

基于分层燃烧的 RBCC 发动机热力循环浅析

严俊峰, 张蒙正, 路媛媛
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对分层燃烧循环 RBCC 发动机, 建立了热力学理论模型, 引入压缩效率、加热比和增压比, 对 RBCC 发动机的热力循环过程进行分析, 推导了发动机热效率计算公式, 探讨了热效率随不同参数的变化及其与各参数之间的关系。分析表明, 压缩效率、加热比及喷管压比越高, 热效率越大; 存在最优增压比, 可使热效率达到最高值。

关键词: 分层燃烧; RBCC 发动机; 热力循环; 热力学分析

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 04-0029-05

Brief analysis on thermodynamic cycle of RBCC engine based on stratified combustion

YAN Junfeng, ZHANG Mengzheng, LU Yuanyuan
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A theoretical thermodynamic cycle model was set up for RBCC engine with stratified combustion(SC) cycle. The thermodynamic cycle process of RBCC engine is analyzed by importing the parameters of compression efficiency, pressure ratio and heating ratio. A computational formula of the engine's thermal efficiency was derived. The variation of thermal efficiency with different parameters and relationship between the parameters are deduced. The analysis results show that the higher the compression efficiency, heating ratio and nozzle pressure ratio are, the higher the thermal efficiency becomes; the pressure ratio can make the thermal efficiency reach the maximum value.

Keywords: stratified combustion; RBCC engine; thermodynamic cycle; thermodynamic analysis

0 引言

火箭基组合循环发动机 (RBCC) 将火箭发动机与吸气式发动机有机组合在一起, 可以实现航天推进高效性与经济性, 也可发展成为可重复使用运载器的动力装置及先进高超声速导弹的推

进系统。为此, 需对不同方案的 RBCC 动力系统进行分析, 从而获得较高的综合性能。

火箭外置式 RBCC 发动机具有高速飞行条件下流动阻力小、热防护难度低等特点, 已得到各国学者的广泛研究。然而为了实现火箭燃气与冲压燃气的高效混合, 进而获得高性能, 需要很

收稿日期: 2014-12-01; 修回日期: 2015-09-13

作者简介: 严俊峰 (1980—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为组合推进设计

长的掺混距离。为了有效缩短燃烧室长度，可采用火箭燃气与冲压空气独立流动的分层燃烧模式。目前，针对 RBCC 发动机的热力循环缺乏研究，基于此，本文主要对基于分层燃烧的 RBCC 发动机热力循环进行研究，并分析各参数对循环热效率的影响，为分层燃烧 RBCC 发动机的参数选取、方案设计等奠定一定基础。

1 分层燃烧 RBCC 发动机热力学分析

1.1 分层燃烧 RBCC 发动机的热力学模型

在分层燃烧模式的 RBCC 发动机中，由于火箭外置式突扩燃烧室对发动机性能有着决定性的影响，因此本文建立的基于分层燃烧的 RBCC 发动机热力学模型假设如下：

- 1) 工质为理想气体；
- 2) 冲压燃气与火箭燃气的工作过程相互独立；
- 3) 火箭推力室及其燃气在冲压流道内的二次膨胀为等熵流动过程；
- 4) 冲压流道内喷入的燃料质量忽略不计；
- 5) 冲压燃气在燃烧室内的突扩及在喷管内的膨胀为等熵流动过程；
- 6) 一级燃烧室及（二级）燃烧室的燃烧过程为定压加热过程；
- 7) 发动机排出废气到吸入空气的过程为定压放热过程；
- 8) 喷管处于完全膨胀状态；
- 9) 进气道压缩过程为绝热不可逆过程。

基于上述假设，依据热力学第一定律，以热效率为指标对基于分层燃烧的 RBCC 发动机循环特性进行研究。

1.2 分层燃烧 RBCC 发动机的热力学循环

分层燃烧模式下，火箭燃气的工作过程与典型火箭发动机的工作过程一致，其理想循环热效率只与火箭燃气比热比及火箭喷管膨胀比（推力室室压与环境压力的比值）相关；冲压流道内燃气（空气）的循环过程与布雷顿循环类同，对应的热力循环温熵图如图 1 及表 1 所示，其中， x 表示通过 2a 等熵线与通过 1 等压线的交点。

