

宽裕度超声叶型气动优化设计

韩 露, 周正贵, 陈劲帆
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过与德国航天局设计的超声预压缩叶型 PAV-1.5 试验数据比对, 确定高精度超声叶栅流场计算方法, 研究表明: 根据激波位置分段调整流管厚度可提高计算与试验结果的一致性。为提高超声叶栅稳定工作裕度并保证设计点性能, 建立根据目标裕度估算喘点反压方法和优化设计方法。对两个超声叶型进行多目标优化, 优化结果表明: 优化叶栅可减小设计工况槽道激波入射角、减小激波及激波附面层干扰损失; 气动喉道前移、结尾正激波后移, 提高叶栅耐反压能力。两个优化叶型在保持总静压比不变的前提下, 稳定裕度均达到设计目标, 设计点损失也有所下降。

关 键 词: 压气机叶栅; 超声叶型; 稳定工作裕度; 多目标优化; 耐反压能力

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Wide stability margin aerodynamic optimization design of supersonic profile

HAN Lu, ZHOU Zhenggui, CHEN Jinfan
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: By comparing with the experimental data of PAV-1.5 designed by German space agency, the calculation method of flow field in supersonic cascade with high accuracy was determined. The results showed that the consistency between the calculation and the experimental results can be improved by adjusting the thickness of the flow tube according to the position of shock wave. In order to improve the stability margin and ensure the performance at design point of supersonic cascade, the back pressure estimation method and optimization design method based on target margin were established. The multi-objective optimization of the two supersonic blades was carried out. The optimization results show that the optimal cascade can reduce the incident angle of the shock wave at design point, and cut down the shock wave and shock wave boundary layer interference loss. The aerodynamic throat moving forward and the terminal normal shock wave moving backward can improve the shock-holding capability. Under the premise of keeping the total and static pressure ratio unchanged, the stability margins of the two optimal blade profile reached the design goal, and the loss at design point also decreased.

Key words: compressor cascade; supersonic profile; stability margin; multi-objective optimization; shock-holding capability

收稿日期: 2019-11-22

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0001-0013)

作者简介: 韩露(1993—), 男, 硕士生, 主要从事叶轮机气体动力学研究。

引用格式: 韩露, 周正贵, 陈劲帆. 宽裕度超声叶型气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2020, 35(6): 1247-1256. HAN Lu, ZHOU Zhenggui, CHEN Jinfan. Wide stability margin aerodynamic optimization design of supersonic profile[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1247-1256.

为适应航空发动机推质比不断增高的要求, 风扇/压气机级压比不断增加。级压比提高可通过提高载荷系数与轮缘速度两种方法实现。提高载荷系数转静子的负荷都会提高, 气动设计难度相应提高^[1]。提高轮缘速度实现级压比提高可保持载荷系数不变, 致使压气机转子叶尖或全叶高进口相对速度超声, 形成超/跨声压气机。一旦叶片通道形成超声流动, 必定会出现一道或多道激波^[2], 因此造成激波损失、激波附面层干扰损失; 高反压下激波推出叶片通道造成失速等问题^[3]。

为了设计出高性能的超声叶型, 人们进行了大量流动机理研究, Levine^[4]提出超声叶栅具有唯一进气角特性, 由来流马赫数与叶栅前段型线唯一确定叶栅进气角; 德国航天局设计出进口马赫数为 1.5 的超声预压缩叶型 PAV-1.5 以减弱激波强度, 并进行了平面叶栅试验^[5-6]; Kusters 等^[7]通过采用 CFD 方法研究 PAV-1.5 叶型, 总结了来流马赫数以及流管变化对激波-附面层干扰强度的影响规律; 肖敏等^[8-9]提出了通过用任意多段线构造中弧线、椭圆弧构造前缘的超声叶片造型方法, 能够有效控制激波结构、降低激波损失; Cui 等^[10]对预压缩超声叶型关键几何参数如前缘小圆半径、稠度等进行了研究; 邱名等^[11]提出了利用唯一进气角特性进行超声叶型设计, 可较准确达到给定气流角和马赫数。

