

# RBCC 发动机热力/推进效率计算及影响因素研究

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

**摘 要:** 给出了 RBCC 发动机推进效率、热效率及总效率等热力/推进效率计算方程, 开展了特定条件下油气比、流量比及速度比等因素对发动机效率影响规律研究。结果表明, 当燃油和火箭发动机推进剂种类、质量流量及飞行速度一定时, 产生推力的 RBCC 发动机排气速度变化范围有限, 且该范围可通过计算进行明确; 在其他变量为定值的条件下, 推进效率分别随油气比、流量比及速度比的增大呈单调增加的趋势; 随着速度比减小, 热效率、总效率增大。

**关键词:** RBCC 发动机; 热力/推进效率; 计算分析

**中图分类号:** V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 06-0031-05

## Calculation and analysis on thermodynamic and propulsive efficiencies of RBCC engine

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

**Abstract:** According to the principle of rocket based combined cycle (RBCC) engine, the equations about propulsive, thermodynamic and total efficiencies of RBCC engine are presented pertinently in this paper. The factors which affect the efficiency of RBCC engine are discussed, and the influences of fuel/air ratio, velocity ratio and mass flow rate ratio on the engine efficiency under specified conditions have been obtained. The results show that, while the fuel, propellant, mass flow rate and flight speed are certain values, the exhaust velocity of RBCC engine changes only in a limited range which can be calculated. As the values of other variables keep constant, the propulsive efficiency goes up with the increase of fuel/air ratio, velocity ratio, and mass flow rate ratio separately, and thermal efficiency and total efficiency go up with the decrease of velocity ratio.

**Keywords:** RBCC engine; thermodynamic/propulsive efficiencies; calculation and analysis

### 0 引言

RBCC 发动机将火箭发动机与冲压发动机有

机组合<sup>[1]</sup>, 其飞行包线宽广, 可作为天地往返运输系统的动力装置<sup>[2-3]</sup>。与航空发动机<sup>[4-6]</sup>类似, 从热力学角度看, RBCC 发动机既是推进器, 又是

收稿日期: 2016-07-03; 修回日期: 2016-09-20

基金项目: 国家 863 项目 2012AA7053026

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技术

一种热机。作为热机，它将燃料的化学能转换为流经发动机气体的动能；作为推进器，将气流的动能增量转换为推动飞行器前进所作的功。而上述转换过程的有效程度（热效率、推进效率等）决定了RBCC发动机作为天地往返运输系统动力装置的可行性、经济性等。

目前，关于单一动力系统（火箭发动机、涡轮喷气发动机及冲压发动机等）的热效率、推进效率等计算及研究较为成熟，但有关组合循环动力系统研究的公开文献较少。John A. Bossard对单一动力系统的推进效率基本假设进行评估，给出了同时适用于吸气式发动机和火箭发动机的推进效率计算公式，研究了速度比、流量比等参数对推进效率的影响规律<sup>[7]</sup>。不过该文仅提及了组合动力系统推进效率计算过程中应注意的问题，并未针对性地开展计算研究。本文着重对RBCC发动机性能参数进行了研究，给出了适用于RBCC发动机多模态（引射模态、冲压模态及火箭/冲压模态等<sup>[8]</sup>）的效率计算公式，并研究了油气比、速度比及流量比等参数对发动机效率的影响规律，可为开展RBCC发动机方案设计、经济可行性分析等提供指导。

## 1 RBCC发动机热力/推进效率计算

RBCC发动机一般由进气道、燃烧室、火箭发动机及尾喷管及其附件系统组成。根据火箭发动机开/关和燃烧室燃烧情况，RBCC发动机可工作在以下模态：引射、冲压、火箭/冲压及火箭模态等。

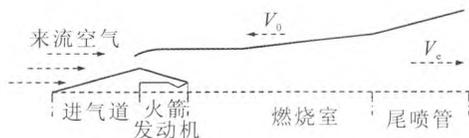


图1 RBCC发动机组成示意图

Fig. 1 Sketch of RBCC engine composition

令  $m_a$  为进入发动机的空气质量流量； $m_f$  为进入燃烧室燃油质量流量； $H_f$  为燃油低热值； $m_r$  为进入火箭发动机的推进剂质量流量； $H_r$  为推进

剂化学能； $V_0$  为飞行器飞行速度； $V_e$  为尾喷管出口燃气流动速度（相对于发动机）。假设尾喷管出口燃气达到完全膨胀，则RBCC发动机推进效率  $\eta_p$ （衡量发动机作为推进器的经济性的重要指标）：

$$\eta_p = \frac{W_p}{W} = \frac{[(m_a + m_f + m_r)V_e - m_a V_0] V_0}{\frac{1}{2}(m_a + m_f + m_r)V_e^2 - \frac{1}{2}m_a V_0^2} \quad (1)$$