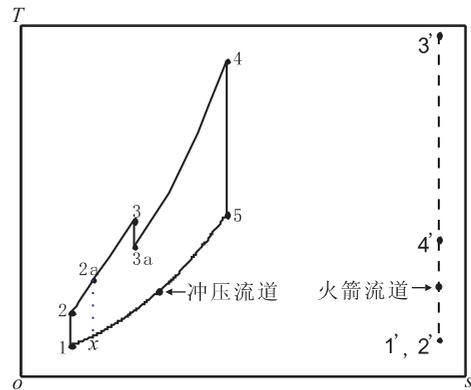


图 1 分层燃烧 RBCC 发动机的 $T-s$ 图

Fig. 1 $T-s$ diagram of the SC-based RBCC engine

表 1 分层燃烧 RBCC 发动机热力循环过程

Tab. 1 Thermodynamic cycle processes of the SC-based RBCC engine

冲压燃气流道		火箭燃气流道	
描述	过程名称	描述	过程名称
1-2a	进气道压缩过程	1'-2'	推进剂等容压缩过程
2a-3	一级燃烧室等压燃烧过程		
3-3a	突扩台阶处燃气等熵膨胀过程	2'-3'	燃气在推力室内等压加热过程
3a-4	二级燃烧室等压燃烧过程		
4-5	喷管内燃气的等熵膨胀过程	3'-4'	喷管内燃气的等熵膨胀过程
5-1	燃气等压放热过程	4'-1'	燃气等压放热过程

分层燃烧模式下，冲压流道的热力循环具有代表性，以下重点对其循环过程进行分析，以寻求提高 RBCC 动力实际循环热效率（以下简称热效率）的途径。

1.3 分层燃烧 RBCC 发动机的热力学分析

定义参数：（进气道）增压比 $\frac{P_{2a}}{P_1} = \pi$ ，喷管

膨胀比 $\frac{P_4}{P_5} = \pi_1$ ，（燃烧室总）加热比 $\frac{T_4}{T_1} = \tau$ ，一级

(燃烧室) 加热比 $\frac{T_3}{T_1} = \tau_1$, 进气道静温比 $\frac{T_{2a}}{T_1} = \psi$ 。

此外, 高超声速条件下, 受激波和壁面摩擦等影响, 进气道压缩过程熵增较大, 为了分析进气道完善程度对热效率的影响, 引入绝热压缩效率 η_i , 其定义为

$$\eta_i = \frac{h_{2a} - h_x}{h_{2a} - h_1} = \frac{c_p (T_{2a} - T_x)}{c_p (T_{2a} - T_1)} = \frac{\psi - \frac{T_x}{T_1}}{\psi - 1} \quad (1)$$

$x-2a$ 过程为等熵过程, 根据吉布斯方程 $Tds = dh - vdp$ 可得

$$\pi = \frac{p_{2a}}{p_x} = \left(\frac{T_{2a}}{T_x} \right)^{\frac{c_p}{R}} = \left(\psi \frac{T_1}{T_x} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

将式 (1) 代入式 (2), 并变换可得

$$\psi = \frac{\eta_i \pi^{\frac{k-1}{k}}}{1 + (\eta_i - 1) \pi^{\frac{k-1}{k}}} = \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}}}{\pi^{\frac{k-1}{k}} - \frac{1 - \eta_i}{\eta_i}} \quad (3)$$

因 $2a-3$, $3a-4$, $5-1$ 均为等压过程, $3-3a$, $4-5$ 都是等熵过程, 故有

$$q_1 = h_3 - h_{2a} = c_p (T_3 - T_{2a}) \quad (4)$$

$$q_2 = h_4 - h_{3a} = c_p (T_4 - T_{3a}) \quad (5)$$

$$q_3 = h_5 - h_1 = c_p (T_5 - T_1) \quad (6)$$

$$\frac{T_{3a}}{T_3} = \left(\frac{p_{3a}}{p_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{\pi_1}{\pi} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (7)$$

$$\frac{T_5}{T_4} = \left(\frac{p_4}{p_5} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \pi_1^{\frac{k-1}{k}} \quad (8)$$

将式 (4) ~ (6) 代入循环热效率 η_i 公式, 并结合式 (7) 及式 (8) 可得

$$\eta_i = \frac{q_1 + q_2 - q_3}{q_1 + q_2} = 1 - \frac{\tau \pi_1^{\frac{1-k}{k}} - 1}{\tau + \left[1 - \left(\frac{\pi_1}{\pi} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \tau_1 - \psi} \quad (9)$$

