

# 超音速复速级涡轮的气动设计改进

林奇燕, 金志磊, 王 磊  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 采用数值模拟方法对某液体火箭发动机超音速复速级涡轮进行了流场分析。根据分析结果对两列动叶的叶型进行了改进设计: 第一列动叶栅的改进采用自由旋流法, 通过等通道的叶栅流道设计, 减弱了激波对附面层的干扰, 有效抑制了流道内的流动分离; 第二列动叶栅的改进采用参数化叶片造型法, 型线用具有局部修改能力和保凸性较好的 Bezier 曲线表示, 通过减小入口攻角降低了分离损失。数值模拟结果表明, 改进后的复速级涡轮内部流动特性改善显著, 分离损失明显减小, 效率提高了 5% 以上。

**关键词:** 超音速涡轮; 复速级涡轮; 气动设计; 数值模拟

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 01-0065-06

## Aerodynamic redesign of supersonic Curtis-stage turbine

LIN Qi-yan, JIN Zhi-lei, WANG Lei  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** 3D flow field analysis of the supersonic Curtis-stage turbine in a liquid rocket engine was conducted by mean of numerical simulation. On the base of analysis result, the blade profile of two-row rotor was redesigned. The blade cascade of the first row rotor was redesigned with the method of free vortex flow, which weakened the interactive effect of shock wave on boundary layer and restrained the flow separation inside the cascade with the constant flow channel design. The parameterized blade shape construction method was adopted in the redesign of the second row rotor blade cascade, which was presented by Bezier curve. The separation loss was declined by reducing the intake incidence. The results of the numerical simulation indicate that the characteristic of internal flow in the redesigned Curtis-stage turbine is improved remarkably, the separation loss is reduced obviously and the turbine efficiency is increased by more than 5%.

**Keywords:** supersonic turbine; Curtis stage turbine; aerodynamic design; numerical simulation

收稿日期: 2013-07-13; 修回日期: 2013-09-10

作者简介: 林奇燕 (1982—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

## 0 引言

超音速复速级涡轮具有单级焓降大、速比小、比功高等特点,主要应用于液体火箭发动机、水力推进系统和飞机应急电力系统中。在这类涡轮中,燃气的加速膨胀几乎都集中在喷嘴叶栅环内,出口高速气流对旋转的叶片进行冲击,气流转折角大,且在流向上无降压膨胀的顺压梯度,容易在附面层产生气流分离,造成流动损失增大,加大了高效涡轮叶型的设计难度。另外,在超音速涡轮中还普遍存在激波和源于激波干扰的附面层分离现象,如何减小激波造成的损失也是提高超音速复速级涡轮气动效率的关键。

在某型液体火箭发动机研制中,由于超音速涡轮工作参数的变化(落压比约为 15,速比约为 0.16),带来了内部流动情况较差、气流分离严重、效率偏低等一系列问题。本文通过数值模拟,对该涡轮两列动叶栅进行了改进设计,降低了流动损失,提高了涡轮效率。

## 1 数值方法

涡轮改进前、后的内部流动数值模拟均采用相同的数值方法。计算区域包括喷嘴、第一列动叶(以下简称为 R1)、导叶、第二列动叶(以下简称为 R2)和出口导叶,计算网格由 NUMECA/AutoGrid 生成,采用 HOH 型网格,如图 1 所示,在叶栅近壁面区采用 O 型网格,前缘、尾缘及壁面附近进行了局部加密,涡轮进、出口段均采用 H 型拓扑结构。前两列叶栅近壁面网格厚度为 0.001 mm,保证了壁面上的  $y^+$  值在湍流模型要求的范围内,总网格数逾 200 万。

流场采用三维定常计算,Spalart-Allmaras 一方程模型湍流模型;空间离散采用 Jameson 中心差分的有限体积法;时间离散采用四阶显式 Runge-Kutta 的时间推进方法。计算中还采用了多重网格方法,结合局部时间步以及隐式残差光顺法加速收敛。

