

# 复合预冷吸气式火箭发动机热力循环分析

郭海波<sup>1</sup>, 肖 洪<sup>2</sup>, 南向谊<sup>1</sup>, 逯婉若<sup>1</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 西安 710100; 2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

**摘 要:** 采用热力学第一定律分析法分析了复合预冷吸气式火箭发动机 (SABRE) 的基本热力过程, 得出了吸气模式和火箭模式下的理想循环功和热效率表达式, 确定了影响发动机理想热力循环性能的特征参数。结果表明: 吸气模式下 SABRE 核心机采用布雷顿循环, 压气机的增压比和循环增温比是影响理想热力循环性能的关键参数; 火箭模式下 SABRE 采用火箭发动机循环, 喷管降压比和出口排气速度是影响理想热力循环性能的关键参数。氦气仅仅在发动机内通过换热器换热实现能量在各循环子系统之间的输运, 而其本身并无变化, 不对发动机的理想循环功和热效率产生影响。

**关键词:** 复合预冷吸气式火箭发动机; 热力循环; 理想循环功; 热效率

**中图分类号:** V434\*.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 03-0015-06

## Analysis on thermodynamic cycle characteristics of synergistic air-breathing rocket engine

GUO Hai-bo<sup>1</sup>, XIAO Hong<sup>2</sup>, NAN Xiang-yi<sup>1</sup>, LU Wan-ruo<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The basic thermodynamic process of synergistic air-breathing rocket engine (SABRE) is analyzed with the first law of thermodynamics method. The ideal cycle work and thermal efficiency expressions in both air-breathing mode and rocket mode were obtained. Furthermore, several characteristic parameters which affect the performance of the ideal thermodynamic cycles were determined. Results reveal that the pressure ratio of the compressor and cycle temperature ratio are the key parameters affecting the ideal thermodynamic cycle performance when SABRE core engine in air-breathing mode works in Brayton cycle, and the decompression ratio in the nozzle and exhaust velocity at nozzle outlet are the important parameters affecting the ideal thermodynamic cycle performance when the rocket engine cycle is adopted for SABRE. The helium energy transmission between all the cycle sub-systems is realized only by heat exchangers in the engine, but has no effects on ideal cycle work and thermal efficiency of SABRE.

收稿日期: 2012-12-28; 修回日期: 2013-02-27

基金项目: 国家 863 项目(2008AA705405)

作者简介: 郭海波 (1983—), 男, 工程师, 研究领域为吸气式组合推进技术

**Keywords:** synergistic air-breathing rocket engine; thermodynamic cycle; ideal cycle work; thermal efficiency

## 0 引言

复合预冷吸气式火箭发动机 (synergistic air-breathing rocket engine, SABRE) 是一种用低温介质氦对来流空气进行预冷的组合循环发动机, 集合有火箭发动机工作范围宽、涡轮发动机比冲高的性能优势, 是有望应用于可重复使用、水平起降、单级入轨飞行器的新型动力。

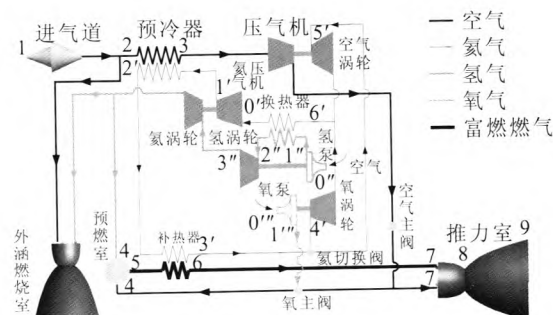
英国 REL (Reaction Engine Limited) 公司从上世纪八十年代末致力于 SABRE 方案研究, 近年来已经在发动机系统参数匹配、预冷器加工与防结冰、碳化硅材料成型、液氧冷却双模态推力室、强制偏流喷管设计与制造等多方面取得技术突破<sup>[1-9]</sup>。

