

RBCC 发动机火箭-冲压模态 理想热力循环优化分析

张留欢, 杜 泉, 张蒙正
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 基于 RBCC 发动机工作原理, 开展了特定燃烧组织模式下, RBCC 发动机火箭-冲压模态的理想热力循环优化分析。根据火箭-冲压模态发动机工作特点, 建立了工质热力循环过程模型, 计算获得了最佳压缩点温度及其对应的最佳压缩比、最大循环功、热效率等参数。同时, 给出了燃烧室最高温度、空燃比对最佳压缩比、最大循环功和热效率的影响规律, 以及 RBCC 发动机热力循环的优化方向。研究结果表明, 通过提高一级燃烧室最高温度、降低引射比、调整进气道压缩比至最佳压缩比等措施均可有效提高 RBCC 发动机最大循环功及循环效率。

关键词: RBCC; 火箭-冲压模态; 理想热力循环; 优化分析

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 03-0021-05

Optimum analysis on ideal thermodynamic cycle of RBCC engine at special rocket-ramjet mode

ZHANG Liuhuan, DU Quan, ZHANG Mengzheng
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the working principle of rocket based combined cycle (RBCC), the optimum analysis on ideal thermodynamic cycle of RBCC engine at rocket-ramjet mode under the special combustion organization pattern is presented in this paper. The model of thermodynamic cycle process of working substance is built according to the characteristic of rocket-ramjet mode. The parameters of temperature at optimum compression point, and its corresponding optimum compression ratio, maximum cycle work and thermal efficiency are obtained by calculation. The influence of top temperature in combustor and ejection ratio on optimum compression ratio, maximum cycle work and thermal efficiency are given. The optimization direction of RBCC thermodynamic cycle is pointed out. The research results show that maximum cycle work and thermal efficiency can be improved by enhancing the top temperature of first combustor, reducing the ejection ratio or adjusting the compression ratio to the best.

Keywords: RBCC; rocket-ramjet mode; ideal thermodynamic cycle; optimum analysis

收稿日期: 2015-12-10; 修回日期: 2016-01-15

基金项目: 国家 863 项目(2012AA705302)

作者简介: 张留欢 (1986—), 男, 工程师, 研究领域为吸气式发动机气动热力学

0 引言

从热力学角度看, RBCC 发动机是一种在火箭发动机热力循环基础上组合冲压发动机循环的热力推进装置, 其将燃料化学能通过燃烧转换为推动飞行器前进的推进功^[1-6]。优化 RBCC 发动机热力循环过程的热效率、循环功等是提高 RBCC 发动机推力性能的最根本途径。

目前, 有关吸气式发动机的热力循环研究较多。郭海波等开展了复合预冷吸气式火箭发动机、空气涡轮火箭发动机等热力循环分析, 指出了上述发动机热力循环优化方向^[7-8]; 张强等对脉冲爆震发动机进行了理想热力循环分析, 获得了放热比对循环热效率和单位推力的影响规律^[9]; 莫然等给出了涡轮增压固体冲压发动机的总体热力循环模型, 对比了多种推进系统的热力循环性能^[10]; 樊巍等对比研究了不同热力循环参数的涡轴发动机方案, 实现了发动机总体/组件的耦合设计^[11]。然而, 关于 RBCC 发动机热力循环研究的公开文献较少。其中, 鲍文等对 RBCC 发动机引射模态开展了理想热力循环分析, 给出了引射模态发动机性能的计算过程^[12]。

RBCC 发动机处于火箭-冲压模态时, 火箭发动机的高焓喷流及其本身的工作, 可起到冲压流道点火稳焰及明显增大推力的作用, 有利于整个发动机系统结构的简单化及总体飞行弹道的多样化。因此, 本文基于气动热力过程, 开展了一定燃烧组织模式下, RBCC 发动机火箭-冲压模态的理想热力循环优化分析, 可为后续 RBCC 发动机性能优化方向提供参考。

