

# 膨胀循环发动机推力室传热优化

宣智超, 刘中祥, 齐 戎

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 针对膨胀循环发动机推力室身部燃气侧的内壁增强换热结构和冷却剂侧的冷却通道结构这两个影响推力室身部换热最关键的结构分别进行多种结构下的数值模拟对比。通过分析各结构的模拟结果, 得到了能够合理提高推力室身部换热能力的内壁加肋结构和圆柱段冷却通道深宽比的结构特征。

**关键词:** 膨胀循环发动机; 推力室; 换热增强结构; 传热优化

**中图分类号:** V434+.34    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1672-9374 (2012) 06-0008-08

## Heat transfer optimization of thrust chamber in expansion cycle engine

XUAN Zhi-chao, LIU Zhong-xiang, QI Rong

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To further enhance the heat transfer capacity while maintaining the pressure drop of the cooling channels and gas wall temperature in control is one of the key technologies in the design of advanced expander cycle engine. Numerical simulation of inner wall heat transfer enhancement structure at the hot-gas side of thrust chamber and the cooling channel structure at the coolant side was made in this paper. The two structures are the most important ones which affect on the thrust chamber heat transfer. By analyzing the numerical simulation results of each structure, the inner structure with ribs which can enhance the heat transfer capacity of the thrust chamber reasonably and the structure characteristics which can improve depth-to-width ratio of cooling channel at the cylindrical section were obtained.

**Keywords:** expansion cycle engine; thrust chamber; enhancement structure of heat transfer; heat transfer optimization

收稿日期: 2012-06-11; 修回日期: 2012-08-14

基金项目: 国家 863 项目(2009AA7020512)

作者简介: 宣智超 (1986—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机推力室设计











好平衡。7 号模型轴向肋结构特点是肋截面为梯形，肋高度略大于肋宽，肋间距约为一个肋宽。

3 圆柱段冷却通道深宽比优化

为得到膨胀循环发动机推力室身部较大的冷却剂温升，圆柱段的设计一般较长，由于圆柱段的冷却通道结构较容易控制，所以针对圆柱段冷却通道结构进行优化对于整体换热和流阻控制可以起到事半功倍的效果。

闭式膨胀循环发动机推力室身部冷却夹套中的冷却剂为全流量氢，所以在设计冷却通道结构的时候，应该在相同冷却剂流量的前提下来设计。而对于燃气发生器循环或补燃循环，冷却剂的流量是根据推力室身部冷却的需求来提供的。通过阅读文献发现，之前对冷却通道结构的研究基本上都是在给定通道宽度和高度参数之一，通过改变另一个参数来对比不同深宽比冷却通道之间的区别。这样对比势必会存在以下问题：

1) 若按照冷却剂总流量相同来对比，由于冷却剂侧的换热能力是由冷却剂流速与冷却通道截面结构共同作用的，不同深宽比结构之间的冷却剂流速与冷却通道截面结构都不同，而得到的结果好坏无法判断是由于冷却剂流速变化带来的，还是由于截面结构变化带来的，因此不是一种控制变量的研究方法。

2) 若保证冷却剂流速相同来对比，这时冷却剂的总流量势必会有较大的变化，这种方式适用于开式循环的冷却通道设计，但对于闭式膨胀循环却没有意义。

本文通过保持冷却剂周向总流量相同，同时保证周向总通道截面积相同为前提，保证入口流速相同，从而冷却通道的换热能力只与深宽比相关。不同深宽比模型具体通道结构见表 2。

计算模型仅截取推力室的圆柱段进行计算，圆柱段结束处的边界条件来自 1 号模型计算结果的相同位置。不同深宽比结果对比见表 3。

从计算结果可以明显看出小深宽比的冷却通道结构在冷却剂温升上降低了 5.4%，气壁温上升高了 5.6%，却换来了总压损失 60.32%下降。

这样的结果对以往趋向于使用大深宽比冷却通道的设计经验提出不同的思路。以前趋向于大深宽比结构的结论，来自于以降低内壁温度为目的的设计经验，不同于膨胀循环同时要求冷却剂流量，这样得出不同的优化方向也是有可能的，具体原因下面给出详细分析。

表 2 不同深宽比模型具体通道结构  
Tab. 2 Cooling channel models with different depth-to-width ratio

深宽比	周向槽数	槽宽/mm	肋高/mm	周向总通道截面积/mm <sup>2</sup>
8.44	450	1.07	9.00	4 320.64
6.25	400	1.31	8.22	4 320.62
4.86	360	1.57	7.64	4 320.59
3.77	320	1.89	7.13	4 320.66
3.31	300	2.09	6.91	4 320.63
2.21	240	2.85	6.31	4 320.43

表 3 不同深宽比结果对比  
Tab. 3 Contrast of structures with different depth-to-width ratio