发动机热效率  $\eta_t$ （表示燃料化学能的利用程度）：

$$\eta_t = \frac{W}{Q} = \frac{\frac{1}{2}(m_a + m_f + m_r)V_e^2 - \frac{1}{2}m_a V_0^2}{m_f H_f + m_r H_r} \quad (2)$$

发动机总效率  $\eta_0$ （全面评定发动机经济性的重要性能指标）：

$$\eta_0 = \eta_p \eta_t = \frac{[(m_a + m_f + m_r)V_e - m_a V_0] V_0}{m_f H_f + m_r H_r} \quad (3)$$

式中： $W_p$  为发动机推进功率； $W$  为发动机有效功率； $Q$  为燃油和火箭发动机推进剂化学能之和。与涡轮发动机、冲压发动机不同，以上效率计算公式中，增加了火箭发动机质量流量项，这是RBCC组合发动机的主要特点。

## 2 RBCC发动机热力/推进效率研究

### 2.1 影响因素

由式(1)，式(2)及式(3)可知，影响RBCC发动机效率数值的主要是空气、燃油及火箭发动机推进剂等的质量流量，发动机喷气速度及飞行速度等。

为便于研究上述各因素对发动机效率的影响规律，令油气比  $\alpha = \frac{m_f}{m_a}$ ，流量比  $\beta = \frac{m_r}{m_a}$ ，速度比

$\gamma = \frac{V_0}{V_e}$ ，则有

$$\eta_p = \frac{(1 + \alpha + \beta)\gamma - \gamma^2}{\frac{1}{2}(1 + \alpha + \beta) - \frac{1}{2}\gamma^2} \quad (4)$$

$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2}(1 + \alpha + \beta)\frac{V_0^2}{\gamma^2} - \frac{1}{2}V_0^2}{\alpha H_f + \beta H_r} \quad (5)$$

$$\eta_0 = \eta_p \eta_t = \frac{(1+\alpha+\beta) \frac{V_0^2}{\gamma} - V_0^2}{\alpha H_f + \beta H_r} \quad (6)$$

对于 RBCC 发动机, 在冲压模态,  $\alpha > 0, \beta = 0$ ; 引射或火箭/冲压模态,  $\alpha > 0, \beta > 0$ ; 纯火箭模态,  $m_a = m_f = 0$ 。

依据各参数的物理意义, 存在以下约束:

$$\begin{cases} F >= 0 \\ \eta_p \leq 1 \\ \eta_t \leq 1 \\ \eta_0 \leq 1 \end{cases} \quad (7)$$

即有

$$\sqrt{\frac{\frac{1}{2}(1+\alpha+\beta)V_0^2}{\alpha H_f + \beta H_r + \frac{1}{2}V_0^2}} \leq \gamma \leq (1+\alpha+\beta) - \sqrt{(1+\alpha+\beta)^2 - (1+\alpha+\beta)} \quad (8)$$

因此, 当  $\alpha, \beta$  及  $V_0$  为定值时,  $\gamma$  值在有限的范围内变化, 也即当冲压燃烧室燃油和火箭发动机推进剂种类、质量流量及飞行速度为定值时, 产生推力的 RBCC 发动机排气速度只能在有限的范围内变化。

同时, 当  $\alpha > 0$  或  $\beta > 0$  时,  $\gamma \leq (1+\alpha+\beta) - \sqrt{(1+\alpha+\beta)^2 - (1+\alpha+\beta)} < 1$ , 即  $\gamma < 1$ ; 仅当  $\alpha = \beta = 0$  时, 才有  $\gamma = 1$ , 而此时只能是地面零速状态。本文仅在  $\gamma < 1$  的条件下开展研究计算。

### 2.2 影响规律

为研究油气比、流量比及速度比对 RBCC 发动机推进效率、热效率及总效率的影响规律, 对式(4), 式(5) 及式(6) 进行求导, 得到各效率分别关于上述 3 个变量的偏导数:

$$\frac{\partial \eta_p}{\partial \alpha} = \frac{2\gamma^2(1-\gamma)}{[(1+\alpha+\beta) - \gamma^2]^2} \quad (9)$$

$$\frac{\partial \eta_p}{\partial \beta} = \frac{2\gamma^2(1-\gamma)}{[(1+\alpha+\beta) - \gamma^2]^2} \quad (10)$$

$$\frac{\partial \eta_p}{\partial \gamma} = \frac{2(1+\alpha+\beta)[\gamma^2 - 2\gamma + (1+\alpha+\beta)]}{[(1+\alpha+\beta) - \gamma^2]^2} \quad (11)$$

