

某型超音速冲击式氧涡轮叶型气动优化

李旭升, 郑继坤, 吴玉珍

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 使用 NUMECA 软件对某型超音速两级冲击式涡轮进行了全三维定常湍流流场计算, 分析了计算结果。以此为基础, 通过修改叶型得到性能较高的涡轮叶型设计, 并对比了优化前后涡轮内部流场。以三维计算结果为基础, 分析涡轮内部流动损失, 在保证氧涡轮原有机械结构不做大的改变、输入条件不变的情况下, 对涡轮叶型进行优化研究。以叶型参数为变量, 以总静效率 (在总效率的基础上考虑余速损失而得) 为目标函数, 通过反复修改各个叶型参数, 然后对每次修改过的叶片进行三维计算, 通过比较涡轮总静效率大小判断叶型优劣。通过优化, 获得了效率更高、做功能力更强的涡轮叶型。研究成果对工程研制有一定的指导意义, 总结的涡轮气动设计及优化方法, 对涡轮的设计具有借鉴作用。

关键词: 冲击式涡轮; 超音速叶型; 气动优化

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0044-06

Aerodynamic optimization for blade profile of a supersonic impulse oxygen turbine

LI Xu-sheng, ZHENG Ji-kun, WU Yu-zhen

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Three-dimensional steady turbulent flow field inside a supersonic oxygen turbine was calculated with NUMECA software, and the calculated results were analyzed. On basis of the calculation and analysis, a high-performance turbine blade profile was got by modifying the shape of the blade. The internal flow fields before and after modification were compared. On basis of the three-dimension numerically simulation, the various flow losses inside the oxygen turbine were analyzed. Under the condition of keeping the initial mechanical construction of the oxygen turbine and requirements from engine design, the initial blades profile of turbine was optimized. Taking the blade parameters as variables and total-static efficiency as optimization objective, the parameters of blade profile were repeatedly changed, the 3-D calculation was performed after each change, the total-static efficiencies of the turbine were compared for judging whether the blade profile is good or not. By optimization, a new turbine blade profile with higher efficiency and power was achieved. The

收稿日期: 2014-02-11; 修回日期: 2014-03-28

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2011JY06)

作者简介: 李旭升 (1986—), 男, 研究生, 研究领域为涡轮泵设计

results have contribution to engineering research. The methods of the aerodynamic design and optimization are summarized.

Keywords: impulse turbine; supersonic blade profile; aerodynamics optimization

0 引言

冲击式涡轮作为液体火箭发动机最常用的装置之一, 其效率直接影响整个发动机的性能。因此对涡轮叶型进行优化、提高涡轮效率对于实际工程有很大的必要性。通过三维计算、优化得到性能更好的涡轮, 可以节约研制时间和成本。本文选用 NUMECA 软件对某超音速液体火箭发动机氧涡轮内部流场简化建模并进行了全三维定常湍流计算, 对其流场特性进行分析, 以分析结果为基础, 结合理论知识, 在不改变原涡轮整体机械结构特性的前提下通过修改叶型达到提高涡轮效率的目的。

1 计算模型与方法

图 1 给出了最终数学模型的三维结构图, 叶片均采用沿径向截面不变的直叶片。在物理建模时进行了几处简化: 1) 不同叶片排之间的叶顶间与叶根间连线采用直接相连的方式, 忽略了一些复杂的几何结构; 2) 涡轮进出口段直线延长以保证计算快速稳定且可以保证计算精度; 3) 考虑到软件优化模块功能及计算时间限制忽略密封结构。

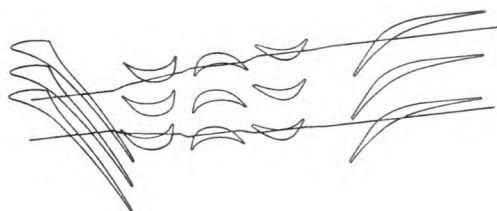


图 1 原氧涡轮几何建模示意图

Fig. 1 Schematic for geometric modeling of initial turbine

计算边界条件为: 进口总压 6.2 MPa, 总温 857 K, 出口静压 456 000 Pa, 动叶转速 18 000 rpm。

工质为理想混合燃气。各列叶片网格数分别约为 29 万、36 万、20 万、20 万、35 万。湍流模型采用 S-A 模型^[1-2], 转静子交界面数据传递采用守恒量切向不变方法^[3]。