1 特定 RBCC 理想热力循环

1.1 RBCC 组成及工作原理

RBCC 发动机主要由进气道 (含隔离段)、燃烧室、尾喷管、火箭发动机等组成。其中, 燃烧室为两级结构, 火箭发动机采用中心布局方式, 如图 1 所示。

为便于分析, 表 1 给出了在火箭-冲压模态下, RBCC 发动机各特征截面命名代号。

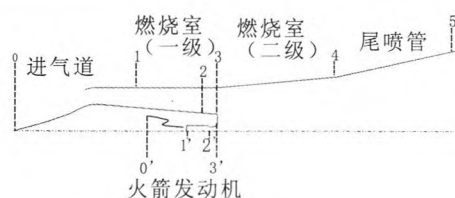


图 1 RBCC 组成及特征截面示意图

Fig. 1 Sketch for composition and characteristic section of RBCC

表 1 RBCC 特征截面

Tab. 1 Characteristic section of RBCC

代号	截面
0	进气道前未受扰动位置
1	进气道出口
2	燃烧室热力壅塞起始位置
3	一级燃烧室出口
0'	推进剂起始状态
1'	火箭发动机入口
2'	火箭发动机喷管入口
3'	火箭发动机喷管出口
4	二级燃烧室出口
5	尾喷管出口

在本研究的火箭-冲压工作模态下, 来流新鲜空气经进气道压缩后进入一级燃烧室与通过壁面或支板喷入的燃油掺混并完全燃烧, 并在一级燃烧室形成热力壅塞。之后进入二级燃烧室与火箭发动机出口燃气掺混, 并沿着二级燃烧室扩张流道膨胀至尾喷管入口。最后, 混合燃气经尾喷管加速膨胀至外界环境。RBCC 发动机工质流程见图 2。

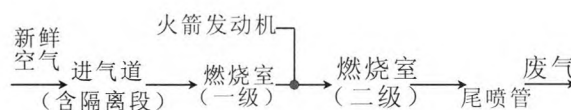


图 2 RBCC 发动机工质流程

Fig. 2 Flow chart of working medium for RBCC engine

1.2 热力循环假设

为便于理论分析, 在研究 RBCC 发动机理想热力循环时, 作如下假设^[13]:

1) 工质唯一且在完成各种过程时, 其比热容和绝热指数等热力学参数均为常数, 不随压力和温度变化;

2) 对工质的加热是由外界热源来完成的, 而不是由燃料和空气燃烧来实现的;

3) 工质流经发动机的进气道、尾喷管时, 忽略流阻损失, 加热热阻和机械摩擦损失, 工质与外界之间没有热量交换, 即空气的压缩过程和膨胀过程均为等熵绝热过程;

4) 工质在尾喷管中完全膨胀, 即它离开尾喷管出口处的压力等于外界大气压力;

5) 工质在一级燃烧室和火箭发动机内实现完全燃烧, 二级燃烧室只进行混气的等熵膨胀过程; 在一级燃烧室出口和火箭发动机喷管出口截面, 工质实现即时完全掺混, 热力状态保持一致。

1.3 热力循环过程

首先, 定义进气道捕获工质 (空气) 与火箭发动机工质的质量流量之比为引射比, 符号为 f , 即

$$f = \frac{\text{进气道捕获工质质量流量}}{\text{火箭发动机工质质量流量}}$$

基于以上假设, 在火箭-冲压模态, 进气道捕获空气流量为 1 kg/s 时, RBCC 发动机的热力循环过程可用以下一系列基本热力过程来表征:

0'-1': 一定质量 ($1/f \text{ kg/s}$) 的工质在火箭发动机供应系统中的定容增压过程;

1'-2': 工质在火箭发动机推力室中的等压燃烧过程;

2-3 (3'): 火箭发动机工质在喷管中的等熵膨胀过程;

0-1: 1 kg/s 工质 (空气) 在进气道 (含隔离段) 中的等熵压缩过程;

1-2: 1 kg/s 工质 (忽略燃油) 在一级燃烧室中的亚声速等压燃烧过程;