SABRE 涉及 4 种工作介质、2 种工作模式, 多路循环子系统耦合在一起, 整个发动机系统循环较复杂。目前的公开文献大多数是对 SABRE 研究进展和组件技术攻关的研究报道, 而对发动机系统本身的理论分析较少。本文采用热力学第一定律分析法<sup>[10]</sup>分析了 SABRE 的热力循环过程及其能量转换关系, 得出了影响发动机理想热力循环性能的特征参数, 旨在深化对 SABRE 系统的认识, 为发动机系统参数优化提供理论支撑。

## 1 系统构成与工作原理

### 1.1 系统构成

SABRE 包含外涵流道和核心机两大部分。如图 1 所示, 外涵流道主要由进气道和外涵燃烧室组成, 核心机主要由进气道、预冷器、压气机、空气涡轮、氦压气机、氦涡轮、换热器、补热器、预燃室、推力室、涡轮泵 (氢泵、氧泵、氦涡轮和氧涡轮)、阀门 (空气主阀、氦切换阀、氧主阀) 及连接管路组成。



- 0—远前方气流未受扰动状态截面 (图中未示出);  
1—进气道入口截面; 2—预冷器空气路入口截面;  
3—压气机入口截面; 4—预燃室入口截面; 5—补热器入口截面; 6—补热器出口截面; 7—推力室入口截面;  
8—推力室混合燃烧结束截面; 9—推力室喷管出口截面;  
0'—氦压气机入口截面; 1'—氦压气机出口截面;  
2'—预冷器氦路出口截面; 3'—补热器氦路出口截面;  
4'—氧涡轮入口截面; 5'—空气涡轮入口截面; 6'—氧涡轮和空气涡轮出口截面; 0''—氢泵入口截面; 1''—氢泵出口截面;  
2''—换热器氢路出口截面; 3''—氢涡轮出口截面;  
0'''—氧泵入口截面; 1'''—氧泵出口截面

图 1 SABRE 系统简图

Fig. 1 Simplified SABRE system diagram

### 1.2 工作原理

SABRE 涉及氢、氦、氧和空气 4 种介质, 分吸气和火箭 2 种工作模式。其中, 在 0~26 km, 0~5 Ma 范围内采用吸气模式<sup>[9]</sup>, 涉及空气、氦气和氢 3 种介质; 在 26 km, 5 Ma 以上, 采用火箭模式<sup>[9]</sup>, 进气道关闭, 涉及氧、氢和氦气 3 种介质。

#### 1.2.1 吸气模式

##### 1.2.1.1 空气路

根据图 1, 空气经进气道减速增压升温后, 分为 2 路: 一路进入外涵燃烧室与氢气混合燃烧, 膨胀后产生推力; 另一路进入预冷器, 被低温氦气预冷降温, 经压气机增压后再分为 2 路。一路进入预燃室, 与氢气混合燃烧产生富燃燃气, 并在补热器中与氦路换热后进入推力室; 另一路直接进入推力室与富燃燃气补燃, 加速膨胀

产生推力。

### 1.2.1.2 氢路

液氢由氢泵增压后进入换热器, 从氢路吸热升温形成具有做功能力的氢气, 驱动氢涡轮和氢涡轮, 分别为氢泵和氢压气机工作提供功率, 之后分为 2 路: 一路进入外涵燃烧室与空气混合燃烧, 膨胀后产生推力; 另一路进入预燃室与空气混合燃烧形成富燃燃气, 燃气在补热器中与氢路换热降温后, 在推力室中与空气补燃加速膨胀产生推力。

### 1.2.1.3 氮路

高压低温氮气进入预冷器, 与高温空气换热后进入补热器, 在补热器中与预燃室排出的富燃燃气进一步换热升温后, 经空气涡轮膨胀带动压气机工作, 压力、温度降低, 之后在换热器中向氢路放热进一步降温, 最后由氮压气机增压恢复到初始的高压低温氮气状态。

### 1.2.2 火箭模式

#### 1.2.2.1 氧路

如图 1 所示, 液氧由氧泵增压后分成 2 路: 一路进入预燃室与氢气燃烧产生富燃燃气, 燃气在补热器中与氮路换热降温后进入推力室; 另一路进入推力室再生冷却后与富燃燃气补燃, 膨胀产生推力。

