理。曲线 1 所包围的区域中任一点代表了相同给定条件下对任一 x 值的一个设计方案，只有曲线 1 才是 x_{opt} 下的最优方案；而曲线 1 本身给出了一组可供选择的最优方案，可由一定目标（最大功率，最大效率，或功率、效率间按一定方式取协调优化）选定一个设计点，有了一个 η 值，则在 T_H 、 T_L 、 $\dot{C}_{wf}$ 、 U_T 、 η_c 、 η_t 一定时，由式 (10) 求出 T_2 ，相应地有 T_1 、 T_3 、 T_4 ，可转化为传统的循环参数压比和温比，即得按所选优化目标

为最佳的空间动力系统设计方案。而 x_{opt} 对任意 η 、 $\dot{W}$ 适用，只需知道 U_T 、 $\dot{C}_{wf}$ 、 η_c 、 η_t 即有 x_{opt} ，得到高低温侧换热器的传导率最佳分配。可以证明， x_{opt} 对应于装置投资成本费用最小化，也对应于换热器总导热面积最小化^[10]。这对于面临投资费用大、尺寸重量大的空间布雷顿循环^[1,2]研究是十分有益的。

3 讨 论

(1) 当 $\eta_c=\eta_t=1$ ，即闭式布雷顿循环为理想（即内可逆）循环时，可有

$$T_2 = [\epsilon_L T_L / (1 - \eta) + \epsilon_H (1 - \epsilon_L) T_H] / (\epsilon_H + \epsilon_L - \epsilon_H \epsilon_L) \quad (11)$$

$$\dot{W} = \eta [T_H - T_L / (1 - \eta)] \dot{C}_{wf} \epsilon_H \epsilon_L / (\epsilon_H + \epsilon_L - \epsilon_H \epsilon_L) \quad (12)$$

且当 $x_{opt}=0.5$ ，即 $U_H=U_L=U_T/2$ 时，有最佳功率、效率关系

$$\dot{W}_{opt} = \eta [T_H - T_L / (1 - \eta)] \dot{C}_{wf} \{ \exp[U_T / (2\dot{C}_{wf})] - 1 \} / \{ \exp[U_T / (2\dot{C}_{wf})] + 1 \} \quad (13)$$

而当 $\eta=0$ 和 $\eta=\eta_c$ 时， $\dot{W}_{opt}=0$ ；当 $\eta=1 - (T_L/T_H)^{0.5}=\eta_{CA}$ 时，有最大功率

$$\dot{W}_{opt,max,\eta_c=\eta_t=1} = (T_H^{0.5} - T_L^{0.5})^2 \dot{C}_{wf} \{ \exp[U_T / (2\dot{C}_{wf})] - 1 \} / \{ \exp[U_T / (2\dot{C}_{wf})] + 1 \} \quad (14)$$

式 (13) 所示 $\dot{W}_{opt}-\eta$ 关系见图 2 中曲线 2，该特性与内可逆卡诺热机特性相同。由图 2 可知，内可逆和不可逆闭式布雷顿循环的功率，效率特性关系、最大功率和最大效率有质的区别。与实际装置相符的应是不可逆循环模型。

(2) 当换热器的换热面积趋于无限大时， $\epsilon_H=\epsilon_L=1$ ，实现理想换热，有 $T_3=T_H$ ， $T_1=T_L$ 。

此时的 $\dot{W}_{opt}-\eta$ 关系与图 2 中的不同逆循环特性曲线 1 类似，即此时热阻损失并不改变循环特性关系。此时的最大功率输出和最大效率同文献 [3]，但此时的比功率输出（单位传热面积平均的功率输出）为零，在工程上是不可取的。而这也反映出经典热力学的局限性。