深宽比	冷却剂温升/K	通道压降/MPa	内壁平均温度/K
8.44	123.79	1.09	643.1
相对深宽比 8.44/%			
6.25	99.5	80.7	100.9
4.86	98.7	67.9	101.7
3.77	98.3	56.9	103.3
3.31	97.0	51.4	103.4
2.21	94.6	39.4	105.6
3.31	97.0	51.4	103.4
2.21	94.6	39.4	105.6

图 11 为冷却通道某轴向位置的横截面温度云图，虽然当冷却通道数量较多时肋可以增加通道内的总换热面积，但从图中可以看出冷却通道中上部冷却剂温度较低，而冷却通道肋片中上部

的温度也基本在这个范围内, 如此小的温度差换热效果会很差。这时具有较大温度梯度的通道底部对于通道换热起主要作用, 而较少的通道数可以增加通道底部的面积 (模型间肋宽保持不变), 这部分换热量的增加很大程度上可以抵消因减少通道数量而减小换热面积对换热带来的不利因素, 从而造成了大深宽比与小深宽比在温升上相当的结果。

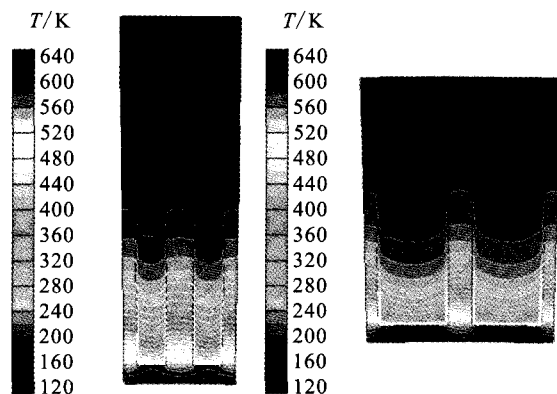


图 11 深宽比 8.44 与深宽比 2.21 模型在某相同轴向位置处冷却通道温度分布对比

Fig. 11 Contours of temperature distribution of models with depth-to-width ratio 8.44 and 2.21 in cooling channels at same axial position

对于压降小深宽比的当量直径较大, 较大的当量直径对于减小压降有直接好处。可以在相同压降的情况下提高流速来获得更高的温升。但对于小深宽比的通道结构有可能会由于通道过宽造成在强度上存在问题, 这时候就需要在满足强度的情况下尽量达到更小的深宽比。

同时这样的结果仅针对圆柱段优化, 对于收敛扩张段是否会有区别需要进一步研究。

## 4 结论

针对大推力膨胀循环发动机, 通过数值方法, 综合考虑了冷却剂温升、冷却通道压降、气壁温以及加工性, 得到了以下有利于推力室身部增强换热的优化方向:

1) 对于推力室身部内壁, 采用轴向肋是综

合性能最高的, 对于轴向肋的结构, 肋宽保持与冷却通道肋宽相近, 肋高略大于肋宽, 截面呈梯形, 肋间距在一个肋宽左右, 这样的结构能增加 17% 温升, 同时保持最高气壁温基本不变;

2) 对于推力室身部冷却通道, 在强度允许范围内尽量采用较小深宽比的冷却通道截面结构, 在压降不变的情况下可以大幅提高冷却剂的流速从而提高换热量。

## 参考文献:

- [1] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [2] 孙纪国. 膨胀循环发动机技术现状及其进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2001 (2): 51-57.
- [3] TOMSIK T, VERES J P. RL10A-3-3A rocket engine modeling project, NASA Technical Memorandum 107318 [R]. USA: NASA, 1997.
- [4] RACHUK V, TITKOV N. The first Russian LOX-LH2 expander cycle LRE: RD0146, AIAA 2006-4904 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] 栾叶君, 孙纪国, 田昌义, 等. 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 17-21.
- [6] 韩非, 刘宇. 膨胀循环推力室再生冷却换热的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(11): 1939-1946.
- [7] BETTI Ba, NASUTI F, MARTELLI E. Numerical simulation of hot-gas side heat transfer enhancement in thrust chambers by wall ribs, AIAA 2011-5622[R]. USA: AIAA, 2011.
- [8] 周伟. 膨胀循环推力室再生冷却三维 CFD 数值模拟研究[D]. 北京: 北京航天动力研究所, 2006.
- [9] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [10] 吴峰, 曾敏, 王秋旺, 等. 通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 114-118.
- [11] 陈建华, 杨宝庆, 周立新, 等. 人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J]. 火箭推进, 2004, 30 (4): 1-5.
- [12] 韩非, 刘宇. 冷却剂不同流动方式对膨胀循环推力室再生冷却换热的影响 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1116-1122.

(编辑: 张永秀)