

# 新型空间双模式核热推进系统热力学性能研究

李 强<sup>1</sup>, 李家文<sup>1</sup>, 王 戈<sup>2</sup>, 屈兀波<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191; 2. 北京控制工程研究所, 北京 100191)

**摘 要:** 基于再膨胀布雷顿回热循环, 提出了一种新型空间双模式核热推进系统方案。针对使用氦作为工质的情况, 对该推进系统发电模式下的性能进行了分析计算, 获得了循环增温比和增压比以及再膨胀分配系数对发电模式循环性能的影响规律。结果表明: 在同样设计参数下, 此循环效率高于基本布雷顿回热循环, 散热器面积小于基本布雷顿回热循环。循环增温比的增加会提高此循环效率, 增压比的增加则会降低循环效率。对再膨胀分配系数的分析计算表明, 在循环增压比分别为 3 和 6 的条件下, 循环效率在膨胀分级比为 0.83 和 1.05 左右达到最大值。随着循环增压比的增大, 循环输出功率最大值对应的分配系数也逐渐从左极值向右移动。此循环作为空间核热推进系统发电模式的循环方案, 可以有效减小航天器的体积和重量。

**关键词:** 核热推进系统; 双模式; 热力学性能; 空间推进

**中图分类号:** V439<sup>+</sup>.5-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)06-0021-08

## Research on thermodynamic performance of a new aerospace nuclear thermal propulsion system

LI Qiang<sup>1</sup>, LI Jiawen<sup>1</sup>, WANG Ge<sup>2</sup>, QU Wubo<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In this paper, a new aerospace nuclear thermal propulsion system scheme is proposed on the basis of re-expand regenerative Brayton cycle. The system performance in power generation mode was simulated and analyzed while helium was used as the working medium. The influence of cycle temperature ratio, pressure ratio and reexpansion distribution coefficient of turbine on the power generation cycle performance were achieved. The results indicate that, with the same design parameters, the efficiency of this cycle is higher than that of regenerative cycle based on Brayton, but its radiator area is less than regenerative cycle based on Brayton. Cycle efficiency increases with the increase of cycle temperature ratio, but decreases with the increase of pressure ratio. The cycle efficiency reached the maximum value while pressure ratio distribution coefficient of turbine is at about 0.83 and 1.05 under the conditions of cycle pressure ratio at 3 and 6. With the increase of the cycle pressure ratio, the distribution coefficient corresponding to maximum value of the cycle output power moves to right from left extreme value. This cycle, when used as scheme for power generation mode of space nuclear thermal

收稿日期: 2017-11-24; 修回日期: 2018-01-23

基金项目: 载人航天第三批预先研究项目(1664050201)

作者简介: 李 强(1993—), 男, 硕士, 研究领域为新概念推进系统

propulsion, can effectively reduce the size and weight of the spacecraft.

**Keywords:** nuclear thermal propulsion system; dual mode; thermodynamic performance; space propulsion

## 0 引言

随着人类航天科技的进步,人类航天活动的范围也在日益增大。在深空探测和载人航天领域,当前所使用的推进方式主要是传统的化学推进和基于太阳能的电推进。这两种推进方式都存在一定不足之处。随着人类深空探测活动的范围和规模不断扩大,这两种推进方式逐渐难以满足任务的要求<sup>[1-2]</sup>。

核热推进系统采用核裂变反应堆代替传统液体火箭发动机的燃烧室,利用核裂变反应的能量加热气体工质,最后高温气体工质从喷管排出产生推力<sup>[2]</sup>。因其具有推力大、比冲高、工作时间长的优点,被美国和俄罗斯等国列为载人登陆火星和深空探测的可行推进系统方案<sup>[3-4]</sup>。

近年来,美国提出了双模式核热推进系统的概念,在推进系统关机时,利用闲置的核裂变反应堆产生的能量进行发电,可以用于满足航天器系统的能源需求<sup>[5]</sup>。对于载人登陆火星任务而言,此种双模式核热推进系统是合适的选择之一<sup>[6-7]</sup>。