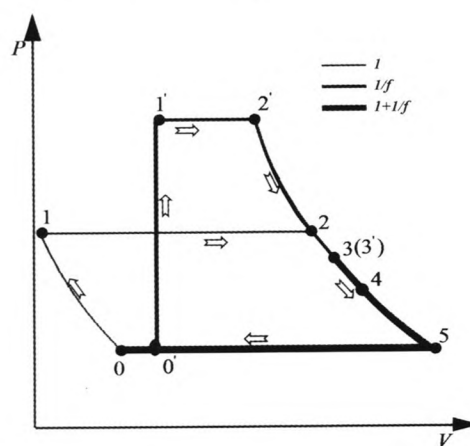
2-3 (3'): 1 kg/s 工质在一级燃烧室出口附近由亚声速向超声速过渡的等熵膨胀过程;

3 (3')-4: 一定质量混气 ($1+1/f \text{ kg/s}$) 在二级燃烧室中的超声速等熵膨胀过程;

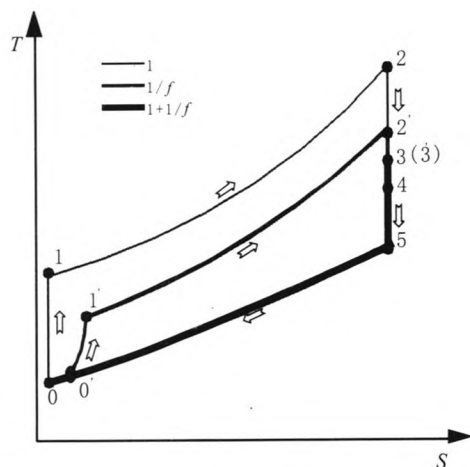
4-5: 混气在发动机尾喷管中的等熵膨胀过程;

5-0: 混气在大气环境中的等压放热过程。

由此得到, 在火箭-冲压模态下, RBCC 发动机理想热力循环过程示意图见图 3。图中曲线的粗细表示工质质量流量的大小。



(a) $P-V$



(b) $T-S$

图 3 RBCC 理想热力循环过程示意图

Fig. 3 Schematic diagram for ideal thermodynamics cycle process of RBCC

2 RBCC 热力循环优化分析

由图 3(b) 知, 火箭-冲压模态 RBCC 发动机在整个循环中的吸热量 q_1 有

$$q_1 = \frac{1}{f} (C_p - R_g) (T_1 - T_0) + \frac{1}{f} C_p (T_2 - T_1) + C_p (T_2 - T_1) \quad (1)$$

式中: C_p 为工质定压比热容; R_g 为气体常数; T 为工质温度, 下同。

在整个循环中的放热量 q_2 有

$$q_2 = \left(1 + \frac{1}{f}\right) C_p (T_5 - T_0) \quad (2)$$

由于整个过程中的循环功 w 有

$$w = q_1 - q_2 \quad (3)$$

因此

$$w = \frac{1}{f} (C_p - R_g) (T_1 - T_0) + \frac{1}{f} C_p (T_2 - T_1) + C_p (T_2 - T_1) - \left(1 + \frac{1}{f}\right) C_p (T_5 - T_0) \quad (4)$$

其中 $T_5 = T_0 \cdot \frac{T_2}{T_1}$, 则

$$\frac{dw}{dT_1} = -C_p + \left(1 + \frac{1}{f}\right) C_p T_0 \cdot \frac{T_2}{T_1^2} \quad (5)$$

$$\frac{d^2 w}{dT_1^2} = -2 \left(1 + \frac{1}{f}\right) C_p T_0 \cdot \frac{T_2}{T_1^3} < 0 \quad (6)$$

式(6)反映循环功存在极大值, 故当式(5)等于0,

即 $\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0 \cdot \frac{T_2}{T_1^2} = 1$ 时, 工质在整个热力过程中

产生的循环功最大, 此时, 得到循环功为极大值时的最佳压缩点温度 T_1 为

$$T_1 = \sqrt{\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0 T_2} \quad (7)$$

此时, 进气道最佳压缩比 $\pi_{01, \text{opt}}$ 有

$$\pi_{01, \text{opt}} = \left(\frac{T_1}{T_0}\right)^{\frac{k}{k-1}} = \left[\frac{\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_2}{T_0}\right]^{\frac{k}{2(k-1)}} \quad (8)$$

