

高负荷跨声速涡轮叶型设计方法研究

陈云, 王雷, 马广健

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为合理控制涡轮叶栅内超声速区域的流动结构、降低激波损失, 提出一种跨声速涡轮叶型设计方法。通过构造叶栅跨声速流动区域的波系结构, 采用预压缩等设计, 在提高涡轮叶型气动负荷的同时降低了涡轮叶栅内激波强度。应用该方法完成了高压涡轮的气动改进。结果表明: 全新的高负荷跨声速涡轮叶型设计方法, 对提高涡轮气动效率和涡轮叶型气动负荷、降低跨声速涡轮叶栅内的激波损失具有明显的效果。

关键词: 航空发动机; 高压涡轮; 跨声速; 高负荷; 叶型设计; 激波

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2018) 03-0018-04

Profile design of high load transonic turbine

CHEN Yun, WANG Lei, MA Guang-jian

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Transonic high pressure turbine (HPT) profile design was proposed to reasonably control the supersonic flow structure of the area and reduce the shock loss. By properly constructing the wave system structure of the transonic flow region and pre-compression design, the aerodynamic load of the profile was increased and the shock wave intensity was reduced. AHPT was improved aerodynamically by this method. Results show that the new high load transonic turbine blade design method can effectively improve the aerodynamic load of turbine profile, reduce the shock wave loss in the transonic turbine and increase the aerodynamic efficiency of the turbine.

Key words: aero-engine; high pressure turbine; transonic; high loading; profile design; shock wave

1 引言

高压涡轮性能直接决定着航空发动机的推力、耗油率以及工作可靠性。随着发动机总增压比的逐步增大, 对高压涡轮功率水平的要求也不断提高。为实现更高的功率输出, 提高涡轮膨胀比成为最有效的一种手段。

提高涡轮膨胀比最突出的问题是, 涡轮叶栅内马赫数提高, 跨声速流动导致的激波损失增加, 使得涡轮效率明显下降^[1]。对此, 国外开展了相关研究。如 Sieverding 等对跨声速涡轮叶栅内复杂流动进行分析, 建立了超声速涡轮叶栅尾缘波系结构及激波与吸力面边界层相互作用的理论模型^[2]。VKI 实验室对出口马赫数约 1.0 的跨声速高压涡轮导向叶片

叶型设计进行了研究, 通过优化设计技术对叶背型线进行优化, 降低了叶栅内的激波损失, 但其研究的高压涡轮叶栅出口马赫数水平相对较低, 叶栅内激波强度较弱^[3]。美国 UEET 计划中针对提高单级跨声速高压涡轮功率及效率开展了研究, 提出在 TECH56 单级高压跨声速涡轮基础上提高 33% 的负荷水平, 实现单级膨胀比 5.5 的高压涡轮设计目标^[4]。在跨声速涡轮设计方面, 国外公开发表的研究报告相对较少, 且只给出了一些大致研究方案介绍, 并无具体设计方法说明。

笔者通过对国外高压涡轮先进设计技术^[5-18]的追踪和研究发现, 要突破高负荷跨声速高压涡轮气动设计难题, 需要在涡轮负荷匹配、高负荷跨声速涡

轮叶型设计、精细流动损失控制等方面开展深入研究。为此,本文重点针对高负荷跨声速涡轮叶型设计开展了研究,提出一种全新的跨声速涡轮叶型设计技术。通过合理控制跨声速涡轮叶型叶背曲率,在马赫数较低的区域采用大曲率设计,使亚声速气流快速膨胀加速,增加涡轮叶型气动负荷。在靠近喉部区域,通过控制叶型曲率,构造一组压缩波降低内尾波前马赫数(预压缩设计方法),从而降低跨声速涡轮内尾波及其反射波的强度,实现了多跨声速涡轮叶栅内流动的合流组织。

2 设计方法研究

跨声速涡轮叶栅内的激波损失是高压涡轮的一个主要损失,降低该损失是叶型设计中需重点研究的内容。式(1)和式(2)分别给出了激波损失系数及激波前后压力变化关系。

$$\xi = \frac{T\Delta s}{\Delta h} = \frac{\Delta s}{R\Delta p/p} = \frac{\gamma-1}{12\gamma^2} \left(\frac{\Delta p}{p} \right) \quad (1)$$

$$\frac{\Delta p}{p} = \gamma Ma_1^2 \sin^2 \beta \left(1 - \frac{\tan(\beta - \delta)}{\tan \beta} \right) \quad (2)$$