国外对双模式核热推进系统进行了一定的研究,美国<sup>[8]</sup>和韩国<sup>[9]</sup>等国均设计了相应的双模式核热推进系统,其发电模式大多是基于布雷顿回热循环建立。国内在这一领域研究则较少。本文结合国外设计经验,首先阐述了双模式核热推进系统的组成和工作原理。并采用了一种新式再回热布雷顿循环作为双模式核热推进系统发电模式的循环方案,针对其展开热力学性能研究工作。

## 2 双模式核热推进系统

### 2.1 系统组成

双模式核热推进系统,具有两种不同的工作模式,根据工作要求不同,可以工作在不同模式下。以载人登陆火星任务为例,在轨道转移等需要推力的工况下,系统工作在推进模式下;在航天器稳定航行工况下,利用闲置反应堆可以进行发电模式工作。双模式核热推进系统主要由反应堆系统、推进剂贮箱、涡轮泵系统和布雷顿循环系统组成。

在推进模式工作时,反应堆系统工作在较高的

功率输出工况下;在发电模式工作时,反应堆系统工作在中低功率输出工况下。同时为了尽可能提高核热推进系统的比冲,工质一般选用氢和氦这种分子量较小的分子。本文主要针对液氦这种工质作为发电循环的分析对象。

### 2.2 工作原理

图 1(a)所示为推进模式的工作原理,工质从贮箱流出经过泵增压过后,进入喷管再生冷却通道受热,随后进入反应堆控制棒冷却反应堆身部。工质从控制棒流出后全部进入涡轮膨胀做功,带动离心泵工作。工质从涡轮排出后全部进入反应堆燃料单元受热,最后进入喷管膨胀做功产生推力。

图 1(b)为发电模式工作原理图,发电模式采用了布雷顿循环作为循环方式,同时和推进模式共用反应堆系统。工质经过压缩机压缩后,进入回热器同涡轮废气换热,随后进入反应堆受热,最后进入涡轮膨胀做功,带动压缩机工作同时输出功率。

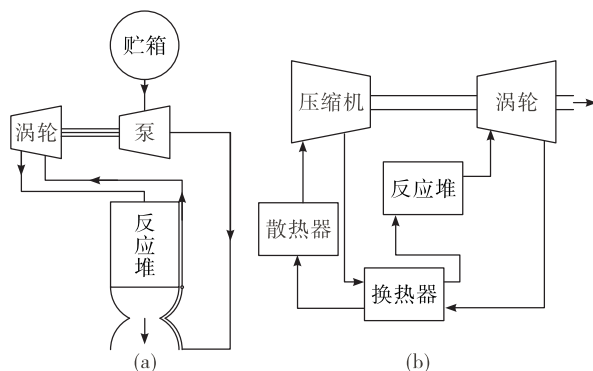


图 1 双模式核热推进系统

Fig. 1 Bimodal nuclear thermal propulsion system

## 3 循环及模型建立

### 3.1 再膨胀布雷顿回热循环

Goodarzi<sup>[10]</sup>提出了一种新型再膨胀布雷顿回热循环,本文利用以此循环为基础建立了用于空间双模式核热火箭发动机发电模式的再膨胀空间布雷顿回热循环。如图 2(a)所示:1-2 为压缩机压缩工质过程;2-3 和 5-6 为工质通过回热器与一级涡轮出口工质交换热量的过程;3-4 为工质通过高

温换热器从反应堆热管吸收热量的过程;4-5和6-7分别为一级和二级涡轮绝热压缩过程;7-1则为工质通过低温换热器与辐射散热器冷管换热的过程。最终余热通过辐射散热器排出到宇宙空间中。