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial \alpha} = \frac{\frac{1}{2} \frac{V_0^2}{\gamma} H_r \left( \beta - (1+\beta) \frac{H_f}{H_r} + \gamma^2 \frac{H_f}{H_r} \right)}{(\alpha H_f + \beta H_r)^2} \quad (12)$$

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial \beta} = \frac{\frac{1}{2} \frac{V_0^2}{\gamma} H_f \left( \alpha - (1+\alpha) \frac{H_r}{H_f} + \gamma^2 \frac{H_r}{H_f} \right)}{(\alpha H_f + \beta H_r)^2} \quad (13)$$

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial \gamma} = \frac{-(1+\alpha+\beta) \frac{V_0^2}{\gamma}}{\alpha H_f + \beta H_r} \quad (14)$$

$$\frac{\partial \eta_0}{\partial \alpha} = \frac{\frac{V_0^2}{\gamma} H_f \left( \beta \frac{H_r}{H_f} - 1 - \beta + \gamma \right)}{(\alpha H_f + \beta H_r)^2} \quad (15)$$

$$\frac{\partial \eta_0}{\partial \beta} = \frac{\frac{V_0^2}{\gamma} H_r \left( \alpha \frac{H_f}{H_r} - 1 - \alpha + \gamma \right)}{(\alpha H_f + \beta H_r)^2} \quad (16)$$

$$\frac{\partial \eta_0}{\partial \gamma} = \frac{-(1+\alpha+\beta) \frac{V_0^2}{\gamma}}{\alpha H_f + \beta H_r} \quad (17)$$

由上述计算式可知, 在其他变量为定值的条件下,  $\eta_p$  分别随  $\alpha, \beta$  及  $\gamma$  的增加呈单调增加的趋势。而发动机热效率、总效率的变化规律除受  $\alpha, \beta$  及  $\gamma$  的影响外, 与燃油、火箭发动机推进剂化学能具体数值也有直接关系。

以冲压流道燃油采用煤油 ( $H_f = 43 \text{ MJ}$ ), 火箭发动机流道采用双组元液体推进剂 ( $H_r = 19 \text{ MJ}$ ) 的 RBCC 发动机 (飞行速度  $1800 \text{ m/s}$ ) 为研究对象, 以下给出了冲压流道余气系数为 1 ( $\alpha = 0.0685$ ) 条件下, 推进效率、热效率及总效率随流量比、速度比变化<sup>[9-10]</sup>的影响规律。

图 2 给出了推进效率  $\eta_p$  受  $\beta$  和  $\gamma$  变化的影响规律 (图中黑色实曲线为  $\eta_p = 1$  界线)。从  $\beta = 1, \gamma = 0.3$  及  $\gamma = 0.6$  等平面与  $\eta_p$  曲面交线 (见图 2 点虚线) 变化趋势可知, 当其他变量恒定,  $\eta_p$  分别随着  $\beta$  和  $\gamma$  逐渐增大呈单调递增趋势。同时注意到, 当  $\beta$  越小时,  $\gamma$  有效变化范围 ( $\eta_p \leq 1$ ) 越大; 当  $\gamma$  越大时,  $\beta$  有效变化范围 ( $\eta_p \leq 1$ ) 越小。当  $\gamma$  趋近 0 时,  $\eta_p$  接近 0, 这说明发动机推进效率大小与速度比直接相关。

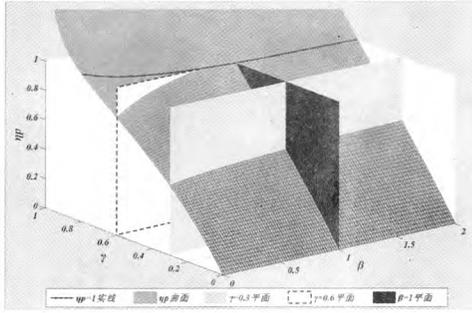


图2 流量比、速度比变化对推进效率的影响结果  
( $\alpha=0.0685, V_0=1800\text{ m/s}$ )

Fig. 2 Influence of variation of mass flow rate ratio and velocity ratio on propulsive efficiency  
( $\alpha=0.0685, V_0=1800\text{ m/s}$ )