#### 1.2.2.2 氢路

与吸气模式氢路的区别主要有 2 点: 一是不进入发动机外涵, 二是在预燃室和推力室中与液氧混合燃烧, 而非空气。

#### 1.2.2.3 氮路

如图 1 所示, 高压低温氮气进入补热器换热升温后, 驱动氧涡轮以带动氧泵工作, 之后在换热器中与氢路换热降温, 最后由氮压气机增压至初始的高压低温状态。此模式下氮气可不经预冷器。

## 2 热力循环分析

从热力学上看, SABRE 外涵流道的热力循环为典型的冲压发动机循环模式, 其相关特性可参考文献 [12], 这里重点分析 SABRE 核心机的

热力循环。

### 2.1 热力循环过程

将 SABRE 各路热力循环用一系列基本热力过程来表征, 忽略其中的相变和熵增等次要因素, 则 4 种工作介质的理想热力循环过程如图 2~5 所示。

#### 2.1.1 空气路

如前所述, 核心机空气路在压气机增压后分为 2 路: 一路进入推力室参与燃烧, 这里标记为空气一路; 另一路进入预燃室混合燃烧, 经补热器对氢路放热后进入推力室, 这里标记为空气二路。空气路理想热力循环  $p-v$  图如图 2 所示。

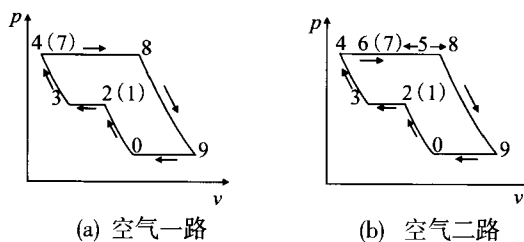


图 2 空气路的理想热力循环  $p-v$  图

Fig. 2  $p-v$  charts of ideal thermodynamic cycles for air

图 2 (a) 中, 0—2 为空气在进气道中的等熵压缩过程, 2—3 为空气在预冷器中的等压放热过程, 3—4 为空气在压气机中的等熵压缩过程, 7—8 为空气在推力室中的等压吸热过程, 8—9 为空气在推力室喷管中的等熵膨胀过程, 9—0 为空气在环境大气中的等压放热过程。

图 2 (b) 中, 0—4 和 7—0 与空气一路热力过程一致, 4—5 为空气在预燃室中的等压吸热过程, 5—6 为空气在补热器中的等压放热过程。

#### 2.1.2 氮路

氮路在吸气模式和火箭模式有不同的循环过程。将吸气模式下的氮路循环标记为氮一路, 火箭模式下的氮路循环标记为氮二路。理想热力循环  $p-v$  图如图 3 所示。

图 3 (a) 中, 0'—1' 为氮气在氮压气机中的等熵压缩过程, 1'—2' 和 2'—3' 分别为氮气在预冷器和补热器中的等压吸热过程, 5'—6' 为氮气在空气涡轮中的等熵膨胀过程, 6'—0' 为氮气在换热器中的等压放热过程。

图3(b) 氮二路的基本热力过程中,  $0'-1'$  和  $6'-0'$  与氮一路的热力过程一致,  $1'-3'$  为氮气在补热器中的等压吸热过程,  $4'-6'$  为氮气在氧涡轮中的等熵膨胀过程。