自动优化方法较少依赖设计人员经验、能够实现多目标耦合设计, 设计过程较为简单且容易实现高气动性能指标, 因此也被应用于超声叶型的设计。如 Sonoda 等^[12]采用遗传算法对 PAV-1.5 进行了优化设计, 优化后叶型前缘发生了明显变化, 最大厚度位置向后移动, 总压损失系数降低 0.027; Sun 等^[13]建立了超声叶栅激波损失模型, 以此为基础设计并优化了超声叶型 L030-6, 使总压损失系数降低了 0.02; 刘龙龙等^[14]对超声叶栅槽道内多种激波结构进行了研究, 并对某预压缩叶型进行了自动优化设计, 有效提高了叶栅性能; 周正贵等^[15]基于数值最优化方法开发了超声叶型设计软件, 设计并优化了数个超声叶型, 其流场基本呈现出多道激波增压、低流动损失的特点。但是, 这些文献中优化设计目标都是仅考虑设计点性能, 而没有考虑稳定工作裕度。由于喘点计算是通过不断增加反压直至计算发散确定, 在计算发散前要人工逐步减小反压的增加量, 因此难以实现喘点的自动计算, 也就难以在优化过程中将稳定工作裕度作为设计目标。并且, 超声

压气机在发生失速时, 往往是由于反压增高激波推出叶片通道, 与超声叶栅失速机理相同, 若能够提升超声叶型的稳定裕度, 则由这些叶型构成的压气机转子稳定裕度也会有所提高。

此外, 在优化设计中, 要采用流场计算确定叶栅的性能指标, 因此流场计算精度直接影响优化结果的有效性。PAV-1.5 具有较为丰富的试验数据, 研究人员常选用其试验结果校核计算方法的准确性, 但这些计算都采用平面二维计算方法, 没有考虑试验密流比的影响, 因此造成计算结果与试验结果明显差异^[16-17]。

本文将以 PAV-1.5 试验数据为基础, 采用回转面二维流场计算方法, 考察密流比沿流程变化、湍流模型、离散格式对计算结果影响, 确定高精度流场计算方法。以设计点性能和稳定工作裕度为目标对两个进口马赫数约为 1.5 超声叶型进行优化设计, 两个叶型分别为预压缩叶型 PAV-1.5 与拱形叶型 CM-1.5。

1 超声叶栅流场计算方法

PAV-1.5 主要几何参数见表 1; 主要气动参数见表 2^[6]。

表 1 PAV-1.5 叶片造型参数^[6]
Table 1 PAV-1.5 geometric parameters^[6]

参数	数值
弦长/mm	170
最大相对厚度	0.035
前缘小圆相对半径	0.0025
稠度	0.65
安装角/(°)	148.1

表 2 试验结果^[6]
Table 2 Results of experimental^[6]

参数	数值
密流比	1.07
进口相对马赫数	1.51
进口相对气流角/(°)	150.0
静压比	2.14
出口相对马赫数	0.82
出口相对气流角/(°)	148.7
总压损失系数	0.14

本文采用回转面二维流场计算方法, 通过调

整流道结构来模拟由于附面层发展而导致的流管收缩,进而考虑密流比对计算结果的影响。回转面二维流场计算采用三维流场计算方法,上下壁面设为滑移边界,上下回转面之间的流片厚度沿轴向变化以适应密流比的变化。此外,增加平面叶栅(密流比为 1.0)计算结果作为对比。

网格采用 Autogrid 5 划分,O4H 型网格,壁面第一层网格高度为 0.0015mm,保证 $Y^+ < 5$,沿流片厚度方向均布 13 个节点,平面与回转面叶栅网格结构相同,网格总数约为 $2.2 \times 10^5 \sim 2.3 \times 10^5$,单层网格数为 $1.7 \times 10^4 \sim 1.8 \times 10^4$,网格结构、前后缘细节如图 1 所示。