可见, 在假设条件下, 发动机最佳压缩比仅与一级燃烧室最高温度、引射比等参数有关。

同时, 由式(8)得到

$$T_5 = \sqrt{\frac{T_0 T_2}{1 + \frac{1}{f}}} \quad (9)$$

将式(7)和式(9)代入式(4), 得到最大循环功 w_{opt} 如下:

$$w_{\text{opt}} = \frac{1}{f} (C_p - R_g) (T_1 - T_0) + \frac{1}{f} C_p (T_2 - T_1) + C_p \left[T_2 - \sqrt{\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0 T_2} - \left(1 + \frac{1}{f}\right) C_p \left[\sqrt{\frac{T_0 T_2}{1 + \frac{1}{f}}} - T_0 \right] \right] \quad (10)$$

进一步有

$$w_{\text{opt}} = \frac{1}{f} (C_p - R_g) (T_1 - T_0) + \frac{1}{f} C_p (T_2 - T_1) + C_p \left(\sqrt{T_2} - \sqrt{\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0} \right)^2 \quad (11)$$

由式(11)知, 假定在来流与火箭发动机温度参数恒定的条件下, 最大循环功与一级燃烧室工质的最高温度和引射比有关。最大循环功反映了发动机进、出口气流动能的最大增加量, 直接影响发动机所能产生的最大推力。

另, 整个循环过程中最佳压缩比对应的热效率 η_i 有

$$\eta_i = 1 - \frac{q_2}{q_1} \quad (12)$$

将式(1)和式(2)代入式(12), 则有

$$\eta_i = 1 - \frac{\left(1 + \frac{1}{f}\right) C_p (T_5 - T_0)}{\frac{1}{f} (C_p - R_g) (T_1 - T_0) + \frac{1}{f} C_p (T_2 - T_1) + C_p (T_2 - T_1)} \quad (13)$$

将式(7)和式(9)代入式(13), 则有

$$\eta_i = 1 - \frac{C_p \left(\sqrt{\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0 T_2} - \left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0 \right)}{\frac{1}{f} (C_p - R_g) (T_1 - T_0) + \frac{1}{f} C_p (T_2 - T_1) + C_p \left(T_2 - \sqrt{\left(1 + \frac{1}{f}\right) T_0 T_2} \right)} \quad (14)$$

由式(14)知, 在来流与火箭发动机温度参数恒定的条件下, 最大循环功对应的热效率同样与一级燃烧室工质的最高温度和引射比有关。热效率表示热力循环过程中对燃料化学能的利用程度, 是衡量发动机经济性的重要指标之一。

根据以上关系式, 分别研究了一级燃烧室最高温度 T_2 、引射比 f 对最佳压缩比 $\pi_{01, \text{opt}}$ 、最大循环功 w_{opt} 及其对应的热效率 η_i 等参数的影响规律。假设 $C_p = 1\,004 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, $R_g = 287$, $T_0 = 222.5 \text{ K}$, $T_0 = 300 \text{ K}$, $T_{11} = 350 \text{ K}$, $T_2 = 2\,000 \text{ K}$ 。当 $f = 6.25$, T_2 在 $2\,300 \sim 3\,000 \text{ K}$ 范围内变化时, $\pi_{01, \text{opt}}$, w_{opt} 及

其对应的 η_i 等参数的变化规律见图4(a);当 $T_{i2}=2\ 500\text{ K}$,在1~10范围内变化时, $\pi_{01,\text{opt}}$, w_{opt} 及其对应的 η_i 等参数的变化规律见图4(b)。

图4(a)显示,随着 T_{i2} 逐渐增加, $\pi_{01,\text{opt}}$, w_{opt} , η_i 均逐渐增加,且变化曲线接近斜直线。其中,当 $T_{i2}=2\ 500\text{ K}$ 时,对应的 $\pi_{01,\text{opt}}$ 为89.4, w_{opt} 为1.4 MW, η_i 为0.724。事实上,由于进气道粘性摩擦、激波-附面层相互作用造成的不可逆损失,其压缩比往往小于最佳压缩比,导致可转化为动能的循环功减小,热效率降低。