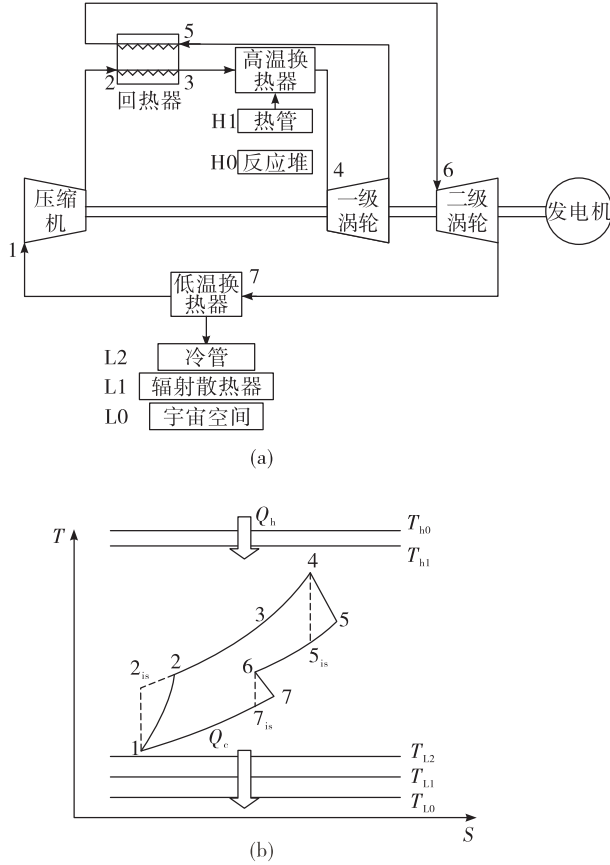


图2 再膨胀空间布雷顿回热循环及其  $T-S$  图

Fig.2 New re-expansion space Brayton regenerative cycle and its  $T-S$  scheme

### 3.2 循环分析模型

图2(b)为根据3.1节所述的再膨胀布雷顿回热循环所建立的循环  $T-S$  图,可以对循环展开热力学分析。

为简化问题,将反应堆中的热管和冷却器中的冷管当作热导率恒定同时换热速率无限大的换热器。基于 LMTD 方法,可以得到热管和冷管的换热方程:

$$Q = UA\psi\Delta T_m \quad (1)$$

式中换热速率无限大意味着  $\psi = 1$ , 所以被热管和冷管吸收传递的热量可以表示为:

$$Q_h = (UA)_h (T_{H0} - T_{H1}) \quad (2)$$

$$Q_c = (UA)_c (T_{L2} - T_{L1}) \quad (3)$$

经高温换热器(hhe)流入循环系统的热量可以表示为:

$$Q_h = \varepsilon_{hhe} mc_p (T_{H1} - T_3) \quad (4)$$

$$\varepsilon_{hhe} = 1 - e^{-\frac{(UA)_{hhe}}{mc_p}} \quad (5)$$

经低温换热器(che)流入循环系统的热量可以表示为:

$$Q_h = \varepsilon_{che} mc_p (T_7 - T_{L2}) \quad (6)$$

$$\varepsilon_{che} = 1 - e^{-\frac{(UA)_{che}}{mc_p}} \quad (7)$$

对于压缩机组件,有:

$$w_c = m(h_2 - h_1) \quad (8)$$

$$\pi = \frac{p_2}{p_1} \quad (9)$$

式中  $\pi$  为循环增压比。

$$\eta_c = \frac{h_{2,is} - h_1}{h_2 - h_1} \quad (10)$$

对于换热器组件,有:

$$\varepsilon_r = \frac{h_5 - h_6}{h_5 - h_2} \quad (11)$$

$$h_5 - h_6 = h_3 - h_2 \quad (12)$$

对于涡轮组件,有:

$$w_{t1} = m(h_4 - h_5) \quad (13)$$

$$w_{t2} = m(h_6 - h_7) \quad (14)$$

$$\pi_{t1} = \frac{p_4}{p_5} \quad (15)$$

$$\eta_{t1} = \frac{h_4 - h_5}{h_4 - h_{5,is}} \quad (16)$$

$$\pi_{t2} = \frac{p_6}{p_7} \quad (17)$$

$$\eta_{t2} = \frac{h_6 - h_7}{h_6 - h_{7,is}} \quad (18)$$

对于辐射散热器,根据斯忒藩—玻尔兹曼定律有:

$$Q_c = \sigma \varepsilon A_r (T_{L1} - T_{L0}) \quad (19)$$

式中:  $\sigma$  为斯忒藩—玻尔兹曼常量;  $A_r$  为辐射散热器面积;  $\varepsilon$  为辐射散热器黑度。

在设计工况下假定第一级涡轮功率输出满足压缩机功耗需求,则有:

$$w_c = w_{t1} \quad (20)$$

根据循环压力平衡关系,可以得到:

$$\pi = \pi_{t1} \pi_{t2} \quad (21)$$

定义循环增温比为工质循环最高温度与最低温度的比值：

$$\tau = \frac{T_4}{T_1} \tag{22}$$

本文选用液氮作为双模式核热推进系统发电模式下的工质。在压力小于 2 MPa,温度高于 400 K 的情况下,氮工质可以当成理想气体来处理<sup>[11]</sup>。