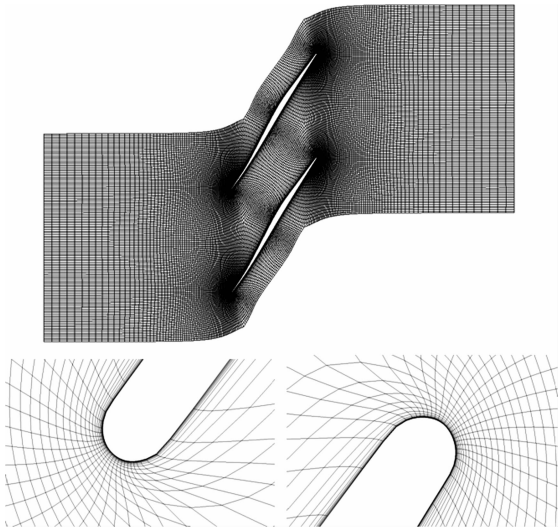


图 1 叶栅网格
Fig.1 Mesh of cascade

试验密流比为 1.07,因此设出口流面厚度为 T ,则进口流面厚度为 $1.07T$ 。如图 2,构造三种不同形式流管结构,方案 1(FP1):由叶栅进口至出口线性收缩。方案 2(FP2):由叶栅进口至 66.7%轴向弦长处(第一道激波入射到叶片吸力面位置)流道不收缩;由 66.7%轴向弦长处至叶栅出口线性收缩,以考虑槽道激波与叶片吸力面

附面层干扰,导致激波后附面层增厚密流比增大。方案 3(FP3):流道在 66.7%轴向弦长处分为前后两直线段,此处纵坐标位置介于方案 1 和方案 2 中间,因此两段收缩程度不同。

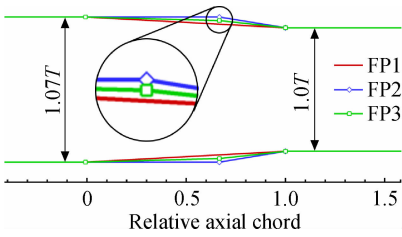


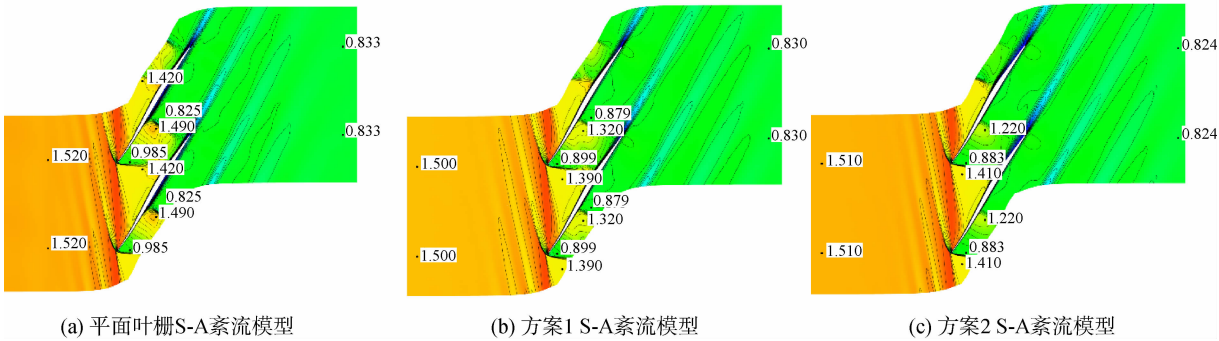
图 2 流道示意图
Fig.2 Schematic of flow path

平面叶栅和回转面叶栅流场计算都采用二阶逆风差分空间离散;在绝对坐标系下进行计算,进口条件为亚声进口,给定总温、总压、气流角,出口给定静压,并给定转速,空间离散设为二阶逆风差分;紊流模型选 $k-\omega$ SST(shear stress transfer)模型和 S-A(Spalart-Allmaras)模型。

图 3 表明,各种计算所得流场激波结构基本相同,马赫数约为 1.5 的来流经过叶栅前缘形成脱体激波,外延激波后经过预压缩段减速至马赫数为 1.4,槽道激波入射至叶片吸力面处形成 λ 波,波后亚声流继续加速,在叶栅通道出口处形成一道正激波。

图 4 表明,采用 S-A 紊流模型不同流管厚度分布对压力面等熵马赫数分布影响很小;但对槽道激波入射吸力面位置影响明显,方案 3(图中 FP3-S-A)与试验结果最接近。对于方案 3 采用 $k-\omega$ SST 模型计算,结果没有 S-A 紊流模型与试验结果吻合性好。此外,由于平面叶栅流场计算密流比为 1,计算结果与试验值有明显差别。