2 原涡轮数值模拟结果及优化方法

本文通过对原涡轮进行三维数值计算, 得到涡轮内部流动细节, 尤其是得到损失分布情况。由于该涡轮为超声速级涡轮, 损失主要表现在激波损失、激波与附面层干扰损失、两涡损失^[4-6]、尾迹损失等。静叶 II 对涡轮性能影响不大, 略去对它的分析。

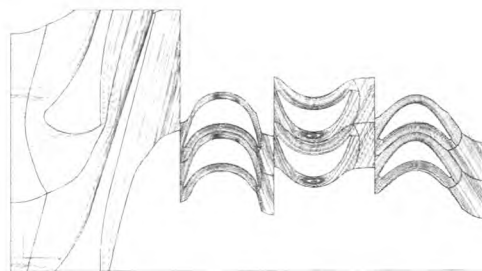


图 2 原涡轮中径处 B2B 截面相对速度流线分布

Fig. 2 Stream lines of relative velocity on B2B cross-section at middle diameter of initial turbine

图 2 给出原涡轮中径处 B2B 截面相对速度流线图。由图知喷嘴喉部处速度梯度大, 动量掺混导致损失较大; 动叶 I、静叶 I, 叶背分离损失较大; 动叶 II 出口段叶背附面层损失较大。这些损失导致了动叶做功能力的下降, 因此对叶型修改的原则就是消除这些明显的损失。

氧涡轮优化的技术方案如下:

优化对象: 选取氧涡轮作为优化对象。

优化目标: 选择氧涡轮的总静效率为目标函数, 以提高总静效率为优化目标。

优化参数: 涡轮的设计参数很多, 如涡轮中径、涡轮形式 (轴流式或离心式) 等, 从本文的

角度出发,仅考虑优化涡轮的叶型参数,如叶片角、叶宽、叶高、叶片型线形状等。

约束条件:由于是型号产品的设计优化,其约束条件包括涡轮泵的总体结构约束、涡轮进口物性条件约束、出口物性条件约束等。

氧涡轮优化的具体做法如下:

本文以原氧涡轮三维数值模拟结果分析为基础,通过只修改叶型参数而保持其它计算操作不变,即采用和原涡轮计算相同的计算条件、边界条件等,得到较高效率的叶型,最终完成优化。本文的优化并不是严格意义上的数学优化,即不能通过确定的函数关系来连接优化目标与优化变量,而是以涡轮总静效率为目标函数,以各个叶型参数为变量,基于对涡轮流动特性与叶型关系的理解,结合理论知识,通过手工修改叶型参数,然后对修改后的涡轮进行全三维数值计算,以得到总静效率来判断该叶型是否为好的结果。目前 NUMECA 只支持单列叶片优化,故采用逐级优化方法,即先对喷嘴叶型进行优化,得到较好结果之后,对第一级动叶进行优化,依次类推。对喷嘴优化时只对单列叶片计算,对第一级动叶优化时只对前两列叶片计算等等。

每次计算都涉及几何建模、网格生成、数值计算、后处理4个主要步骤。本文使用 NUMECA 软件的 DESIGN3D 模块,将上述4个步骤集合到一个操作界面上,可以节约大量手动操作时间。

3 优化前后全三维计算结果分析对比

图3给出了前4列叶片优化前后二维型面的对比。

喷嘴叶片数由21减为19,叶片安装角由原来的 68.86° 增加到 71° 。进口处以及吸力面喉部之后叶型曲率变化相对缓和。喷嘴的这种曲线曲率的渐变改动是通过参数化建模模块 Autoblade 自动生成的,通过选择用 Bezier 曲线拟合原涡轮喷嘴叶型,Bezier 曲线满足光滑曲线的要求,对于直线转折角之类的地方就会进行一个参数化的光滑作用。