边界条件为进口给定总压、总温、气流角及湍流粘度,出口给定出口中部静压,在叶片内、

背弧和上下端壁给定无滑移条件,动静叶之间的参数传递采用混合平面法。

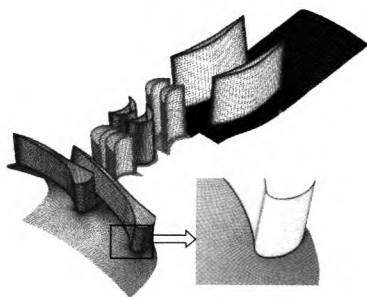


图 1 计算网格示意图

Fig. 1 Schematic diagram of calculation mesh

## 2 结果与分析

根据数值模拟结果得到的叶型表面压力分布曲线,通过手动方法反复调整了两列动叶叶型的内、背弧曲线分布,直至获得比较满意的叶型表面压力分布曲线。

R1 由于工作在超音速环境 ( $Ma_{w1} \approx 1.7$ ) 下,叶型的设计改进采用文献 [8] 推荐的自由旋流法,叶型线分别由圆弧、直线和过渡线组成,叶栅流道由扩张-收缩型改为等通道型。

R2 由于工作在亚音速环境下,上述方法不再适用,采用控制方便的 Bezier 曲线作为叶型线,在不改变前、后缘小圆半径和叶型宽度的前提下减小了叶型几何进气角,叶栅流道由收敛-扩张型改为扩张-收敛型。

### 2.1 静压分布对比

从表 1 的计算结果可以看出,改进后涡轮效率明显提高,由 0.51 提高到 0.562,提高了 5.2%,达到设计目标;同时由叶片部分产生的轴向力也由改进前 5 551 N 减小到 189 N,保持了复速级涡轮轴向力小的特点。

图 2 给出了改进前、后涡轮叶展中部叶片表面静压分布情况。R1 叶片表面静压分布曲线所包含的面积约为 R2 的 3 倍,也就是说涡轮功率主要由 R1 提供,叶片的负荷和相应的二次流损失将主要集中在 R1 内,因而 R1 内流动的好坏对整个复速级的气动性能具有很大影响。

表 1 总体性能结果

Tab. 1 Total aerodynamic performances before and after redesign

性能参数	改进前	改进后
气动轴向力/N	5 551	189
涡轮效率 *	0.510	0.562

\* 涡轮效率定义为涡轮功与等熵膨胀功之比, 等熵膨胀功计算中的涡轮出口压力取为出口导叶出口处静压

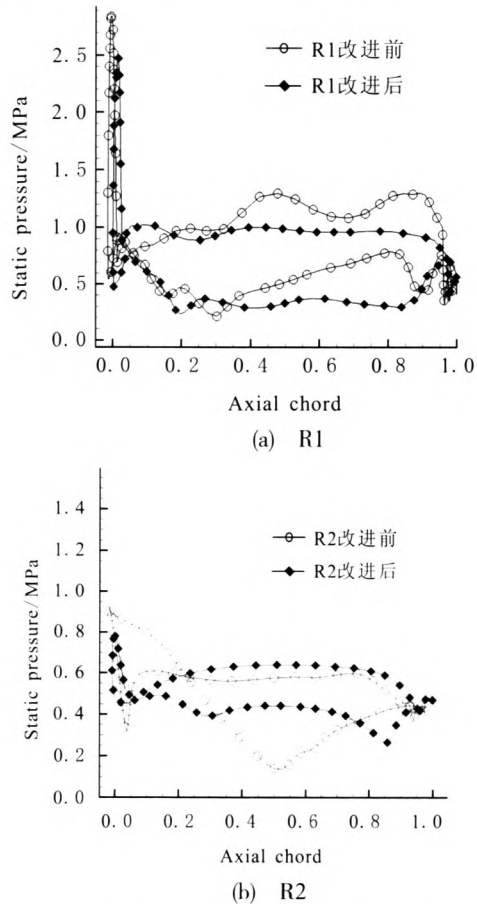


图 2 叶展中部叶片表面静压分布

Fig. 2 Static pressure distribution at midspan of R1 & R2 blade surfaces

从图 2(a)中可以看到, 在 R1 前缘附近, 受激波影响, 造成前缘附近局部静压突升, 改进后 R1 前缘压力的升高值略有减小, 表明激波强度有所减弱。改进前的 R1 和 R2 叶片表面静压分布曲线均存在多处波动, 且吸力面的最低压力比较靠前, 存在很长的一段逆压区, 势必增加型面损失, 过大的逆压梯度也将造成附面层的脱流。而改进后的 R1 和 R2 叶片表面静压分布型线则

