

动叶顶部间隙结构对涡轮性能影响的数值分析

王晓锋, 李昌奂, 韩 飞, 陈本森
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 富氧燃气中工作的涡轮动叶顶部间隙较大, 导致泄漏损失很大。通过对四种不同动叶顶部结构的涡轮级进行流场数值模拟, 比较了其对涡轮性能、流场的影响。结果表明, 动叶顶部围带与壳体迷宫结构的泄漏量最小, 因而效率损失最小。

关键词: 液体火箭发动机; 涡轮; 顶部间隙

中图分类号: V434+.211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0024-05

Numerical analysis on influence of rotor tip clearance structure on turbine performance

WANG Xiao-feng, LI Chang-huan, HAN Fei, CHEN Ben-sen
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The large rotor tip clearance of the turbine operating in rich-oxygen gas leads to high leakage loss. In order to investigate the effect of rotor tip structure on turbine performance and flow field, numerical simulations of four rotor tip structures in turbine stage are conducted. The results show that the leakage through the tip clearance formed by tip shroud and labyrinth structure is minimal, so is the efficiency loss.

Keywords: liquid rocket engines; turbin; tip clearance

0 引言

我国某液体火箭发动机主涡轮具有以下设计特点: 1) 泵的流量大, 扬程高, 要求涡轮输出功率大; 2) 涡轮在富氧燃气中工作, 为保证安全, 涡轮入口温度不能太高, 因而单位工质的绝热功较小; 3) 涡轮位于涡轮泵主轴一端, 主轴的临界转速的要求限制了涡轮转子的最大质量,

涡轮只能设计为单级涡轮, 相比双级涡轮, 单级涡轮余速损失更大; 4) 涡轮入口压力大, 为控制轴向力, 涡轮反力度较小; 5) 涡轮在高压富氧环境中工作, 为防止动静组件发生碰磨引起着火、燃烧甚至爆炸, 要求动叶顶部间隙足够大。

上述特点使得涡轮动叶具有展弦比低、相对间隙大、动叶折转角大和相对厚度大等特征, 导致叶型损失、二次流损失、泄漏损失及余速损失较大, 因而涡轮效率较低^[1-3]。在采取必要的技术

收稿日期: 2012-11-06; 修回日期: 2012-12-28

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2008JY07)

作者简介: 王晓锋(1976—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

措施后, 涡轮效率才能满足系统要求^[4]。

为了进一步提高涡轮效率, 考虑对涡轮动叶顶部泄漏通道结构进行改进, 通过减小泄漏损失来提高涡轮效率, 决定采用流场数值模拟手段研究动叶顶部密封结构对涡轮性能的影响。

1 动叶顶部泄漏损失评估

通过壳体与动叶顶部之间的间隙会流走部分工质, 这部分工质没有对叶轮做功, 导致涡轮功率降低, 降低了涡轮效率。影响涡轮效率的是叶顶相对间隙, 即顶部间隙与叶高的比值。本涡轮最初设计时叶顶相对间隙为 0.044。经验公式可用于评估无围带全周进气涡轮泄漏损失对涡轮级轮周效率的影响^[5]。

$$\frac{\Delta\eta}{\eta_{(dr=0)}}=1.37(1+1.6\rho_r)\left(1+\frac{h}{D_{cp}}\right)\frac{dr}{h}$$
 (1)

式中: η 为轮周效率; dr 为顶叶间隙; h 为动叶高度; ρ_r 为反力度; D_{cp} 为动叶中径。

Helmerts 针对一无围带的直叶片进行试验研究^[6], 认为泄漏损失与相对间隙、叶顶直径与中径成正比, 提出总效率损失评估的经验公式。

$$\frac{\Delta\eta_t}{\eta_{t(dr=0)}}=0.93\frac{1}{\cos\alpha_2}\frac{dr}{h}\frac{D_t}{D_{cp}}$$
 (2)

式中: η_t 为总效率; α_2 为静叶出口角; D_t 为动叶顶部直径。

根据上述公式, 如不采取措施, 仅叶顶泄漏损失就将使涡轮轮周效率下降 8.74%, 总效率下降 12.87%。而在发动机研制过程中, 由于系统参数调整导致涡轮结构略有变化, 现方案中叶顶泄漏损失的影响增大, 涡轮轮周效率下降 9.07%, 总效率下降 13.35%, 如表 1 所示。因此, 需要调整结构尽量减小叶顶泄漏损失的影响。