动叶 I 叶型厚度增大,几何出口角增大。动叶 I 压力面型线在喉部下移同时吸力型线在喉部

上移,这样减小了通流面积增强了对流动的约束。吸力面型线后半段整体下移并且加大了出口端直线段的长度以减弱超音速流动的速度变化,对应压力面型线后半段下移以保证对流动的约束。动叶 I 叶片弦长有所减小。

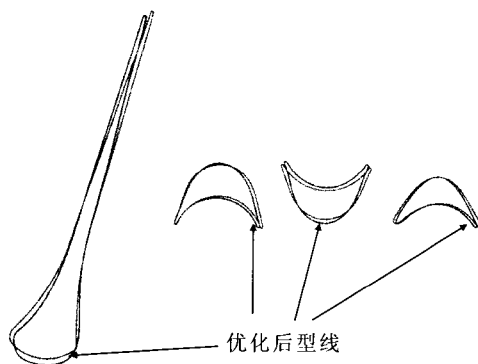


图3 优化前后前4列叶片中径处二维截面叶型对比
Fig. 3 Comparison among blade profiles of 2-D cross-section at middle diameter of four-row blades before and after optimization

静叶 I 进出口几何角都增大且幅度相等,这有利于提高后面级动叶的做功能力。吸力面和压力面型线变化很规范,在不改变进、出口通流面积的同时减小了喉部的通流面积。分析进口段几何特点可以发现:改进后气流角增大,流向压力面的动量分量更大,有利于推迟由压力面向吸力面的二次潜流。同样,静叶 I 弦长减小。

对应于静叶 I 出口几何角增大,动叶 II 进出口角均增大以有效利用燃气动能做功,厚度不变,弦长减小。

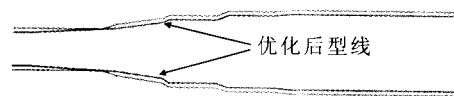


图4 优化前后上下壁面子午型线对比
Fig. 4 Comparison between meridians of upper and lower surfaces before and after optimization

上述二维型面的改变均以消除叶背回流,减小激波附面层损失为目的。三维流动另外两个很重要的边界为上下壁面,因此对上下壁面子午线

作如下改动 (见图 4): 喷嘴子午线由原来的平行线变成渐扩线, 考虑到喷嘴叶片型面膨胀负荷较大, 通过子午线扩张可减小叶片型面膨胀的负荷, 从而改善型面流动。后面各列叶排上下壁面型线均作等距离减小, 动叶 I 子午扩张度有所减小。

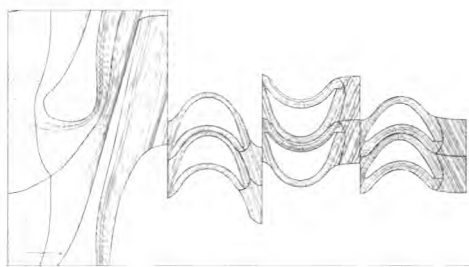


图 5 优化后涡轮中径处 B2B 截面流线图

Fig. 5 Flow pattern of relative velocity on B2B cross-section at middle diameter of turbine before and after optimization

图 5 给出优化后涡轮中径 B2B 截面部分流线分布图。与原喷嘴对比, 优化后喷嘴 B2B 截面的流线喉部前后吸力面流线与叶型吻合较好。前缘处曲线形状不光滑, 但由于进口流速很小, 对内部流动不会有很大影响。不足之处在于叶型线不是简单曲线 (直线、圆弧、椭圆弧), 对生产工艺要求较高。

喷嘴喉部吸力面曲线的改动使马赫数变化变得较为平缓, 这表示膨胀波数目增多, 膨胀波强度变小, 那么与其相关的损失就会减小。这一点可以从吸力面超音速区叶型附面层厚度减小得到证明: 原叶型吸力面喉部后膨胀波强度大导致膨胀波与附面层干扰进而使该处附面层较厚。喷嘴安装角增大了约 2.2° , 使得喉部位置后移进而增大了出口气流自由膨胀的空间, 有利于喷嘴出口速度混合均匀。尾迹流马赫数明显增大, 尾缘燕尾激波系强度减小, 所以尾迹损失也减小。