图4(b)显示,随着 f 逐渐增加, $\pi_{01,\text{opt}}$, w_{opt} , η_i 均逐渐减小,且曲线斜率先大后小。其中,当 $f=5$ 时,对应的 $\pi_{01,\text{opt}}$ 为95, w_{opt} 为1.49 MW, η_i 为0.729。在空气流量不变的条件下,适当提高火箭发动机流量可提高最大循环功及热效率。

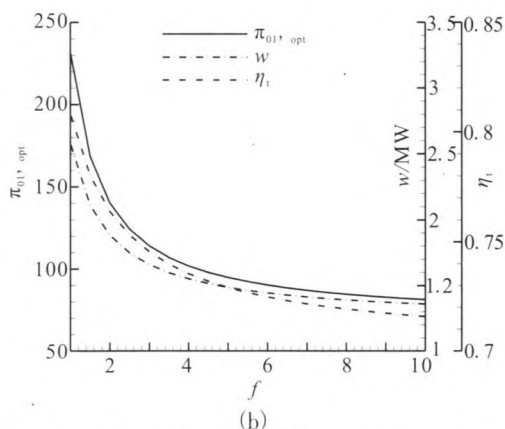
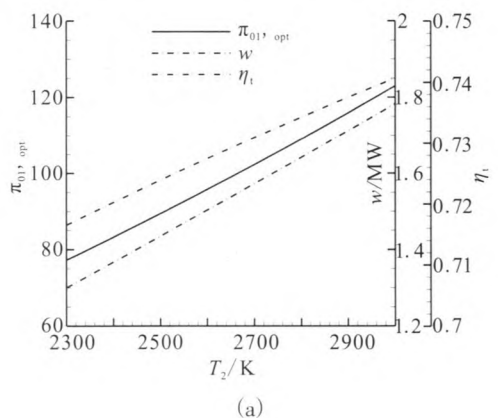


图4 不同参数对最佳增压比、最大循环功、最大热效率的影响曲线

Fig. 4 Influence of different parameters on optimum compression ratio, maximum cycle work and maximum thermal efficiency

综上,当 $f=6.25$,在2 300~3 000 K范围内变化时,随着 T_{i2} 逐渐增加 $\pi_{01,\text{opt}}$, w_{opt} 和 η_i 均逐渐增加,且变化曲线接近斜直线。其中,当 $T_{i2}=2\ 500\text{ K}$ 时,对应的 $\pi_{01,\text{opt}}$ 为89.4, w_{opt} 为1.4 MW, η_i 为0.724;当 $T_{i2}=2\ 500\text{ K}$,在1~10范围内变化时,随着 T_{i2} 逐渐增加, $\pi_{01,\text{opt}}$, w_{opt} 和 η_i 均逐渐减小,且曲线斜率先大后小。其中,当 $f=5$ 时,对应的 $\pi_{01,\text{opt}}$ 为95, w_{opt} 为1.49 MW, η_i 为0.729。

3 结论

在火箭-冲压模态下,RBCC发动机热力循环的主要优化方向有:

- 1) 提高一级燃烧室最高温度,使一级燃烧室内空气与燃油实现恰当完全燃烧;
- 2) 降低引射比,适当提高火箭发动机燃气流量;
- 3) 调整进气道气流压缩比,使其接近最佳压缩比。

本文仅针对特定燃烧组织模式的RBCC发动机火箭-冲压模态进行了研究,若燃烧组织模式不同,则热力循环过程将改变。同时,后续应考虑不同燃烧模式、工质物性变化、不可逆损失等对RBCC发动机热力循环的影响。

参考文献:

- [1] 张蒙正,张玫,严俊峰,等. RBCC动力系统工作模式问题[J]. 火箭推进,2015,41(2): 1-6.
ZHANG Mengzheng, ZHANG Mei, YAN Junfeng, et al. Discussion about work modal of RBCC power system[J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(2): 1-6.
- [2] KANDA T, TANI K, KUDO K. Conceptual study of a rocket ramjet combined cycle engine for an aerospace plane[J]. Journal of propulsion and power, 2007, 23(2): 301-309.
- [3] 詹浩,孙得川,邓阳平. 基于RBCC的天地往返运载器动力方案研究[J]. 固体火箭技术,2008,31(4): 354-357.
- [4] 陈健,王振国. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统研究进展[J]. 飞航导弹,2007(3): 36-53.