3.4 初始设计参数

根据文献[12]和[13],给定空间双模式核热推进系统发电模式下部分初始设计参数,如表 1 所示。

表 1 初始设计参数

Tab. 1 Initial design parameters

参数	数值
反应堆温度/K	1 800
工质初始温度/K	300
循环增温比	4
循环增压比	5
工质流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	0.1
辐射散热器温度/K	200
宇宙空间温度/K	3

4 循环计算及研究

4.1 设计点计算结果

针对 3.4 所给的初始参数,分别对再膨胀布雷顿回热循环和基本布雷顿回热循环进行了热力学性能计算,得到结果如表 2 所示。

从表 2 中可以看出,在相同设计条件下,再膨胀布雷顿回热循环的吸热量、放热量远小于基本布雷顿回热循环,而输出功率却达到了基本循环的 77%,同时其效率比基本循环高出了 7%。

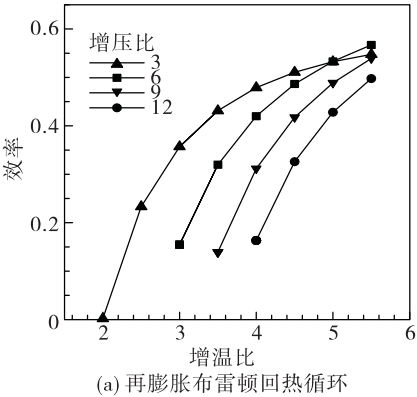


表 2 循环参数计算结果对比  
Tab. 2 Parameter calculation results comparison

参数	再膨胀布雷顿回热循环	基本布雷顿回热循环
吸热量/kW	184.90	287.31
放热量/kW	102.12	179.51
输出功率/kW	82.78	107.82
循环效率	0.447 7	0.375 2
散热器面积/m <sup>2</sup>	1 783	2 198

对于航天器而言,为了增加有效载荷质量,需要对系统的体积和质量进行严格控制。在给定初始设计条件下,由于再膨胀循环在回热后再膨胀做功,导致整个循环的吸热量和放热量均减小,所需的反应堆和辐射散热器管路面积均会有所减小。

4.2 变参数计算结果

为了对两种循环方式进行进一步对比分析,在不同循环增温比  $\tau$  和增压比  $\pi$  条件下两种循环的参数进行详细计算分析。通过对仿真程序进行调试,确定了循环增温比和循环增压比的取值范围：

$$2 \leq \tau \leq 5.5$$

$$3 \leq \pi \leq 12$$

图 3 所示为两种循环效率随循环增温比和增压比的变化情况。在同一增压比下,随着循环增温比的增加,两种循环的效率均逐渐增加,同时增加趋势逐渐变缓;随着增压比的增加,两种循环可以工作的增温比的区间逐渐变小,再膨胀布雷顿回热循环在高增压比下的可以工作的增温比区间略大于基本布雷顿回热循环。在同一循环增温比下,随着增压比的增大,系统循环效率迅速减小。