由图 5,不同计算方法所得到的尾迹损失分布相差不大,略大于试验尾迹区损失,势流区损失在压力面(左侧尾迹)基本相等,吸力面(右侧尾迹)略低于试验值。



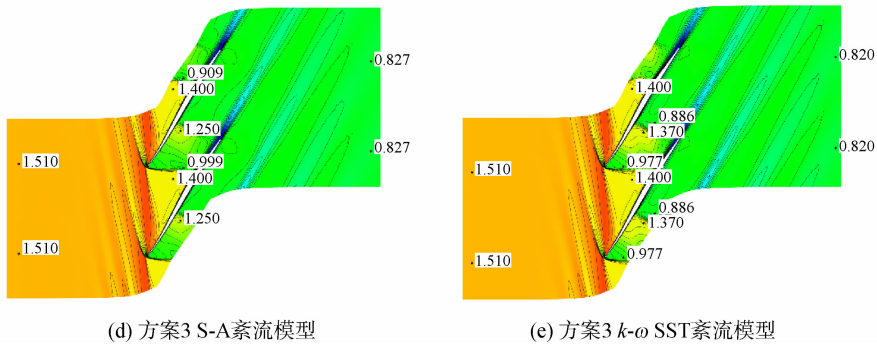


图 3 马赫数云图对比
Fig. 3 Comparison of Mach number contours

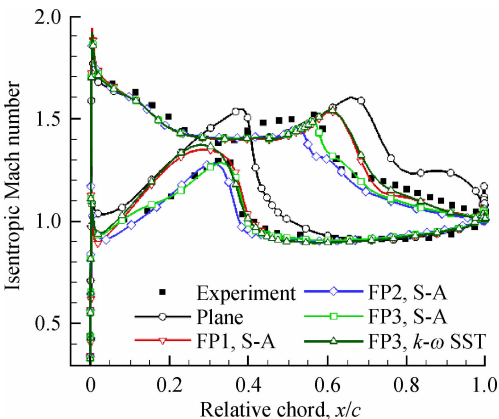


图 4 叶片表面等熵马赫数分布对比
Fig. 4 Comparison of isentropic Mach number distribution on blade surface

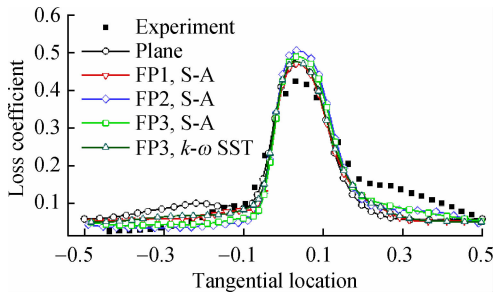


图 5 尾迹损失分布对比
Fig. 5 Comparison of wake loss distribution

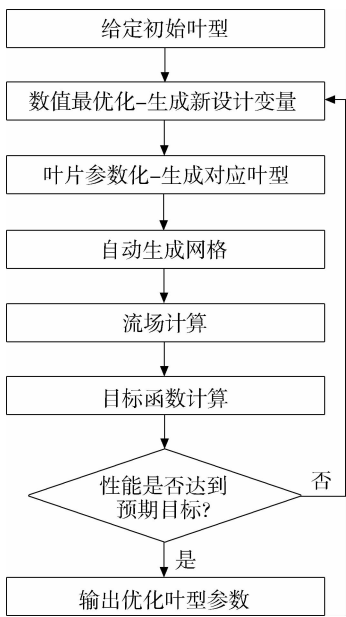


图 6 自动优化流程图
Fig. 6 Automatic optimization design procedure

详细介绍。

目标函数 F 设置如下：

$$F = C_1(1 - \omega_d) + C_2 \left(1 - \frac{|\pi_{k,d}^* - \pi_{k,dobj}^*|}{\pi_{k,dobj}^*} \right) + C_3 \left(1 - \frac{|\pi_{s,d} - \pi_{s,dobj}|}{\pi_{s,dobj}} \right) + C_4(1 - \omega_{st}) \quad (1)$$