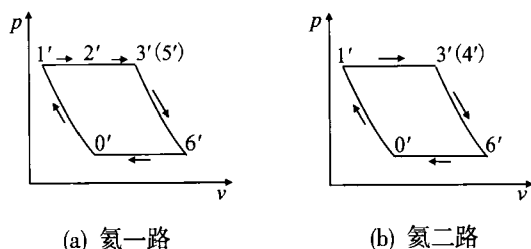


图3 氮路的理想热力循环  $p-v$  图

Fig. 3  $p-v$  charts of ideal thermodynamic cycles for helium

### 2.1.3 氢路

核心机的氢路理想循环  $p-v$  图如图4所示。

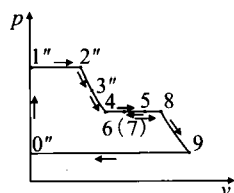


图4 氢路的理想热力循环  $p-v$  图

Fig. 4  $p-v$  charts of ideal thermodynamic cycle for hydrogen

图4中,  $0''-1''$  为氢泵的等容压缩过程,  $1''-2''$  为氢在换热器中的等压吸热过程,  $2''-3''$  和  $3''-4$  分别为氢气在氢涡轮和氮涡轮中的等熵膨胀过程,  $4-5$  为氢气在预燃室中的等压吸热过程,  $5-6$  为氢气在补热器中的等压放热过程,  $7-8$  为氢气在推力室内的等压吸热过程,  $8-9$  为氢气在推力室喷管内的等熵膨胀过程,  $9-0$  为氢气在环境大气中等压放热过程。

### 2.1.4 氧路

液氧作为 SABRE 火箭模式下的氧化剂, 经氧泵增压后分为两路, 一路直接进入推力室参与燃烧, 标记为氧一路; 另一路进入预燃室混合燃烧, 经补热器对氮路放热后进入推力室, 标记为氧二路。氧路的理想循环  $p-v$  图如图5所示。

图5(a)中,  $0'''-1'''$  为氧在氧泵中的等容压缩过程,  $7-8$  为氧在推力室中的等压吸热过

程,  $8-9$  为氧在推力室喷管中的等熵膨胀过程,  $9-0$  为氧在大气中的等压放热过程。

图5(b)中,  $0'''-1'''$  和  $7-0$  与氧一路热力过程一致,  $4-5$  为氧在预燃室中的等压吸热过程,  $5-6$  为氧在补热器中的等压放热过程。

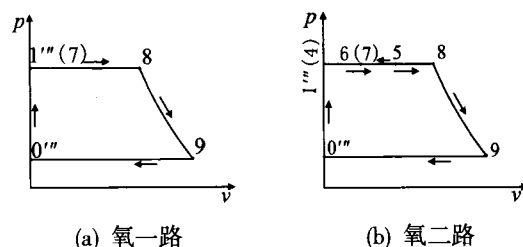


图5 氧路的理想热力循环  $p-v$  图

Fig. 5  $p-v$  charts of ideal thermodynamic cycles for oxygen

## 2.2 吸气模式热力循环分析

根据前面分析, 吸气模式下核心机涉及4路热力循环子系统, 分别为空气一路、空气二路、氮一路和氢路。4路热力循环  $p-v$  图曲线所包围的面积即为各路理想循环功。

SABRE 核心机的理想循环功为各路理想循环功之和。同时, 根据吸气模式下空气、氮气和氢在预冷器、补热器和换热器中的能量守恒关系, 可得吸气模式下核心机的理想循环功

$$w_{S,B} = \frac{1}{1+B_{a,a}+B_{H,a}} [(q_{al,r} + B_{a,a}q_{all,r} + B_{H,a}q_{H,r}) + (B_{a,a}q_{all,pb} + B_{H,a}q_{H,pb}) - (q_{al,at} + B_{a,a}q_{all,at} + B_{H,a}q_{H,at})] \quad (1)$$

式中:  $w_{S,B}$  为核心机吸气模式下的理想循环功;  $B_{a,a}$  为空气二路与空气一路的质量流量之比;  $B_{H,a}$  为氢气与空气一路的质量流量之比;  $q_{al,r}$  和  $q_{al,at}$  分别为空气一路单位质量空气在推力室中的等压吸热量和在环境大气中的等压放热量;  $q_{all,pb}$  和  $q_{all,r}$  分别为空气二路单位质量空气在预燃室和推力室中的等压吸热量,  $q_{all,at}$  为空气二路单位质量空气在环境大气中的等压放热量;  $q_{H,r}$  和  $q_{H,at}$  分别为氢路单位质量氢在推力室中的等压吸热量和在环境大气中的等压放热量。

可以看出, 吸气模式下 SABRE 核心机的循环功由在推力室中的加热量  $q_{al,r} + B_{a,a}q_{all,r} + B_{H,a}q_{H,r}$