表 1 涡轮效率损失评估

Tab. 1 Evaluation of turbine efficiency loss

方案	dr/h	D/D_{cp}	h/D_{cp}	ρ_r	α_2	$\Delta\eta/\eta_{(dr=0)}$	$\Delta\eta_t/\eta_{t(dr=0)}$
原方案	0.044	1.185	0.185	0.14	67.86	8.74%	12.87%
现方案	0.046	1.176	0.176			9.07%	13.35%

2 动叶顶部结构

四种不同的动叶顶部结构型式如图 1 所示。

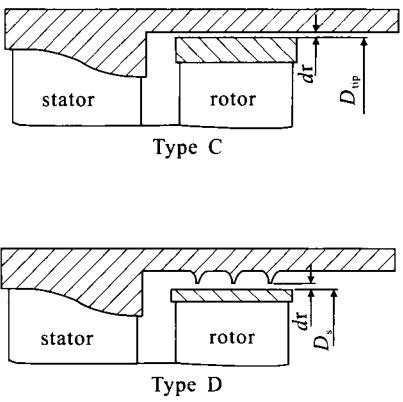
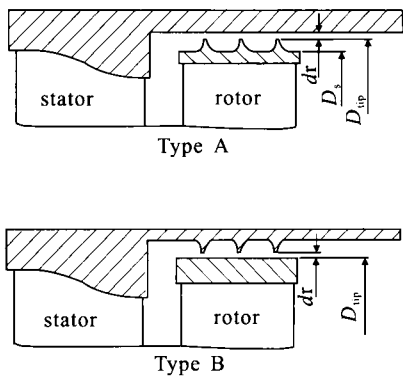


图 1 不同的动叶顶部结构型式
Fig. 1 Styles of different rotor tip structures

关键结构参数见表 2。其中第一种型式 Type A，动叶顶部带有迷宫围带的结构是目前所采用的。Type B，Type C 与 Type A 型式泄漏通道的

最小截面积相等，而 Type D 与 Type A 的叶片围带厚度相同，顶部间隙相同，相应的泄漏通道最小截面积小于 Type A。

表 2 不同的动叶顶部结构参数
Tab. 2 Parameters of different rotor tip structures

参数	Type A	Type B	Type C	Type D
dr/h	0.046	0.046	0.046	0.046
D_{ψ}/D_{φ}	1.24	1.24	1.24	-
D/D_{φ}	1.21	-	-	1.21

3 数值分析

3.1 数值分析方法

流场仿真计算采用 NUMECA Fine/Turbo 软件进行，湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型；转静子交界面采用全非匹配的混合平面方法，计算中采用强化隐式加速收敛技术。实际涡轮工质为高温富氧燃气，由于氧的含量非常高，计算时工质按纯氧气考虑。进口给定总温总压，出口给定平均静温，固体壁面假设绝热并设定相应的转速。

图 2 为计算网格为多块结构化网格，叶片与流道部分网格如图 3 所示。其中静叶通道展向网格节点 57，进口周向网格节点 65，出口周向网格节点 93；动叶通道展向网格节点 57，进口周向网格节点 45，出口周向网格节点 45；不同的动叶顶部结构其间隙处网格稍有差别，但均保证周向网格节点 45，最小截面处展向节点 33。网格节点总数见表 3。

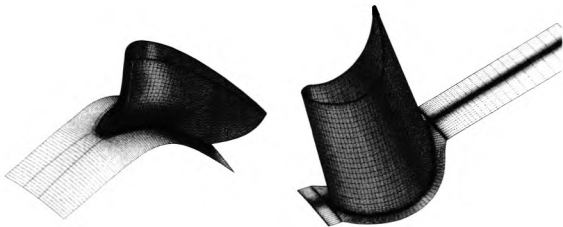


图 2 动静叶网格

Fig. 2 Grid distribution on moving and motionless blades

表 3 网格节点

Tab. 3 Distribution of grid nodes

	Type A	Type B	Type C	Type D
静叶通道	543 153	543 153	543 153	543 153
动叶通道	512 031	512 031	512 031	512 031
顶部间隙	522 720	595 485	400 950	595 485