喷嘴总压恢复系数为 0.815, 相比原涡轮增加了 6.5 个百分点。原涡轮喷嘴出口绝对马赫数为 1.990 4, 改型后值为 2.044 7, 出口马赫数增大了 2.9%, 完全满足膨胀加速要求, 增大了动叶 I 进口马赫数。

原动叶 I 叶背产生了较大的分离流动, 该流动的产生是由于叶型流道对流动工质约束不够造成的, 起始于叶片前缘的马蹄涡^[7-8]压力面分支在横向压力梯度下流向吸力面, 同时在吸力面由于逆压梯度较大产生分离。优化后动叶 I 通道中两个大回流区由两个较小的回流区替代, 小回流区的位置有所后移。前后两叶型通道的通流面积大小以及沿流动方向的变化趋势不同。原动叶 I 通流面积变化分为三段: 直线段、圆弧段、直线段, 在每段中通流面积基本不变, 圆弧段通流面积略大于直线段通流面积, 通道形式基本为扩张-收敛。而优化后动叶 I 通道形式为沿流向收敛-扩张形式且基本没有分段等面积通道。

对于超音速流动, 在收敛通道内作减速运动, 相反在扩张通道内作加速运动, 所以优化后动叶 I 中 B2B 截面流动为先减速后加速, 这样在进口处以及在叶背处流动以较低的速度转弯^[9], 这样在叶背转弯处速度较小、静压增大, 逆压梯度就较小, 从而减弱了分离流动。同时横向压力梯度增大, 抑制了分离涡半径增大, 从而减小了双涡损失。计算得原动叶 I 吸力面平均压力为 376 282 Pa, 压力面平均压力为 807 156 Pa; 优化后动叶 I 吸力面平均压力为 348 382 Pa, 压力面平均压力为 811 236 Pa, 该数据证明了横向压力梯度增大。同时图 6 给出动叶 I 通道内周向平均压力沿轴向分布, 由图知优化后动叶 I 内部逆压梯度有所减小。

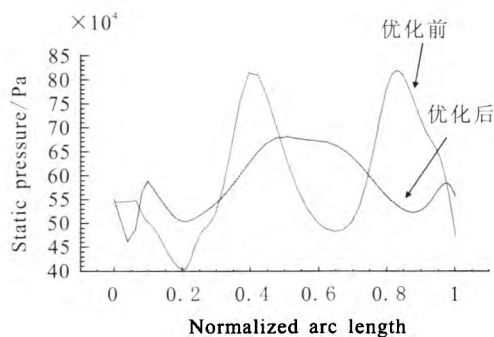


图 6 优化前后动叶 I 通道内周向平均压力沿轴向分布

Fig. 6 Comparison of circumferential average pressure along axial direction of rotor before and after optimization

为进一步了解通道涡的形式，可以采用三维流线观察。图 7 给出优化前后动叶 I 内部涡流线显示对比。由图可以看到吸力面径向流动受到了很大的抑制作用，通道径向涡的半径明显减小，叶根处起始涡向前移动，叶顶处起始涡向后移动，这与图 2 和图 5 中 B2B 截面流线相对应。这种流线的径向流动是由上下壁面的压力面到吸力面的潜流同时配合流体离心力造成的。以优化后动叶 I 涡的径向流动为例，由于离心力作用，叶根处的径向力沿径向范围更大。通道涡减弱使得动叶 I 流动损失减小，动叶 II 可利用的燃气能量就增大。

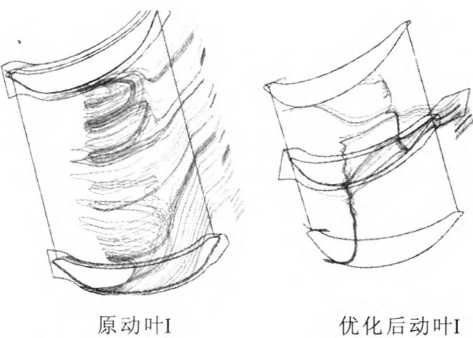


图 7 优化前后动叶 I 三维流线分布对比
Fig. 7 Comparison of 3D stream lines of rotor I before and after optimization

表 1 涡轮叶型优化前后各列叶片性能数据对比

Tab. 1 Comparison of performance data for turbine blades before and after optimization