式中: T 为温度, Δs 为熵增, Δh 为焓降, R 为气体常数, p 为激波前静压, Δp 为激波静压升, γ 为比热比, Ma_1 为来流马赫数, β 为气流来流方向与激波的夹角, δ 为气流经过激波后的转折角。由公式可知,激波压缩过程的损失系数与来流马赫数的4次方成正比。所以对于高负荷跨声速涡轮叶型设计,降低激波损失的关键是降低激波前马赫数。根据这一原则,再结合对不同高压涡轮的详细计算分析和对国外文献的研究及大量的摸索设计,提出了高负荷跨声速高压涡轮叶型设计控制激波损失的方法。

对于高压涡轮导叶,其叶栅喉部前的叶型通过增加叶背前部曲率,使亚声速气体在较短距离内加速到超声速。这种设计有利于缩短叶片轴向宽度或减少叶片数,同时增加喉部后扩散段相对长度。在喉部处通过控制叶背曲率,适当减弱喉部区域超声速气体的加速,以降低叶栅内尾波前马赫数,减弱激波强度。叶栅喉部后扩散段,通过优化叶型安装角、出口构造角及尾缘弯折角,控制扩散段叶栅槽道面积比,实现超声速气体均匀加速。图1给出了全新构建的跨声速高压涡轮导叶与常规导叶叶栅通道内流动组织结构的对比。

高压涡轮动叶叶型设计的关键是提高叶盆叶背压差,压差越大叶型的负荷越高。对于跨声速高压

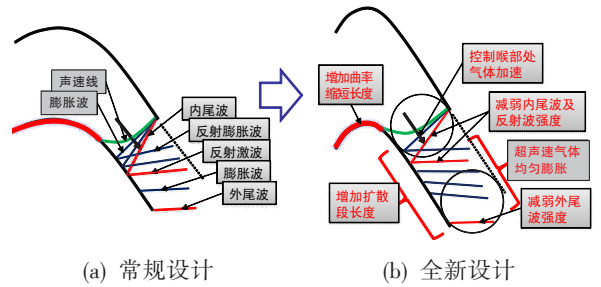


图1 导叶叶栅通道内的流动组织

Fig.1 Flow structure in the nozzle cascade passage

涡轮,气体进入叶栅后在叶背处快速加速降低叶背压力,有利于提高叶型负荷水平,所以同样可采用增加叶型叶背前部曲率的设计方法。在叶栅前部快速加速后的气体马赫数较高,为避免由此产生较大的激波损失,必须采取有效措施对其控制。研究国外文献发现,在叶栅设计中通过控制叶栅喉部处叶背型线曲率,使叶栅通道内的气体在内尾波前形成一组压缩波,与叶栅尾缘处的膨胀波相互作用,可减弱气体通过尾缘膨胀波加速,并降低内尾波前马赫数,进而减弱内尾波及其反射波的强度。这种预压缩设计思想不仅可提高叶栅负荷水平,还可降低激波强度。图2给出了按上述思路全新构建的跨声速动叶与常规动叶叶栅通道内流动组织结构的对比。

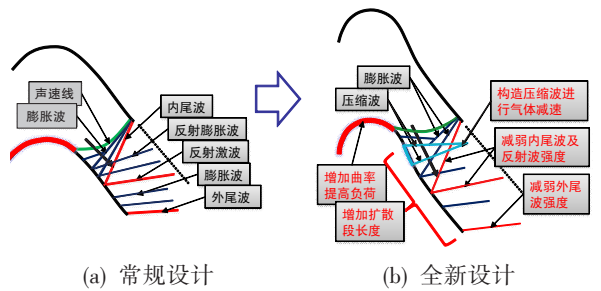


图2 动叶叶栅通道内流动组织

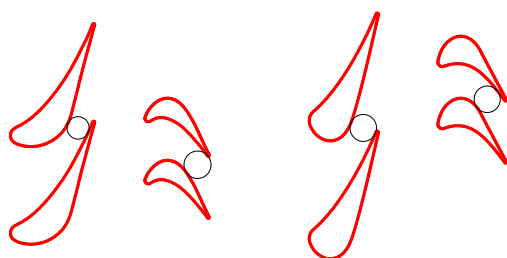
Fig.2 Flow structure design in the blade cascade passage

综上所述,高负荷跨声速涡轮叶型设计方法可归纳为:①增加叶型叶背前部曲率,缩短轴向宽度,提高叶型负荷;②减弱导叶喉部处气体加速,控制气体在扩散段内均匀膨胀;③动叶喉部处采用预压缩设计,减弱内尾波及外尾波强度。

3 设计方法应用研究及对比分析

利用上述设计方法对某跨声速高压涡轮气动设计进行了改进。改进设计保持原高压涡轮子午流道及转子叶片数不变,重新设计叶型,其中导、动叶轴

向间距保持不变。数值计算采用Numeca软件进行, 转、静子交界采用无反射的混合面模型。图3~图5分别为改进前后叶中截面叶型示意图、马赫数云图及叶型表面等熵马赫数分布对比图。