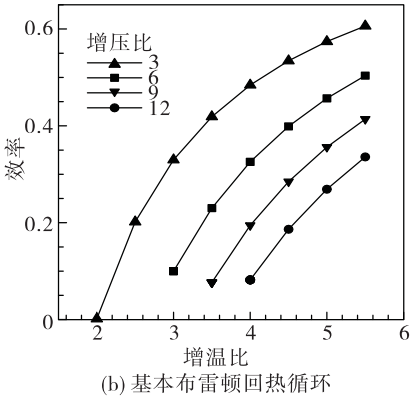
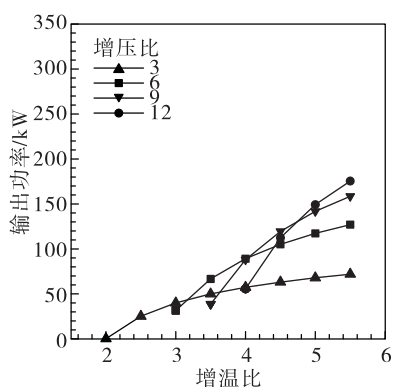
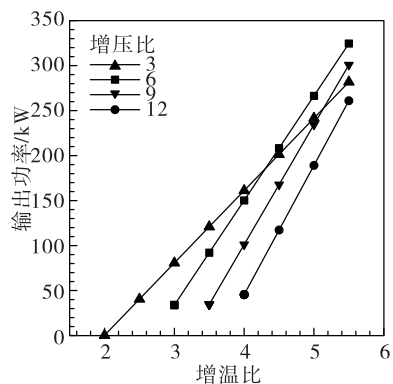


图 3 循环效率  
Fig. 3 Cycle efficiency

两种循环输出功率随循环增温比和增压比的变化趋势如图4所示。随着循环增温比的增加,两种循环的输出功率均逐渐增加;而随着增压比的增加,两种循环的输出功率同样为增加趋势。对于再膨胀布雷顿回热循环,增压比越高,输出功率随着增温比变化的幅度越大。再膨胀布雷顿回热循环热功率水平在大部分区间要低于基本循环,但是其效率则始终高于基本布雷顿回热循环效率。



(a) 再膨胀布雷顿回热循环



(b) 基本布雷顿回热循环

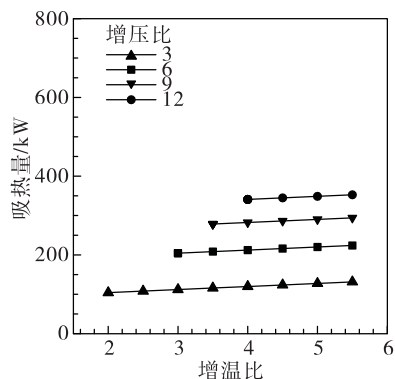
图4 循环输出功率

Fig. 4 Cycle output power

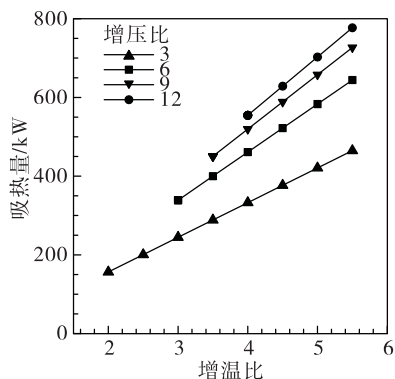
图5为两种循环吸热量随循环增温比和增压比的变化情况。随着循环增温比的增加,再膨胀布雷顿回热循环的吸热量仅有微小增加,基本回热布雷顿循环的吸热量则迅速增加。而随着循环增压比的增加,两种循环的吸热量均有很大幅度增加。

图6所示为两种空间发电循环对应的辐射散热器面积随着循环增温比和增压比的变化情况。随着增压比的增大,两种循环辐射散热器的面积均呈

现增大趋势;对于基本循环,由于吸热量和效率随增温比增加的变化趋势大致相同,循环增温比的增大对散热器面积带来的增加很小。对于再膨胀布雷顿回热循环而言,循环增温比增加带来循环效率的增加比例超过了循环吸热量的增加比例,因此系统散热量随着增温比的增加反而略有减小,进而使辐射散热器面积略有减小。