(下转第32页)

- bustion chambers subscale testing: AIAA 2006-5197[R]. USA: AIAA, 2006.
- [9] SOLLER S, WAGNER R, KIRCHBERGER C, et al. Characterisation of combustion and heat transfer using GOX/kerosene in a single-element rocket combustor: AIAA 2005-4529[R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] MILLER Kevin, SISCO James, NUGENT Nicholas, et al. Experimental study of combustion instabilities in a single- element coaxial swirl injector: AIAA 2005-4298 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [11] 黄玉辉, 王振国, 周进. 液体火箭发动机燃烧稳定性数值仿真[J]. 中国科学, 2002, 32(4):377-383.
- [12] HARVAZINSKI M E, XIA Guoping, ANDERSONZ W E, et al. Analysis of self-excited combustion instability using a combination of two-and three-dimensional simulations: AIAA 2012-0782[R]. USA: AIAA, 2012.
- [13] 朶永婧, 张会强, 王希麟. 隔板对燃烧室压力高频自激振荡的抑制作用 [J]. 清华大学学报, 2012, 52(7): 1007-1012.
- [14] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [15] FENG Songjiang, NIE Wansheng, HE Bo, et al. Control effects of baffle on combustion instability in a LOX/GH₂ rocket engine[J]. Journal of spacecraft and rockets, 2010, 47(3): 419-426.
- [16] SAZHIN S S. Advanced models of fuel droplet heating and evaporation[J]. Progress in energy and combustion science, 2006, 32(2): 162-214.
- [17] SIRIGNANO W A. Fluid dynamics and transport of droplets and sprays[J]. Journal of fluids engineering, 2000, 122(1): 189-190.
- [18] LIBBY P A. WILLIAMS F A. Turbulent reacting flows [M]. New York: Springer Verlag, 1980.
- [19] 聂万胜, 丰松江. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [20] 李茂, 杜正刚, 金平, 等. 富氢/富氧燃气同轴直流喷嘴燃烧过程数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 469-473.

(编辑: 马 杰)

(上接第 25 页)

- [5] 张鹏峰. 国外 RBCC 组合循环发动机发展趋势及关键技术[J]. 飞航导弹, 2013 (8): 68-71.
- [6] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙, 等. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [7] 郭海波, 肖洪, 南向谊, 等. 复合预冷吸气式火箭发动机热力循环分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 15-20.
- GUO Haibo, XIAO Hong, NAN Xiangyi, et al. Analysis on thermodynamic cycle characteristics of synergistic air-breathing rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(3): 15-20.
- [8] 李文龙, 郭海波, 南向谊. 空气涡轮火箭发动机热力循环特性分析[J]. 火箭推进, 2015, 41(4): 48-54.
- LI Wenlong, GUO Haibo, NAN Xiangyi. Analysis on thermodynamic cycle characteristics of air-turbo-rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(4): 48-54.
- [9] 张强, 何立明, 陈鑫, 等. 两级脉冲爆震发动机的理想热力循环及性能分析[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 499-504.
- [10] 莫然, 刘佩进, 刘洋, 等. 涡轮增压固体冲压发动机热力循环分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 598-602.
- [11] 樊巍, 陈玉春, 杨龙龙, 等. 基于综合设计的涡轴发动机热力循环方案研究 [J]. 航空工程进展, 2014, 5(2): 175-181.
- [12] 鲍文, 秦江, 唐井峰, 等. 吸气式高超声速推进热力循环分析[M]. 北京: 科学出版社, 2013.
- [13] 王丰. 热力学循环优化分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.

(编辑: 陈红霞)