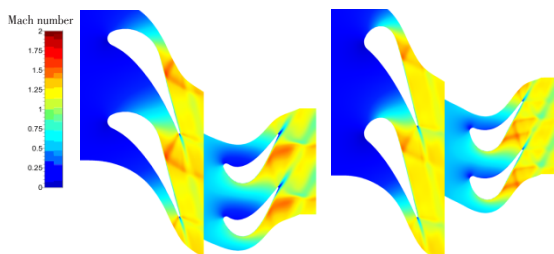


(a) 原方案

(b) 改进方案

图3 高压涡轮叶中截面叶型示意图

Fig.3 Profile contrast of high pressure turbine mid-span airfoil



(a) 原方案

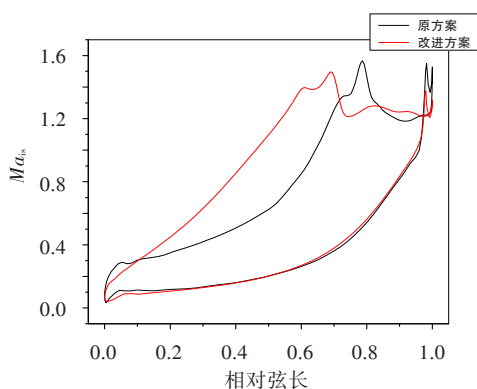
(b) 改进方案

图4 高压涡轮叶中截面马赫数云图

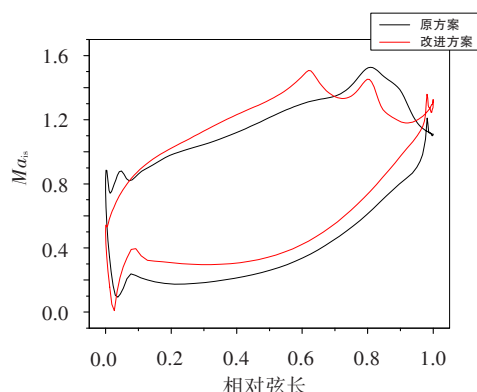
Fig.4 Mach number contours of high pressure turbine mid-span airfoil

改进后高压涡轮导叶采用大圆头设计, 增大叶型叶背喉部前的曲率; 叶栅采用收敛叶栅槽道设计, 喉部位置更加靠前, 增加喉部后扩散段的长度; 扩散段内, 叶背采用接近直线的小曲率型线设计。与原方案相比, 改进后导叶轴向宽度缩短18%, 叶片数减少17%。同时, 喉部后扩散段优化设计后使得叶栅内流动更加均匀, 叶栅外尾波强度也得到降低。

动叶叶型通过增大叶型叶背喉部前的曲率, 使得气体进入叶栅后快速膨胀; 叶栅采用收扩槽道设计, 在喉部处通过叶型几何参数及型线曲率控制, 构造出一组压缩波, 实现对超声速气体的预压缩。从图6给出的高压涡轮动叶叶栅内波系结构对比可看出: 原方案叶栅通道内靠近叶背的超声速气体经尾缘膨胀波及反射膨胀波两组波加速, 之后经过内尾波减速, 斜激波后气体经过反射膨胀波继续加速, 经过反射斜激波减速。由于气体马赫速较高, 使得叶栅出口形成一道强度较强的外尾波, 并与反射激波及反射膨胀波相交, 在叶栅出口形成一道正激波贯



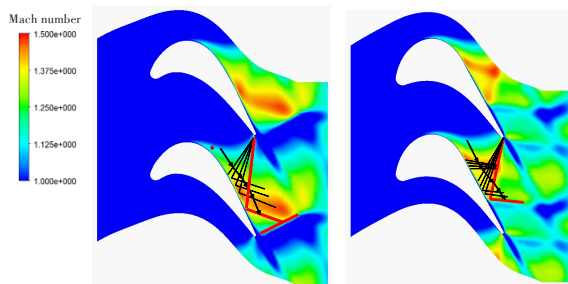
(a) 导叶



(b) 动叶

图5 叶型表面等熵马赫数分布

Fig.5 Isentropic Mach number distribution of blade surface



(a) 原方案

(b) 改进方案

图6 动叶叶栅内波系结构

Fig.6 Wave system in the blade cascade

穿通道。改进方案采用预压缩设计后, 在叶型喉部处构造出的一组压缩波与尾缘膨胀波相互作用, 减弱了膨胀波强度, 使得反射膨胀波强度减弱, 并降低了内尾波前马赫数, 导致内尾波强度减弱。最终使得反射膨胀波及反射激波的强度都大幅降低, 同时外尾波也明显减弱。图7、图8给出了改进方案和原方案导叶、动叶叶中截面熵分布云图。对比可知, 改进方案叶栅内因激波导致的熵增幅度降低。