和在预燃室中的加热量  $B_{a,a} q_{a,lpb} + B_{H,a} q_{H,ph}$  转换而来, 但这些热量并没有全部转换成循环功, 而总伴随着向环境大气等压放热损失  $q_{a,at} + B_{a,a} q_{a,at} + B_{H,a} q_{H,at}$  的产生。

将核心机工质在预燃室和推力室中的吸热看作向单一高温热源的等压吸热过程, 向环境大气的放热看作向单一冷源的等压放热过程。采用“空气标准”假设<sup>[11]</sup>, 可将吸气模式下核心机的理想热力循环  $p-v$  图表示为图 6 曲线。

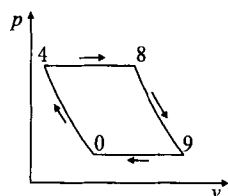


图 6 变换后的核心机吸气模式下的理想热力循环  $p-v$  图  
Fig. 6  $p-v$  charts of modified ideal thermodynamic cycle for SABRE core engine in air-breathing mode

图 6 中, 0—4 为进气道和压气机的等熵压缩过程, 4—8 为工作介质向高温热源 (预燃室和推力室中燃烧产生的高温) 的等压吸热过程, 8—9 为推力室喷管的等熵膨胀过程, 9—0 为工作介质向低温热源 (环境大气) 的等压放热过程。

可以看出, 吸气模式下 SABRE 核心机与航空涡轮发动机采用相同的热力循环模式, 均为标准的布雷顿循环。

根据文献 [11], 布雷顿循环与循环热效率相关的因素只有循环增压比 (定义为循环最高压力与最低压力之比), 而与理想循环功的相关因素包括循环增温比 (定义为循环最高温度与最低温度之比) 和循环增压比。在循环增温比确定的条件下, 理想循环功仅仅是增压比的函数, 且存在最大值。

由以上分析可知, 吸气模式下, 氢路并不对核心机的理想循环功和热效率产生影响。氢气的功效仅仅是在发动机内通过预冷器、补热器和换热器换热实现能量从空气路和富燃燃气路向氢路的运输, 而整个氢气循环本身并无能量的增减。

### 2.3 火箭模式热力循环分析

火箭模式下, 进气道关闭, 发动机涉及 4 路

热力循环子系统, 分别为氧一路、氧二路、氢二路和氢路。

核心机的理想循环功为各路理想循环功 ( $p-v$  曲线包围的面积) 之和。根据火箭模式下发动机的氧、氢和氦气在补热器和换热器中存在能量守恒关系, 可得火箭模式下核心机的理想循环功

$$w_{S,R} = \frac{1}{1+B_{o,o}+B_{H,o}} [(q_{ol,r}+B_{o,o}q_{oll,r}+B_{H,o}q_{H,r}) + (B_{o,o}q_{oll,pb}+B_{H,o}q_{H,pb}) - (q_{ol,at}+B_{o,o}q_{oll,at}+B_{H,o}q_{H,at})] \quad (2)$$

式中:  $w_{S,R}$  为核心机火箭模式下的理想循环功;  $B_{o,o}$  为氧二路与氧一路的质量流量之比;  $B_{H,o}$  为氢路与氧一路的质量流量之比;  $q_{ol,r}$  和  $q_{ol,at}$  分别为氧一路单位质量氧在推力室中的等压吸热量和在环境大气中的等压放热量;  $q_{oll,pb}$  和  $q_{oll,r}$  为氧二路中单位质量氧分别在预燃室和推力室中的等压吸热量,  $q_{oll,at}$  为氧二路中单位质量氧在环境大气中的等压放热量;  $q_{H,pb}$  和  $q_{H,r}$  为氢路单位质量氢分别在预燃室和推力室中的等压吸热量;  $q_{H,at}$  为氢路单位质量氢在环境大气中的等压放热量。

由式 (2) 可知, 与吸气模式类似, 核心机在火箭模式下的理想循环功由在推力室和预燃室中的等压加热量转换而来, 而转换期间总是伴随着向环境大气等压放热损失的产生。氦气闭式循环并不对理想循环功产生影响, 仅仅是在发动机内通过补热器和换热器换热实现热量从富燃燃气向氢路的运输, 而氦气本身并无能量的增减。