2 分层燃烧 RBCC 发动机热效率影响因素分析

热力循环的热效率是热力学循环最核心的研究内容, 整个循环中的各个参数对热效率都有不

同程度的影响。以下主要分析进气道压缩效率、加热比、增压比等对热效率的影响。

2.1 热效率与进气道压缩效率的关系

由式 (3) 及式 (9) 可以看出, 进气道的压缩效率越低, 进气道静温比越大, 热效率就越低; 存在最小的进气道压缩效率, 对应的冲压流道热效率等于 0, 一般而言, 进气道的最小压缩效率不低于 0.6。

2.2 热效率与加热比的关系

不同加热比下热效率的变化趋势如图 2 所示。可以看出, 随着加热比的增大, (当增压比一定时) 热效率快速增加, 然后缓慢上升。因此在发动机设计中应避免使加热比落入热效率“陡升区间”, 且出于热防护考虑, 应适当控制最高加热比。高超声速飞行条件下, 加热比约为 5~12。

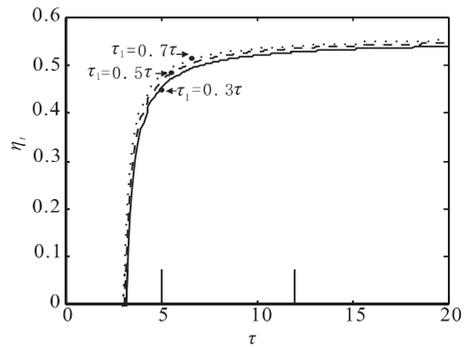


图 2 热效率与加热比的关系

Fig. 2 Relationship between thermal efficiency and heating ratio

一级燃烧室加热比与热效率的关系如图 3 所示。

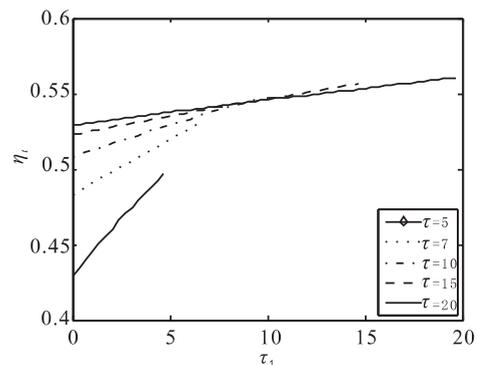


图 3 热效率与一级燃烧室加热比的关系

Fig. 3 Relationship between thermal efficiency and heating ratio of the primary combustion chamber

可以看出, (当增压比一定时)热效率随一级加热比的升高线性增大; 当加热比较低 (小于 10) 时, 一级加热比对热效率影响显著, 因此在燃烧组织中应注重提升一级燃烧室释热效率, 提高燃烧温度。此外还可看出, 一级加热比较小时, 加热比越大, 热效率越高, 一级加热比较大时, 加热比越大, 热效率越低, 因此应结合加热比、增压比及绝热效率等合理选择一级燃烧室加热比。

2.3 热效率与增压比的关系

喷管膨胀比与热效率的关系如图 4 所示。可以看出, 随着喷管膨胀比的提高, (当加热比一定时) 热效率先快速增加, 然后缓慢上升; 此外, 增压比越小, 热效率陡升区间越窄。因此应结合不同的增压比, 合理提高二级燃烧室压力, 避免使喷管膨胀比落入热效率“陡升区间”, 以增强喷管做功能力、提高发动机热效率。

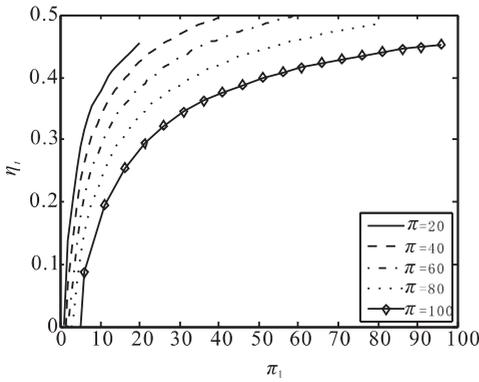


图 4 热效率与喷管膨胀比的关系

Fig. 4 Relationship between thermal efficiency and nozzle expansion

令 $F = \frac{\pi_1}{\pi}$, $c = \tau F^{\frac{1-k}{k}} [\tau + (1-F)^{\frac{1-k}{k}} \tau_1]$, $a = c(\eta_i - 1)^2 - \tau F^{\frac{1-k}{k}} \eta_i (\eta_i - 1) + \eta_i$, $b = 2 [c(\eta_i - 1) - \tau F^{\frac{1-k}{k}} \eta_i]$, 将热效率对增压比求偏导, 并令偏导数为零, 则可求出最高热效率对应的最优增压比 π_{opt}

$$\pi_{opt} = \left(\frac{-b - \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (10)$$