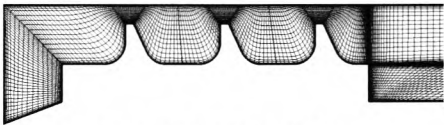


图 3 动叶顶部间隙网格

Fig. 3 Grid distribution in moving rotor tip clearance region

3.2 结果分析

第一种结构型式下，涡轮级效率曲线与试验数据的对比见图 4，可见二者吻合程度很好，这也说明上述求解方法与网格设置可以满足后续计算分析的需要。

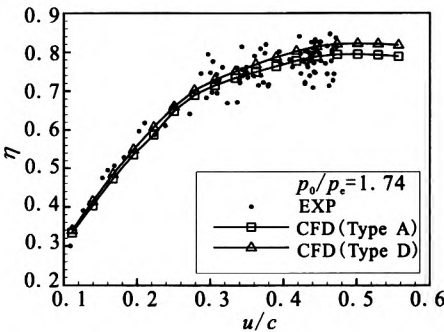


图 4 涡轮吹风试验结果与计算结果比较

Fig. 4 Comparison between experiment and calculation results

表 4 为计算得到的不同动叶顶部结构下涡轮性能。可看出, 在泄漏通道面积相同的前提下, 动叶顶部围带壳体迷宫结构 (Type B) 效率损失最小, 相对泄漏流量约为 Type A 的 80%; 动叶顶部仅有围带的结构 (Type C) 效率损失最大, 甚至绝热效率损失超过经验公式估算, 相对泄漏

流量较 Type A 增大 5.87%。而 Type D 相对 Type A 泄漏通道面积减小不到 3%, 而相对泄漏流量却减小了接近 30%, 因而其效率最高。图 4 中对 Type A, Type D 两种结构型式下涡轮级效率进行了比较, 在全部工况下后者效率更高, 设计工况下效率提高了 2.69 个百分点。

表 4 不同动叶顶部结构的涡轮性能

Tab. 4 Performance of turbine with different rotor tips

顶部型式	无间隙	Type A	Type B	Type C	Type D
$\eta_a(\%)$	91.78	84.51	84.40	84.16	85.12
$\eta(\%)$	87.06	79.40	81.64	78.81	82.09
$\Delta\eta/\eta_{a(d=0)}(\%)$	0	7.92	6.94	8.30	6.17
$\Delta\eta/\eta_{(d=0)}(\%)$	0	8.80	6.23	9.47	5.71
泄漏通道相对面积	0	1	1	1	0.973 4
相对泄漏流量	0	1	0.803 8	1.058 7	0.728 1

图 5 为泄漏通道周向平均的相对速度流线图, 可见, 不同结构型式流场最明显的区别是, 迷宫齿位于壳体时使顶部泄漏的燃气通过第一密封齿时需要再次折转, 因此在第一齿的齿顶处形成漩涡导致有效的流通面积发生变化。Type A, B, D 有效流通面积依次减小, 与涡轮效率的变化趋势一致。

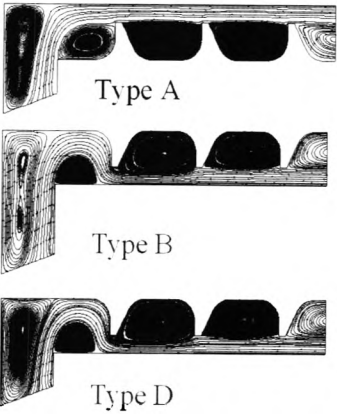


图 5 泄漏通道周向平均的相对速度流线
Fig. 5 Average relative velocity vector line
in clearance space