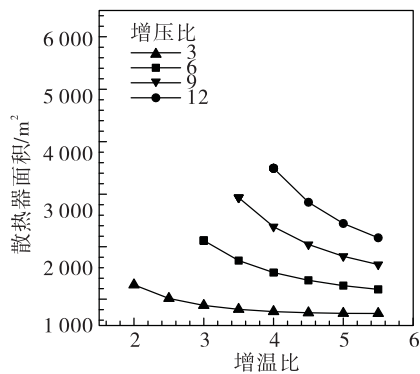
(a) 再膨胀布雷顿回热循环



(b) 基本布雷顿回热循环

图5 循环吸热量

Fig. 5 Cycle heat absorption



(a) 再膨胀布雷顿回热循环



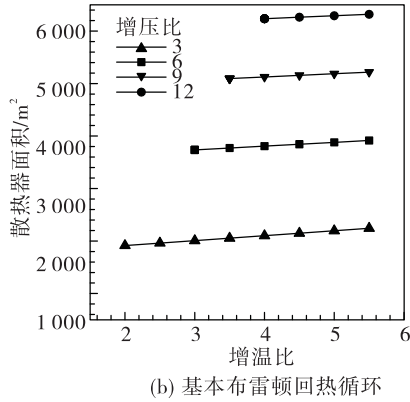


图6 辐射散热器面积

Fig. 6 Area of heat radiator

通过上述计算分析,对于再膨胀布雷顿回热循环,其最佳工作增温比和增压比应保证输出功率和基本布雷顿回热循环相近,同时效率保持一个较高的水平。最终确定其最佳工作增压比应在3~6之间,循环增温比应在3~4之间。

#### 4.3 压比分配对循环工作参数影响

在前面计算过程中,设定了压缩机耗功和第一涡轮输出功率平衡,没有对两级涡轮压比分配对循环参数的影响进行研究。本节引入涡轮膨胀分级比 $\gamma_p$ 的概念,根据式(21)可以定义 $\gamma_p$ 如下:

$$\pi_{11} = \sqrt{\pi}/\gamma_p \quad (23)$$

$$\pi_{11} = \gamma_p \sqrt{\pi} \quad (24)$$

为了保证两级涡轮压比均大于1,  $\gamma_p$ 取值范围应在 $1/\sqrt{\pi} \sim \sqrt{\pi}$ 之间。对增压比分别为3和6的工况进行分析,得到 $\gamma_p$ 分别在0.574~1.733和0.409~2.449之间。其中 $\gamma_p$ 左极值对应无二级涡轮的情况,右极值对应无一级涡轮的情况。

通过计算得到了循环效率、输出功率、吸热量和散热器面积随膨胀分级比的变化情况分别如图7和图8所示。随着二级涡轮的压比的逐渐增大,循环吸热量和散热器面积均逐渐减小,有助于减轻整个航天器的体积和质量。

$\pi=3$ 时,循环在膨胀分级比为0.83时效率最高,左极值处功率最大; $\pi=6$ 时,循环在膨胀分级比为1.05时效率最高,在循环增温比分别为3和4时,膨胀分级分别为0.73和0.49时对应输出功率最高。

因此随着循环压比的增大,使得循环效率和输出功率最大的涡轮膨胀分级比会从左极值逐渐向右移动。这也证明新循环可以同时输出功率和效率上都优于基本循环,可以作为双模式核热推进系统发电模式的备选方案。

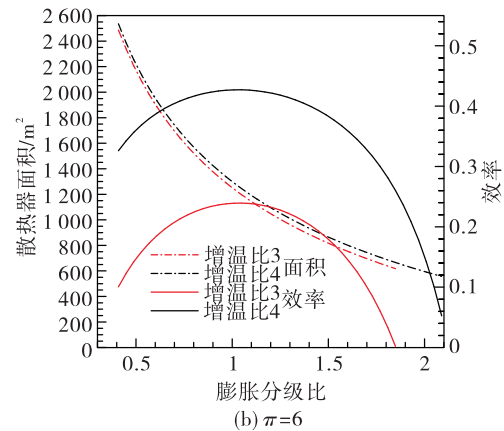
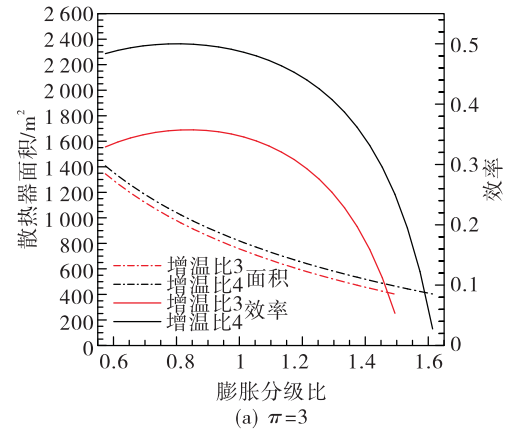