为进一步分析高压涡轮导叶、动叶叶栅内损失,

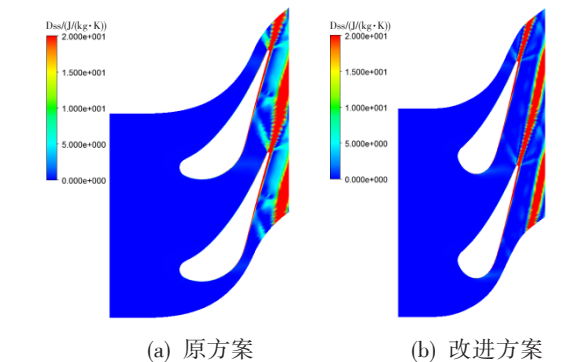


图7 导叶熵云图
Fig.7 Nozzle entropy contours

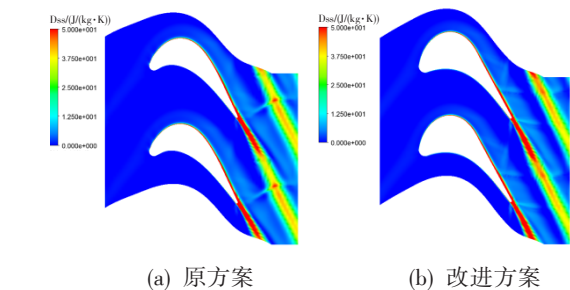


图8 动叶熵云图
Fig.8 Blade entropy contours

将叶栅通道内的总压损失分为叶栅进口到尾缘及尾缘到出口两部分(图9),分别对叶栅内部及叶栅出口的损失进行评估。表1、表2分别给出了改进前后4

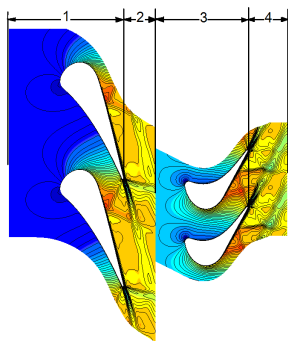


图9 高压涡轮总压恢复系数对比区间
Fig.9 Total pressure recovery coefficient contrast range of high pressure turbine

表1 高压涡轮总压恢复系数对比 Table 1 Total pressure recovery coefficient contrast of high pressure turbine				
	总压恢复系数			
	区间1	区间2	区间3	区间4
原方案	0.963	0.969	0.950	0.977
改进方案	0.975	0.980	0.952	0.987

表2 高压涡轮叶栅内马赫数对比 Table 2 Mach number contrast of high pressure turbine cascade				
	马赫数			
	导叶叶背 内尾波前	导叶出口	动叶叶背 内尾波前	动叶出口 相对
原方案	1.58	1.22	1.52	1.23
改进方案	1.40	1.21	1.45	1.22

个区间的总压恢复系数和叶栅内马赫数对比。由表可知,因改进方案保持子午流道不变,所以导叶、动叶叶栅出口马赫数与原方案基本相同。但改进后,导叶叶栅槽道内靠近叶背表面处内尾波前马赫数由1.58降低到了1.40,且通过设计合理控制了叶栅通道内超声速流动,使得改进方案1、2区间总压恢复系数都有较大提高;动叶通过采用预压缩设计,使得动叶叶栅槽道内靠近叶背表面处内尾波前马赫数由1.52降低到了1.45,降低了叶栅内反射激波及外尾波强度,消除了原方案叶栅出口处的正激波,使得区间4总压恢复系数有了较大提高。通过改进设计,高压涡轮气动效率提高了约1.5个百分点。

4 结论

通过开展低损失跨声速涡轮叶型设计研究,主要得到以下结论:

- (1) 高压涡轮膨胀比提高,涡轮叶栅内马赫数逐步增大,由此导致的激波损失为涡轮的一个主要损失。
- (2) 跨声速涡轮叶型设计采用先进的波系控制技术,能有效降低叶栅内激波损失,对提高涡轮效率具有重要意义。
- (3) 研究提出的叶型设计方法应用到高压涡轮改进设计中,实现了效率水平的提升,取得了较好效果。该方法也可应用于类似的跨声速轴流涡轮叶型设计。

参考文献:

[1] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[R]. ASME 93-GT-435, 1993.

[2] Sieverding C H, Stanislas M, Snoek J. The base pressure problem in transonic cascades[R]. ASME 83-GT-50, 1983.

[3] Daneshkhah K, Ghaly W. Redesign of a highly loaded transonic turbine nozzle blade using a new viscous inverse de-

(下转第37页)