(3) 实际的航空航天动力系统用闭式燃气轮机循环比图 1 所示模型要复杂，如在换热器

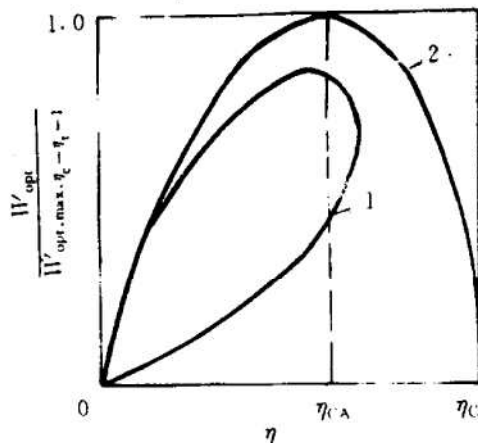


Fig. 2 The optimum power output versus efficiency characteristics of the cycles

① Irreversible cycles, $\eta_h < 1, \eta_k < 1$

② Endoreversible cycles, $\eta_h = \eta_k = 1$

中存在压力损失,工质在循环过程中热容率为变化值等。这些因素均可按以上思想,用数值计算方法得最优特性。

(4) 实际循环为了提高效率,大多采用回热器。这相当于在循环特性分析中增加了一份热导率分量,要考虑三个换热器间的最佳分配。笔者将用纯数值计算方法得闭式回热式布雷顿循环特性。本文所述思想、方法和结果可应用于空间动力系统闭式布雷顿循环的工程设计、优化中去,并有益于研究、探索完备的不可逆热机有限时间热力学模型。

参考文献

- [1] 颜惠芬. 空间飞行器电源系统的现状和展望. 中国空间科学技术, 1989 (3)
- [2] 刁正纲. 空间电站布雷顿循环分析. 工程热物理学会工程热力学与能源利用会议论文, 1987
- [3] Woods W A et al. Output and Efficiency of the Closed-Cycle Gas Turbine. Proc Instn Mech Engrs, 205, A1; 1991
- [4] 陈林根等. 有限时间热力学研究新进展. 自然杂志, 1992, 15 (4)
- [5] 陈林根等. 能量系统有限时间热力学的现状和展望. 力学进展, 1992, 22 (4)
- [6] Bejan A. Theory of Heat Transfer-Irreversible Power Plant. Int J Heat Mass Transfer, 1988, 31 (6)
- [7] Wu C. Work and Power Optimization of a Finite Time Brayton Cycle. Int J Ambient Energy, 1990, 11 (3)
- [8] Wu C. Power optimization of an Endoreversible Brayton Gas Turbine Heat Engine. Energy Convers. Mgmt, 1991, 31 (6)
- [9] 陈林根等. 闭式燃气轮机的最大功率输出. 船舶工程, 1993 (4)
- [10] Bejan A. Power and Refrigeration Plants for Minimum Heat Exchanger Inventory. J Energy Resource Tech, 1993, 115 (2)

(上接第20页)

3 结 论

通过强制偏流喷管的可行性实验表明,这种新型喷管具有良好的效率,并通过对扩散段的压力分析证实,强制偏流喷管具有自动补偿外界压力变化的能力,同时由于强制偏流喷管与固体火箭发动机上第二级和第三级常用的延伸喷管相比,具有结构简单,可靠性高等优点,因此,强制偏流喷管将是未来固体火箭发动机中很有应用前途的一种。

参考文献

- [1] Mockenhaupt J D and Fewlix G J. Cold Flow Tests of Forced Deflection Nozzles for Integrated Stage Application. AIAA Paper 81-1420
- [2] Calabro M, Preot P, Joannis G. Reverse Forward Dome for a Missile First Stage. AIAA Paper 87-1989
- [3] Meparland G G, Bennett D R, Coon J W Mittermaier N P. Integrated Stage Concept System Study Results. AIAA Paper 86-1581
- [4] 维尼茨基 A M. 固体火箭发动机. 北京: 国防工业出版社, 1981
- [5] 刘宝芬. 固体推进技术的发展方向. 世界导弹与航天, 1988 (4)