比较光滑, 均表现为均匀加载的载荷分布形式。改进后的 R2 最低压力点提高, 横向压差减小。

从图 3 给出的 R1 和 R2 叶展中部截面静压等值线分布可以看出, 进入 R1 的超音速来流在叶片前缘入口处形成两道激波, 其中一道外伸直接进入上一列喷嘴通道内, 另一道打向相邻叶片的吸力面上, 并对吸力面附面层形成干扰。

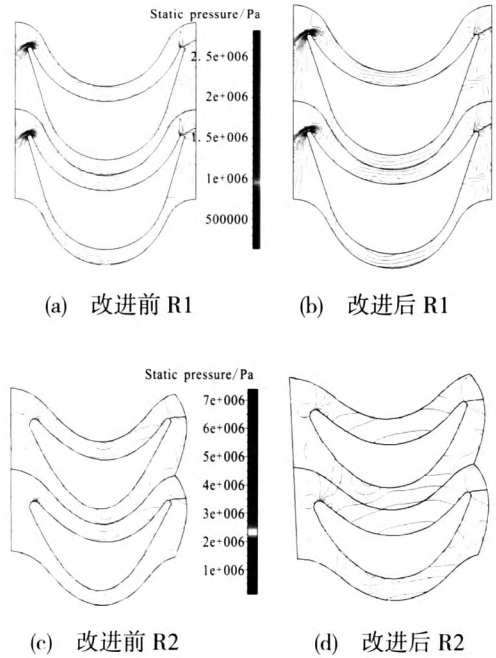


图 3 叶展中部截面静压等值线分布

Fig. 3 Distribution of static pressure contour at midspan section of blade

从图 3(a)和 3(b)对比可看出, 改进前、后 R1 和 R2 叶展中部静压等值线分布情况均有较大变化: 改进前 R1 在激波与吸力面附面的相互作用下, 在吸力面中后部形成逆压流动区, 引发气流分离 (图 4(a)), 进而增加二次流损失; 改进后 R1 入口激波与吸力面附面层的这种干扰作用明显减小 (图 3(b)), 除在吸力面入口边有一小范围的局部扩压, 在中间大部分流道内静压等值线基本上与叶型线相平行, 沿流向方向基本无压力梯度, 在由同心圆弧组成的等宽度叶栅通道内, 气流实现转向并保持着自由旋流; 改进后 R2 中部吸力面附近的扩压区也基本消失。对比图 4 (c)和图 4 (d) 可以看到, 改进后的 R2 中间流道靠后位置处吸力面附面层的分离泡也消失了。