不同加热比下, 热效率与增压比的关系如图 5 所示。可以看出, 加热比越大, 最优增压比也

越大; 同一加热比下, 增压比较小时, 燃料释热对热效率的影响大于进气道总压损失的影响, 随着增压比的提高, 热效率快速增加, 增压比达到最优增压比时, 热效率达到最大值, 随着增压比的进一步提高, 进气道总压损失对热效率的影响大于燃料释热的影响, 致使热效率逐渐降低。

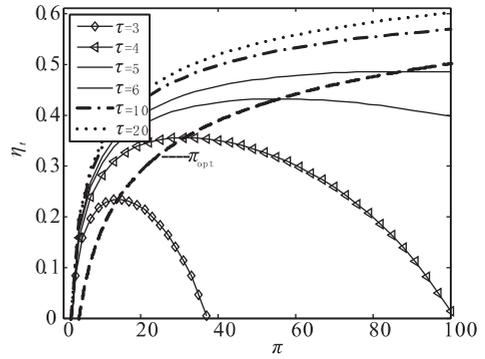


图 5 热效率与增压比的关系

Fig. 5 Relationship between thermal efficiency and pressure ratio

结合式 (10) 可得出最优增压比与加热比的关系, 如图 6 所示。可以看出, 进气道压缩效率稍微变化, 会引起最优增压比强烈变化。加热比 τ 为 5 时, η_i 由 0.8 变到 1, 则 π_{opt} 由 18 变到 481, 因此应结合进气道性能数据合理选择压缩效率。

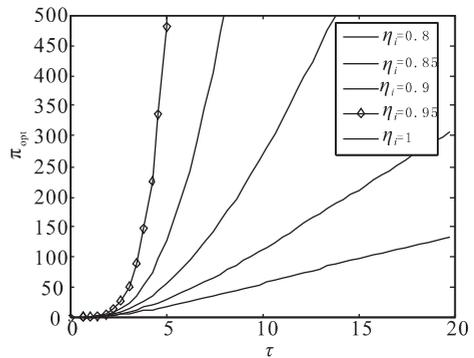


图 6 最优增压比与加热比的关系

Fig. 6 Relationship between optimal pressure ratio and heating ratio

3 结论

引入进气道压缩效率、增压比及加热比等,

在超声速飞行条件下对基于分层燃烧的 RBCC 发动机热力循环过程进行了初步分析, 推导出发动机的实际循环热效率, 分析表明:

1) 加热比较低时, 其对热效率的影响非常显著, 加热比较高时, 其对热效率的影响有限, 考虑到热防护要求, 合理的加热比约为 5~12。

2) 加热比小于 10 时, 一级加热比对热效率的影响显著, 此时应注重提高一级燃烧室释热效率。

3) 喷管膨胀比越大, 热效率就越高, 因此应合理提高二级燃烧室压力。

4) 存在最优增压比, 当增压比较小时, 燃料释热对热效率的影响较大, 热效率快速增加; 当增压比较大时, 总压损失对热效率的影响较大, 致使热效率逐渐降低。

5) 进气道压缩效率越高, 热效率就越高; 考虑到压缩效率对最优增压比的敏感性, 实际应用中应结合进气道性能进行合理选择。

参考文献:

[1] 张蒙正, 李平, 陈祖奎. 组合循环动力系统面临的挑战及前景[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 1-8.
ZHANG Mengzheng, LI Ping, CHEN Zukui. Challenge

and perspective of combined cycle propulsion[J]. Journal of rocket propulsion, 2009, 35(1):1~8.

[2] 黄伟, 罗世斌, 王振国. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(5): 6-10.

HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Performance analysis of RBCC engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(5): 6-10.

[3] 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 power system[J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(1): 1-7.

[4] TOMIOKA S, KATO K, TAN K. Performance of a rocket-ramjet combined-cycle engine model under ramjet-mode operations, AIAA 2012-3921[R]. Reston: AIAA, 2012.

[5] 刘国球, 任汉芬, 朱宁昌, 等. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.

[6] 朱明善, 刘颖, 林兆庄, 等. 工程热力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011.

[7] 胡建新, 张为华. 冲压推进技术[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2013.

[8] 石秀勇, 王禹, 倪计民, 等. 基于多孔介质燃烧的发动机理论热力循环分析 [J]. 同济大学学报, 2013, 41(4): 559-564.

(编辑: 陈红霞)