火箭模式下, 将工质在推力室和预燃室中的吸热看作向单一高温热源的等压吸热过程, 向环境大气的放热看作向单一冷源的等压放热过程。采用“空气标准”假设<sup>[11]</sup>, 火箭模式下的理想循环  $p-v$  图见图 7。

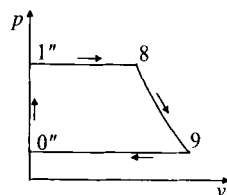


图 7 变换后的火箭模式理想热力循环  $p-v$  图

Fig. 7  $p-v$  charts of modified ideal thermodynamic cycle for SABRE in rocket mode

图7中,  $0' \sim 1'$  为氢泵或氧泵的等容压缩过程,  $1' \sim 8$  为工作介质向高温热源(预燃室和推力室中燃烧产生的高温)的等压吸热过程,  $8 \sim 9$  为经喷管的等熵膨胀过程,  $9 \sim 0'$  为工作介质向低温热源(环境大气)的等压放热过程。

SABRE 以火箭模式工作实质上采用的是火箭发动机的热力循环模式。火箭发动机循环的理想循环功主要与喷管出口气流速度相关, 循环热效率随喷管降压比的增加而增大<sup>[12]</sup>。

### 3 结论

SABRE 是一种用低温介质氮对来流空气预冷的组合循环发动机, 是有望应用于可重复使用、水平起降、单级入轨飞行器的新型动力。热力循环分析发现:

1) 吸气模式下的 SABRE 核心机采用与航空涡轮发动机相同的布雷顿理想热力循环。与理想循环功相关的因素包括循环增温比和增压比, 且在增温比确定的条件下, 理想循环功存在最大值; 而与循环热效率相关的因素只有循环增压比。

2) SABRE 火箭模式采用与火箭发动机相同的理想热力循环。与理想循环功相关的因素为喷管出口气流速度, 与循环热效率相关的因素为喷管降压比。

3) 氮气闭式循环仅仅是在发动机内通过预冷器、补热器和换热器的换热实现能量在氧化剂路、燃料路或富燃燃气路之间的输运, 而氮气本身并无能量的增减, 不对理想循环功和热效率产生影响。

SABRE 发动机系统参数优化过程中, 吸气模式下核心机获取高的热效率的有效手段是提高高压气机的增压比, 而获取高的理想循环功的有效

手段则是增加预燃室和推力室总加热量的同时, 选取合适的压气机增压比; 火箭模式下获取高的热效率需努力提高喷管降压比, 而获取高的理想循环功的有效手段是设法增加喷管出口的排气速度。

#### 参考文献:

- [1] RICHARD V, ALAN B. The Skylon spaceplane, IAA 95-V3.07 [R]. [S.l.]: IAA, 1995.
- [2] RICHARD V, ALAN B. The SKYLON spaceplane: progress to realization[J]. JBIS, 2008, 61: 412-418.
- [3] RICHARD V, ALAN B. The SKYLON spaceplane[J]. JBIS, 2004, 57: 22-32.
- [4] HEMPSELL M, BOND A, VARVILL R. Progress on the SKYLON and SABRE development programme [C]// 62nd International Astronautical Congress. [S.l.]: IAC, 2011: 111-121.
- [5] ROGER L, ALAN B. The SKYLON project, AIAA 2011-2244[R]. USA: AIAA, 2011.
- [6] WEBBER H, FEAST S, BOND A. Heat exchanger design in combined cycle engines [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2009, 62: 122-130.
- [7] WEBBER H., ALAN B, MARK H, et al. The sensitivity of precooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters[J]. JBIS, 2007, 60: 188-196.
- [8] JAMES J M, CHRISTOPHER M H, ALAN B. An experimental precooler for airbreathing rocket engines [J]. JBIS, 2001, 54: 199-209.
- [9] TAYLOR N V, TETSUYA S. Experimental and computational an[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 31-35.
- [10] 沈维道, 蒋智敏, 童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [11] 冯青, 李世武, 张丽. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [12] 柳长安, 李平, 张蒙正. 吸气式发动机流道调节的影响[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 24-27.

(编辑: 张永秀)