图3给出了在上述条件下，发动机热效率 $\eta_t$ 受 $\beta$ 和 $\gamma$ 变化的影响规律（图中黑色实曲线为 $\eta_t=1$ 界线）。从 $\beta=1, \gamma=0.6$ 及 $\gamma=0.99$ 等平面与 $\eta_t$ 曲面交线变化趋势可知，当其他变量（ $\alpha$ 和 $\beta$ ）恒定，随着 $\gamma$ 逐渐减小， $\eta_t$ 逐渐增大， $\gamma$ 与 $\eta_t$ 呈反相关（式（14）恒小于0），也即发动机高热效率对应高排气速度；根据 $\gamma$ 取值范围的不同， $\eta_t$ 随 $\beta$ 变化存在2种变化趋势：当 $\gamma < 0.9558$ （式（13）等于0）时， $\eta_t$ 随 $\beta$ 增加而减小（见 $\gamma=0.6$ 平面与 $\eta_t$ 曲面交线，图3点虚线）； $\gamma > 0.9558$ 时， $\eta_t$ 随 $\beta$ 增加而增加（见 $\gamma=0.99$ 平面与 $\eta_t$ 曲面交线，图3点虚线）； $\gamma=0.9558$ 时， $\eta_t$ 恒等于0.0933。同时，注意到 $\beta$ 越小， $\gamma$ 有效取值范围（ $\eta_t \leq 1$ ）越小。图3显示，当 $\beta=0$ 且 $\gamma$ 趋近1时，发动机热效率最低。

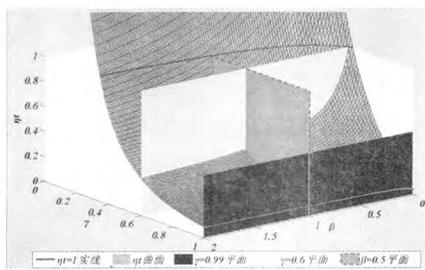


图3 流量比、速度比变化对热效率的影响结果  
( $\alpha=0.0685, V_0=1800\text{ m/s}$ )

Fig. 3 Influence of variation of mass flow rate ratio and velocity ratio on thermal efficiency  
( $\alpha=0.0685, V_0=1800\text{ m/s}$ )

图4给出了发动机在上述给定工作条件下，其总效率 $\eta_0$ 受 $\beta$ 和 $\gamma$ 变化的影响规律（图中黑色实曲线为 $\eta_0=1$ 界线）。总体上看， $\eta_0$ 随各变量的变化趋势与 $\eta_t$ 类似。从 $\beta=1$ 和 $\gamma=0.6$ 等平面与 $\eta_0$ 曲面交线（见图4点虚线）变化趋势可知，当其他变量（ $\alpha$ 和 $\beta$ ）恒定，随着 $\gamma$ 逐渐减小， $\eta_0$ 逐渐增大（式（17）恒小于0），也即发动机排气速度越大，其总效率越高；与 $\eta_t$ 类似，根据 $\gamma$ 取值范围的不同， $\eta_0$ 随 $\beta$ 变化同样存在两种变化趋势：当 $\gamma < 0.9135$ （式（16）等于0）时， $\eta_0$ 随 $\beta$ 增加而减小； $\gamma > 0.9135$ 时， $\eta_0$ 随 $\beta$ 增加而增加； $\gamma=0.9135$ 时， $\eta_0$ 恒等于0.1867。同时，注意到 $\beta$ 越小， $\gamma$ 有效取值范围（ $\eta_0 < 1$ ）越小。图4显示，当 $\beta=0$ 且趋近1时，发动机总效率最低。

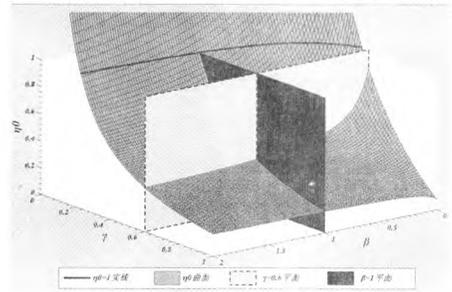


图4 流量比、速度比变化对总效率的影响结果  
( $\alpha=0.0685, V_0=1800\text{ m/s}$ )

Fig. 4 Influence of variation of mass flow rate ratio and velocity ratio on total efficiency  
( $\alpha=0.0685, V_0=1800\text{ m/s}$ )

图5汇总了在上述给定条件下，流量比、速度比对RBCC发动机热力/推进效率的影响结果。图5中显示，相较 $\beta$ 和 $\gamma$ 变化对3个效率的影响较大。其中，热效率、总效率随 $\gamma$ 减小而增大，推进效率随 $\gamma$ 增大而增大。但是，热效率（总效率）与推进效率并非呈正相关，因此，若兼顾三者，需对 $\beta, \gamma$ 等参数的选择进行优化。