图7 效率和散热器面积随膨胀分级比变化趋势

Fig. 7 Variation of efficiency and radiator area with  $\gamma_p$ 

#### 4.4 系统对比分析

为了对再膨胀循环对系统的体积和质量上的影响进行进一步分析,根据前两小节计算结果,选择 $\pi=6$ ,  $\tau=3$ 和 $\gamma_p=0.73$ 的工况对基本循环和再膨胀循环展开对比分析。

参考文献[14],为了对循环所需的体积和质量进行分析,给出了反应堆热管、高温换热器、低温换热器和冷却器冷管对应的导热率:

$$U_H = U_{hhe} = U_{che} = U_L = 500 \text{ W}/(\text{m}^2\text{K})$$

计算得到新旧两种循环换热器面积、散热器面积、涡轮功率、压缩机功率和输出功率如表3所示。

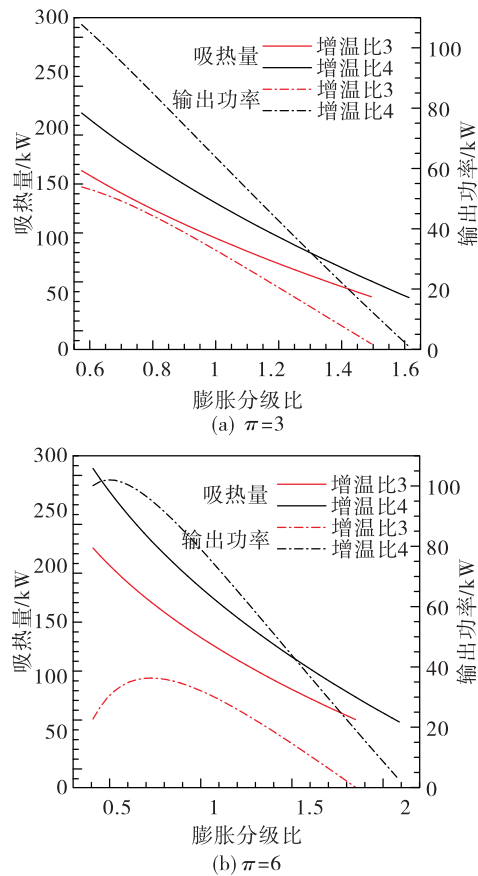


图 8 输出功率和吸热量随膨胀分级比变化趋势  
Fig.8 Output power and heat absorption variation with  $\gamma_p$

表 3 给定工况下循环对比		
Tab. 3 Cycle comparison at given working condition		
参数	基本循环	再膨胀循环
反应堆热管面积/ $\text{m}^2$	0.516 9	0.386 4
高温换热器管路面积/ $\text{m}^2$	3	3
低温换热器管路面积/ $\text{m}^2$	2.4	2.4
冷却器冷管面积/ $\text{m}^2$	7.149 4	3.738 2
辐射散热器面积/ $\text{m}^2$	2 490.5	1 639.5
一级涡轮功率/kW	232.50	173.77
二级涡轮功率/kW	—	72.423
压缩机功率/kW	209.89	209.89
输出功率/kW	22.61	35.956

计算结果表明,再膨胀循环在反应堆热管面积、冷却器冷管面积和辐射散热器面积上均小于基本循环,尤其是辐射散热器面积要远小于基本循环。

基本循环涡轮功率为 232.50 kW,再膨胀循环两级涡轮功率 246.19 kW,功率基本相同,根据参考文献[15]总结的涡轮质量估算经验公式,在压比和流量相同的情况下,两者质量相差不大。

经过初步分析可以认为再膨胀循环同基本循环相比,涡轮系统的质量不会有较大的增加,而散热器、冷管和热管面积均有大幅度减小。采用新循环得到的效率增加和散热器面积减小的收益要大于可能造成的系统质量小幅度增加的带来的不利影响,可以运用在航天器系统中。

5 结论

本文针对基于再膨胀布雷顿回热循环的双模式核热推进系统发电模式工况展开热力学循环研究工作,得出了以下结论:

1) 提出将再膨胀布雷顿回热循环应用到双模式核热推进系统发电模式工作中,建立了热力学性能仿真模型。对给定初始设计条件下的循环热力学性能进行了计算,结果表明:再膨胀布雷顿回热循环的吸热量和放热量分别仅为基本循环的 64% 和 56%,其输出功率却达到了基本循环的 77%,效率比基本循环提高了 7%。

2) 循环增压比的增大会提高再膨胀布雷顿回热循环的效率、功率和吸热量,系统放热量则略有降低,因此辐射散热器面积呈略微减小趋势。循环增压比的增大会降低循环效率,而系统功率、吸热量和散热器面积均会增加。

3) 循环增压比为 3 时,膨胀分级比为 0.83 时循环效率达到最大值,输出功率在左极值处最大;循环增压比为 6 时,膨胀分级比为 1.05 时循环效率达到最大值,增压比为 3 和 4 的情况下输出功率最大时对应的膨胀分级比分别为 0.73 和 0.49。

4) 在合理设计条件下,新循环能够同时在输出功率和效率上都优于基本循环,对应的吸热量和散热器面积却更小,可以作为双模式核热推进系统发电模式的备选方案。

展望:本文主要针对新型循环的热力学性能展开分析研究,并对采用新循环的效益进行了初步分析,后续研究可以针对采用新循环后系统质量和体积等展开精确计算,研究新循环带来的具体收益和弊端并加以权衡。

## 参考文献:

- [1] 张郁. 电推进技术的研究应用现状及其发展趋势[J]. 火箭推进, 2005, 31(2):27-36.  
ZHANG Y. Current status and trend of electric propulsion technology development and application[J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31(2):27-36.
- [2] 廖宏图. 核热推进技术综述[J]. 火箭推进, 2011, 37(4):1-11.  
LIAO H T. Overview of nuclear thermal propulsion technologies[J]. Journal of rocket propulsion, 2011, 37(4):1-11.
- [3] 熊延龄. 美载人月球/火星探测核动力火箭方案[J]. 国际太空, 1992(5):20-21.
- [4] 戴进池. 俄罗斯空间核动力技术的发展[J]. 国防科技, 2001(17):10-11.
- [5] BUDEN D, KENNEDY F, JACOX M. Bimodal nuclear power and propulsion-Scoping the design approaches[C]// Space Programs and Technologies Conference. USA:[s. n.], 2006.
- [6] WILLOUGHBY A, BOROWSKI S. The leverage of "bimodal" nuclear thermal rockets in planetary protection [C]// Planetary Defense Conference: Protecting Earth From Asteroids. [s. l.]:[s. n.], 2013.
- [7] WILSON M, WILHITE A, KOMAR D R. Bimodal nuclear thermal rocket propulsion systems for human exploration of mars [C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. USA:[s. n.] 2013.
- [8] AIAA. Integrated propulsion and power modeling for bimodal nuclear thermal rockets [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. USA:[s. n.], 2007.
- [9] NAM S H, VENNERI P, KIMI Y, et al. Innovative concept for an ultra-small nuclear thermal rocket utilizing a new moderated reactor[J]. Nuclear engineering & technology, 2015, 47(6):678-699.
- [10] GOODARZI M. Comparative energy analysis on a new regenerative Brayton cycle[J]. Energy conversion & management, 2016, 120:25-31.
- [11] TOURNIER J M, ELGENK M, GALLO B. Best estimates of binary gas mixtures properties for closed Brayton cycle space applications[C]// International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit. [s. l.]:[s. n.], 2006.
- [12] RIBEIRO G B, FILHO F B. Thermodynamic analysis and optimization of a closed Regenerative Brayton cycle for nuclear space power systems[J]. Applied thermal engineering, 2015, 90:250-257.
- [13] 冯致远, 张昊春, 吉宇, 等. 航天器核动力推进系统热力学性能研究[J]. 载人航天, 2016, 22(6):797-804.
- [14] SADATSAKKAK S A, AHMADI M H, AHMADI M A. Thermodynamic and thermo-economic analysis and optimization of an irreversible regenerative closed Brayton cycle [J]. Energy conversion & management, 2015, 94:124-129.
- [15] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京:中国宇航出版社, 2016.

(编辑:马 杰)