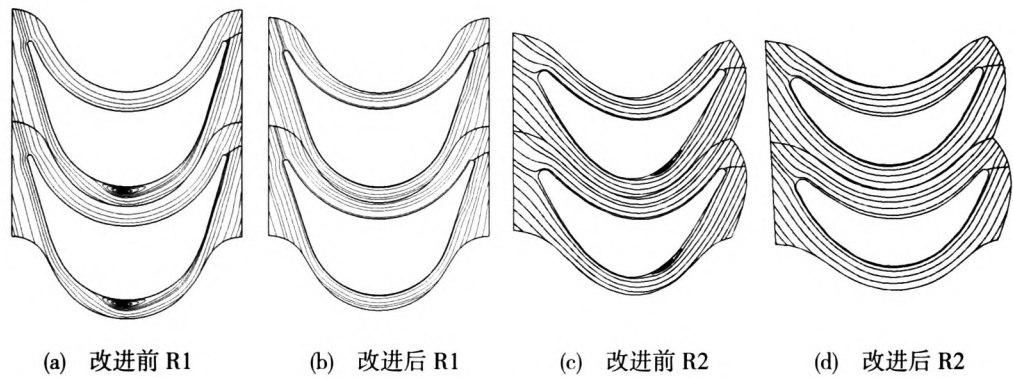
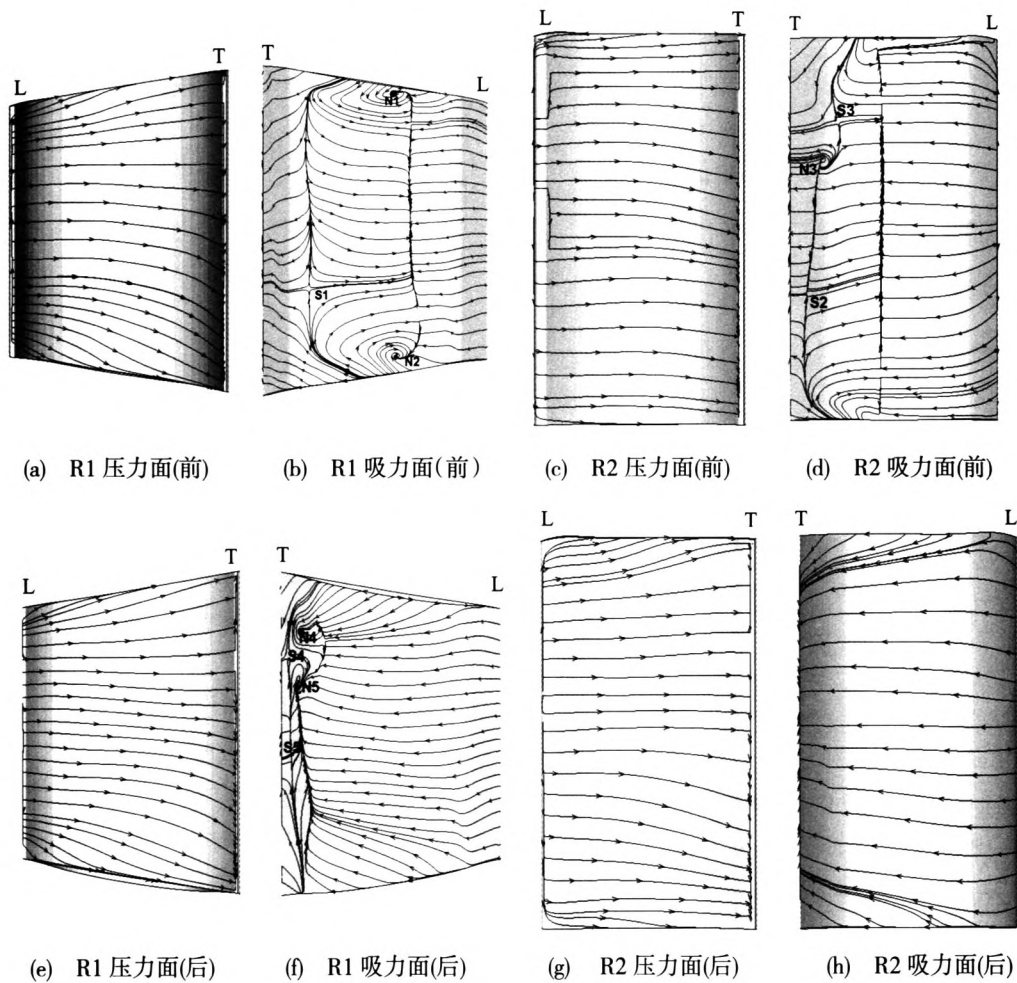