参数	原涡轮叶片/优化后涡轮叶片			
	喷嘴	动叶 I	静叶 I	动叶 II
周向力矩/(N·m)	—	113 1/111 2	—	488/661
输出功率/kW	—	213 3/209 7	—	919/123 2
占总功百分比/%	—	69.9/63	—	30.1/37
总压恢复系数	0.75/0.815	0.241/0.287	0.714/0.718	0.69/0.57

表 2 涡轮叶型优化前后性能数据对比

Tab. 2 Comparison of performance data for turbine blade patterns before and after optimization

参数	优化前	优化后	增量/%
流量/(kg/s)	2.512	2.457	-2.1
总总效率	0.351 9	0.405	15.1
总静效率	0.341 7	0.381 5	11.4
功率/kW	3 052	3 332	9.2
轴向力/N	857.1	-605.1	-29.4 (绝对值)

静叶 I 和动叶 II 的内部流动与动叶 I 相似，这里不再给出详细说明。表 1 给出各列叶片的部分性能参数以说明优化后的效果。从表中可知，优化后涡轮减小了第一级的流动损失，增大了第二级的输出功。

表 2 给出优化前后涡轮性能数据对比。从表中可知优化后涡轮工质流量基本不变。总总效率提高约 5 个百分点，总静效率提高约 4 个百分点。优化后轴向力方向虽然改变但是大小有所减小，所以符合涡轮可靠性要求。

4 结论

涡轮叶型对涡轮内部流动的影响十分重要,通常很小的改动都会对涡轮性能产生较大影响。本文在不改动原涡轮整体结构、不增加生产成本的前提下,通过对喷嘴、动叶Ⅰ、静叶Ⅰ、动叶Ⅱ的二维叶型进行适当修改并对上下壁面进行改动,达到了减小涡轮第一级损失,提高第二级输出功率的优化目标,使涡轮整体性能得到了提高:总静效率由原来的0.341 7提高到0.381 5,提高了3.88个百分点,输出功率由3 052 kW提高到3 332 kW,折合同等流量提高了11.4%。在优化过程中得到以下结论:

1) 喷嘴的叶型型线在喉部尽量平缓过渡,以减少喉部过后激波损失。喷嘴子午上下壁面的扩张可以减小叶型的膨胀负荷。

2) 动叶Ⅰ的优化主要在于叶型型线的优化,叶型的适当加厚有利于改善燃气的流动,为适应内部超音速流动,通流面积沿流向改为收敛-扩张式,以调整逆压梯度和横向压力梯度的比例及大小,进而防止通道涡的过度发展甚至消除通道涡。

3) 静叶Ⅰ改型的原则有两个:一是不降低动叶Ⅰ的性能;二是减小自身损失提高动叶Ⅱ的输出功率。后者即要求减小静叶Ⅰ内部流动损失,又要求提高静叶Ⅰ出口流动速度或增大出口切向速度分量。因此通过增大静叶Ⅰ的进出口几何角,同时二维叶型通流面积沿流向改为收敛-

扩张式,这样即减小流动损失又能增大动叶Ⅱ进口气流角进而提高动叶Ⅱ输出功率。

4) 动叶Ⅱ进出口几何角增大,有利于利用燃气动能,提高输出功率。

参考文献:

- [1] 李斌. 先进涡轮气动设计规律的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学.
- [2] 宁方飞, 徐立平. Spalart-Allmaras 湍流模型在内流场数值模拟中的应用[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(3): 304-306.
- [3] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flow, AIAA, 92-0439 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [4] 祝昭. 转/静交界面处理方法研究及涡轮结构与气动分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [5] 卢芳云. 一维不定常流体动力学教程[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [6] LANGSTON L S. Cross flow in a turbine cascade passage [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102: 866-874.
- [7] GOLDSTEIN R J, SPORES R A. Turbulent transport on the end wall in the region between adjacent turbine blades [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1988 (10): 862-869.
- [8] 楚武利, 刘前智, 胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社.
- [9] 奥夫相尼科夫, 博罗夫斯基. 液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算[M]. 任汉芬, 夏德新, 译. 北京: 中国航天工业总公司第十一研究所(京), 1999.

(编辑: 王建喜)