图6给出了在上述条件下，不同 $\alpha$ 值（0, 0.0342, 0.0685, 余气系数分别对应无穷大, 2, 1）对应的推进效率计算结果。图6中显示，随着 $\alpha$ 增大， $\eta_p$ 增大（式（9）大于0）。当 $\beta$ 减小， $\gamma$ 增大时，不同 $\alpha$ 值对应的 $\eta_p$ 差距增大。

当 $\beta$ 增大, $\gamma$ 减小时, $\alpha$ 变化对 $\eta_p$ 的影响减小。当 $\beta=0$ , $\gamma=0$ , $\alpha$ 为0,0.0342,0.0685时,发动机 $\eta_p$ 分别为0.75,0.7728,0.7935。较 $\alpha$ 为0时的 $\eta_p$ ,后两者相对提高了3%,5.8%。因此,在开展RBCC发动机推进效率计算时,建议将冲压燃烧室燃油流量( $\alpha>0$ )考虑在内,尤其是在 $\beta$ 较小且 $\gamma$ 较大时。

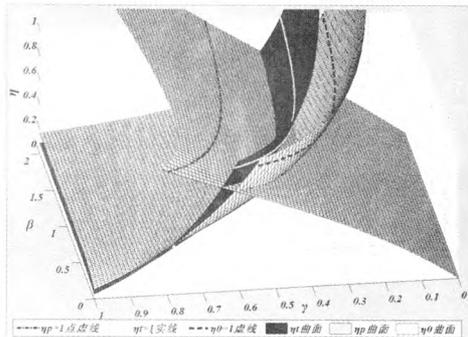


图5 流量比、速度比变化对RBCC热力/推进效率的影响结果  
( $\alpha=0.0685$ ,  $V_0=1800$  m/s)

Fig. 5 Influence of variation of mass flow rate ratio and velocity ratio on thermodynamic/propulsive efficiencies of RBCC  
( $\alpha=0.0685$ ,  $V_0=1800$  m/s)

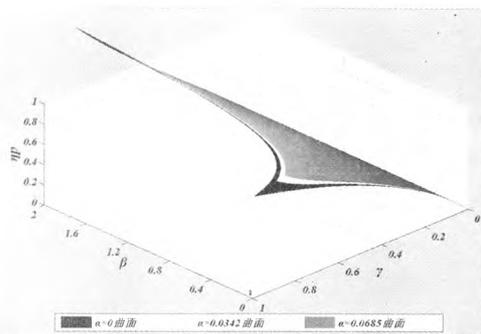


图6 油气比变化对RBCC推进效率的影响结果  
Fig. 6 Influence of variation of fuel/air ratio on propulsive efficiencies of RBCC

### 3 结论

对RBCC发动机热力/推进效率及其影响因素进行计算、梳理,研究了流量比、速度比及油气比等参数对发动机热力/推进效率的影响规律,开展了特定条件下热力/推进效率的计算,获得结论如下:

1) 当燃油和火箭发动机推进剂种类、质量流量及飞行速度一定时,产生推力的RBCC发动机排气速度变化范围有限,且该范围可通过计算进行明确。

2) 在其他变量为定值的条件下,推进效率分别随油气比、流量比、速度比的增加呈单调增加的趋势。

3) 当其他变量为定值的条件下,随着速度比减小,热效率、总效率增大,也即发动机排气速度越大,其热效率、总效率越高。

#### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] 张蒙正,李斌,王君,等.关于RBCC动力系统的思考[J]. 火箭推进,2013,39(1): 1-7.  
ZHANG Mengzheng, LI Bin, WANG Jun, et al. Thinking about RBCC propulsion system [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(1): 1-7.
- [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] 王丰.热力学循环优化分析[M].北京:国防工业出版社,2014.
- [5] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2006.
- [6] 徐旭,陈兵,徐大军.冲压发动机原理及技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2014.
- [7] BOSSARD J A. Propulsion efficiency considerations for combined cycle propulsion systems: AIAA 2015-3943[R]. USA: AIAA, 2015.
- [8] 张蒙正,张玫,严俊峰,等. RBCC动力系统工作模态问题[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.
- [9] 刘洋,何国强,刘佩进,等.一次火箭流量对RBCC性能影响的数值和实验研究[J]. 固体火箭技术,2008,31(5): 439-444.
- [10] 王国辉,何国强,蔡体敏.一次火箭参数对RBCC引射模态性能的影响[J]. 推进技术,2003,24(3): 204-207.

(编辑:马杰)