图 6 和图 7 为泄漏通道周向以及通道中间位置平均静压分布情况。

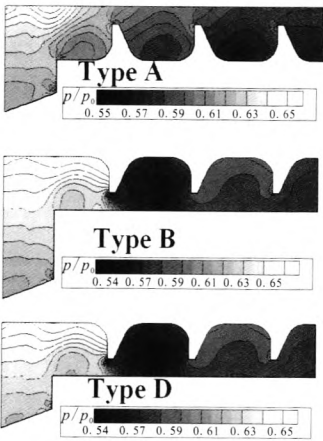


图 6 泄漏通道周向平均静压分布
Fig. 6 Average static pressure distribution in clearance space

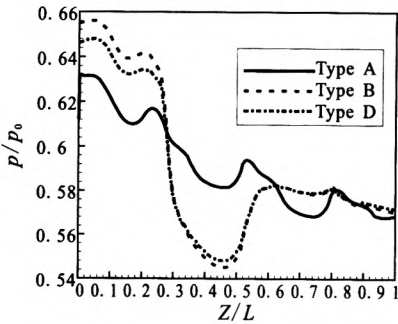


图 7 泄漏通道中间位置周向平均静压分布
Fig. 7 Average static pressure distribution at center
position in clearance space

从图6和图7可见, Type A 结构中燃气通过密封齿后, 静压逐渐下降, 下降幅度稍有减小; 而 Type B, D 结构中燃气流过第一齿后, 静压急剧下降, 随后在第二齿腔得到恢复, 流经第三齿后再稍有下降。这说明, Type A 结构每个齿的节流能力相差不大, 而 Type B, D 结构第一齿的节流能力最大, 综合结果导致泄漏通道的流阻系数较大, 因此泄漏流量减小。

4 结论

动叶顶部相对间隙对涡轮效率的影响很大, 采取措施在动叶顶部形成迷宫密封能够有效减小泄漏量, 提高涡轮效率。

动叶顶部结构型式不同对涡轮流场及性能有一定影响。在泄漏通道面积相同并保证围带厚度的前提下, 动叶顶部围带壳体迷宫结构泄漏损失最小, 原因是该结构使燃气在通过第一个迷宫齿前再次折转, 形成的漩涡使有效流通面积减小、流阻增大。

参考文献:

- [1] 张国舟, 俞南嘉, 魏沫. 液体火箭发动机反力式涡轮动叶进口攻角的研究[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 383-386.
- [2] 庄毓南, 张国舟, 刘中祥, 等. 液体火箭发动机高效率反力式涡轮的设计[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(6): 696-699.
- [3] 祖国君, 张远君. 影响液体火箭发动机涡轮效率的某些因素分析[J]. 推进技术, 1992 (6): 38-43.
- [4] 李斌, 王晓锋, 陈本森, 等. 大叶顶间隙高效率火箭发动机涡轮设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 695-698.
- [5] ОВСЯННИКОВ Б В, БОРОВСКИЙ Б И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей[M]. МОСКВА, МАШИНОСТРОЕНИЕ: [s.n.], 1986.
- [6] HELMERS L, KLINGMANN J. Unshrouded rotor tip clearance effects in expander cycle turbines [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2002: 111-121.

(编辑: 张永秀)

(上接第23页)

- [4] JONES W P, WHITE LAW J H. Modeling and measurements in turbulent combustion [C]// 20th Symposium(Intl) on Combustion. [S.l.]: Elsevier Inc., 1985, 20(1): 233-249.
- [5] 徐旭常, 周力行. 燃烧技术手册[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [6] KALOGIROU I D, BAKROZIS A G. Turbulent mixing process in a swirling -multiple jet confined crossflow configuration[R/OL]. [1999-09-10]. [http:// www.oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord](http://www.oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord).
- [7] 郭尚群, 赵坚行. RNG $k-\varepsilon$ 模型数值模拟油雾燃烧流场[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 807-812.
- [8] 陈庆光, 徐忠, 张永建. RNG $k-\varepsilon$ 模式在工程紊流数值计算中的应用[J]. 力学季刊, 2003, 24(1): 88-95.
- [9] 胡好生, 蔡文祥, 赵坚行. 燃烧室冷态流场的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 704-708.
- [10] ADEL M, MICHAEL B. A new air blast nozzle for advanced gas turbine gas turbine combustors, ASME 2000-GT-0117[R]. [S.l.]: ASME, 2000.
- [11] KESSLER B N, THEISEN P. Flow field mixing characteristics of an aero-engine combustor, Part II: Numerical simulations, AIAA 2002-3708 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [12] 岑可法, 姚强. 高等燃烧学[M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2002.

(编辑: 张永秀)