图 4 叶展中部截面流线的对比  
Fig. 4 Comparison between stream lines at midspan section



注:L表示前缘,T表示尾缘,S表示鞍点,N表示结点

图 5 R1 和 R2 叶片表面极限流线图谱  
Fig. 5 Limiting stream lines in R1 & R2 blade surfaces

2.2 二次流涡系结构对比

叶栅内的二次流十分复杂,其中有马蹄涡、通道涡等涡流运动。这些旋涡的生成、发展过程

对气流在叶栅中的流动损失影响很大,因此研究涡系结构的变化规律有助于揭示叶型的改变对叶栅气动特性的影响机理。从图 5 所示 R1 和 R2

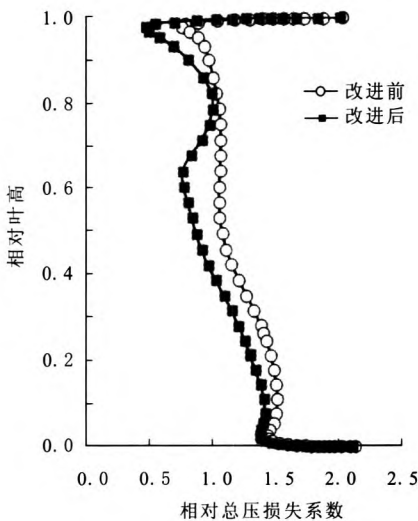


叶片表面极限流线图谱可以看出: R1 和 R2 压力面的极限流线在上下端壁附近分别指向端面, 压力面的径向二次流不断向根部补充, 并强化了根部壁面的二次流; 改进前、后压力面极限流线图谱变化不大; 而改进后的吸力面极限流动图谱则由复杂变得更为简单。从图 5(b)可以看到: 由于激波与附面层的干扰作用, 在吸力面靠中间位置形成了一个较大的分离泡, 并在整个径向方向都存在; 在吸力面上约 35% 的轴向弦长位置处形成了一条分离线, 代表着分离泡的起始位置; 在约 80% 的轴向弦长位置又重新附着, 形成了一条附着线, 意味着分离泡结束的位置。在上通道涡和下通道涡与分离泡的相互作用下, 分别在离上、下端壁中部不远处形成结点 N1 和 N2, 两结点为分离线的端点; 在约 30% 叶高靠近叶片出口处形成一鞍点 S1, 位于附着线上。图 5(d)所示的改进前 R2 在吸力面中部靠后的位置也存在一分离线和附着线, 尺度范围较 R1 要小。图 5 (f) 所示的改进后的 R1 吸力面极限流线图谱则变得更为简单, 仅在靠近叶片出口处存在一小分离泡, 因尺度较小, 在径向的影响范围也较小, 因而损失也较小。从图 5(h)可以看到, 改进后的 R2 附面层的分离泡已经完全消失, 上、下通道涡的起始点对应分离线的位置稍向前移, 从通道涡的卷起在吸力面上形成的分离线可以看出, 上通道涡所占据的展向尺度有所减小。另外, 对比 R1 和 R2 叶栅通道涡在吸力面形成的分离线位置可以看到, R2 分离线抬起高度要小于 R1, 意味着通道涡的尺度要小一些。这是由于在复速级的 R2 中, 推动横向二次流发展的动力即压力面与吸力面间的压差较 R1 小, 横向二次流的强度也相对较小, 因而 R2 卷吸端壁和靠近根部吸力面的低能流体的能力也减弱, 这也表明 R2 内叶栅通道涡的二次流损失要比 R1 小。

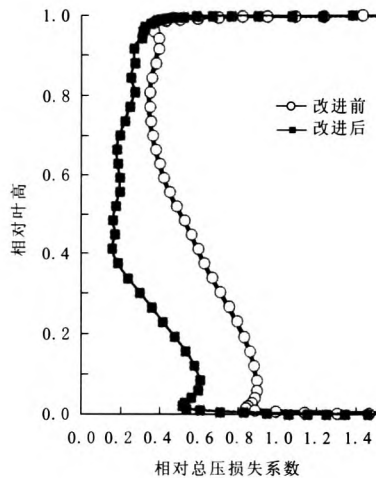
### 2.3 相对总压损失对比

叶栅通道内的能量损失主要由通道涡、马蹄涡、附面层等所造成。图 6 给出了 R1 和 R2 两列动叶栅改进前后栅后节距平均相对总压损失系数沿叶高的分布的对比。可看出, 改进后两列动叶栅总压损失系数比改进前明显减小。改进前

R1 相对总压损失系数分布沿叶高变化不太剧烈 (见图 6 (a))。这是由于整个径向方向存在大面积附面层分离, 并与上下通道涡进行掺混, 分离损失占据总损失的主要部分, 使得在整个径向方向相对总压损失值均较大, 改进后 R1 内由于附面层分离范围均较小, 损失也较小, 相对总压损失曲线特征主要表现为通道涡的影响, 呈现典型的“双驼峰”形状。改进后 R2 内的相对总压损失主要体现为叶片表面和上下端壁的附面层损失, 而通道涡的影响作用不太明显, 主要是由于 R2 叶片负荷相对较小, 推动通道涡发展的横向压力梯度也较小, 因而在整个叶高的影响范围也较小。



(a) R1



(b) R2

图 6 相对总压损失系数沿叶高的分布

Fig. 6 Relative total pressure loss coefficient distribution along span

### 3 结论

采用数值模拟方法,对某型超音速复速级涡轮进行了气动改进设计,并对改进前、后的涡轮气动特性进行了对比分析,得到以下结论:

1) 改进后的超音速涡轮的内部流动分离有较大幅度的改善,分离损失明显减小,涡轮效率显著提高。

2) 过大的逆压梯度造成了叶栅附面层的脱流,导致效率急剧下降,在本文算例中,高超音速动叶采用等通道型叶栅流道较扩张-收敛型叶栅流道能有效减小激波与附面层的干扰强度,减小流动分离。

#### 参考文献:

- [1] HEFAZI H, KAUPS K, SCHMITZ A. A computational study of supersonic impulse cascade performance, AIAA 96-0620[R]. USA: AIAA, 1996.
- [2] DORNEY D J, GRIFFIN L W. Off-design performance of a multi-stage supersonic turbine, AIAA 2003-1212 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [3] DORNEY D J, GRIFFIN L W, GUNDY-BURLET K L. Simulations of the flow in supersonic turbines with straight centerline nozzles, AIAA 99-1054[R]. USA: AIAA, 1999.
- [4] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1994.
- [5] 方祥军, 刘思永, 王屏, 等. 超超音对转涡轮大转折角叶片的高次多项式解析造型研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 76-81.
- [6] 杨佃亮, 李颖晨, 丰镇平. 超音速喷嘴叶栅造型设计及数值分析[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(2): 217-219.
- [7] 曾荣鹏. 超音速叶栅内的激波系及其与附面层相互作用的数值研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2005.
- [8] GOLDMAN L J, SCULLIN V J. Analytical investigation of supersonic turbomachinery blading part I, computer program for blading design, NASA TND-4421 [R]. USA: NASA, 1968.
- [9] 林奇燕, 郑群, 岳国强. 叶栅二次流旋涡结构与损失分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22 (9): 1518-1525.
- [10] HEFAZI H, KAUPS K. A computational study of flow in a supersonic impulse turbine, AIAA 95-2287[R]. USA: AIAA, 1995.
- [11] NILAY P, SHYY W, GRIFFIN W, et al. Shape optimization of supersonic turbines using response surface and neural network methods, AIAA 2001-1065[R]. USA: AIAA, 2001.
- [12] ANDERSSON S, TROLLHEDEN S. Aerodynamic design and development of a two-stage supersonic turbine for rocket engines, AIAA 99-2192[R]. USA: AIAA, 1999.
- [13] 宋立明, 李军, 丰镇平. 跨音速透平扭叶片的气动优化设计研究[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(11): 1277-1281.
- [14] 张金春, 李宇峰. 某型高压汽轮机动叶栅的气动优化设计[J]. 汽轮机技术, 2007, 49(1): 12-16.

(编辑: 王建喜)