其中 F 表示目标函数值, ω_d , $\pi_{k,d}^*$, $\pi_{s,d}$, ω_{st} 分别表示设计点总压损失系数、总压比、静压比以及喘点总压损失系数, $\pi_{k,dobj}^*$, $\pi_{s,dobj}$ 表示设计点目标总压比、静压比, C_1, C_2, C_3, C_4 分别表示各项权重系数, 初始取值: $C_1 = 50, C_2 = 100, C_3 = 100, C_4 = 50$ 。如果某项分目标偏离要求较大, 再加大该分目标权重系数重新优化。

以上目标函数设置要达到以下分目标: ①设计反压下达到给定总压比; ②设计反压下达到给定静压比, 因此达到给定叶栅进口静压、保证叶栅

2 宽裕度叶型优化设计方法

自动优化流程图如图 6 所示。该平台包括四个部分, 分别为数值最优化、流场计算、叶型参数化以及目标函数设置。其中, 数值最优化采用遗传算法, 具有较强的全局寻优能力; 流场采用商用软件尤迈克(NUMECA)计算模拟, 流场计算设置依据前文的研究结果; 叶型参数化采用基于原始叶型叠加修改量的参数化方法, 由于不同叶型参数化方法不同, 在后面各叶型优化设计中再作

进口马赫数不变;③降低设计点损失;④在喘点对应反压下计算能够收敛,并降低喘点损失。其中,喘点反压需要根据稳定裕度目标确定(后续说明确定方法), ω_{st} 为该反压下对应的叶栅流场总压损失系数。如果喘点反压下流场计算发散,则目标函数值置 0,即舍弃该个体。

2.1 喘点反压估算方法

首先对原始叶型所构成的叶栅进行特性计算,确定原始叶栅设计点总压比 $\pi_{k,d}^*$,作为目标设计总压比 $\pi_{k,dobj}^*$ 。根据目标稳定裕度(SM,符号记为 M_s),确定喘点总压比

$$\pi_{k,st}^* = (1 + M_s) \times \pi_{k,d}^* \quad (2)$$

进一步计算出轮缘功

$$Lu_{st} = \frac{c_p T_1^* (\pi_{k,st}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1)}{\eta_{k,st}^*} \quad (3)$$

由于优化叶型设计点总压比与原始叶型保持相同,并且原始叶型性能较好,因此在喘点反压估算时可近似认为优化叶型效率与原始相同。因此,由原始叶型效率与总压比关系,可外插获得优化叶型喘点压比所对应的原始叶型效率,将此效率作为优化叶型的喘点效率。

由于进口参数不变,有

$$p_{2,st}^* = p_1^* \times \pi_{k,st}^* \quad (4)$$

$$c_{2u,st} = \frac{Lu_{st} + u_1 c_{1u}}{u_2} \quad (5)$$

其中 c, w, u 分别表示绝对速度、相对速度与轮缘速度,下标 1、2 分别表示叶栅进口与出口参数,下标 u、a 分别表示切向分量与轴向分量, T, p 分别表示温度与压力的静参数,上标 * 表示总参数。

由图 7,设目标喘点与设计点出口切向速度之差为 $\delta_{c_{2u}}$,该数值由原始叶型计算结果推得,即

$$\delta_{c_{2u}} = c_{2u,st} - c_{2u,d} = w_{2u,d} - w_{2u,st} \quad (6)$$

由速度三角形,易得

$$w_{2u,st} = w_{2u,d} - \delta_{c_{2u}} \quad (7)$$

$$c_{2a,st} = \frac{w_{2u,st}}{\tan \beta_{2,st}} \quad (8)$$

$$c_{2,st} = \sqrt{c_{2a,st}^2 + c_{2u,st}^2} \quad (9)$$

$$T_{2,st}^* = \frac{Lu_{st}}{c_p} + T_1^* \quad (10)$$

$$T_{2,st} = T_{2,st}^* - \frac{c_{2,st}^2}{2c_p} \quad (11)$$

$$\frac{T_{2,st}^*}{T_{2,st}} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_{st}^2\right) \quad (12)$$

$$p_{2,st} = \frac{p_{2,st}^*}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_{st}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \quad (13)$$

其中 c_p 表示比定压热容, κ 表示等熵指数, β 表示相对出气角。至此可以获得目标喘点处的出口静压。

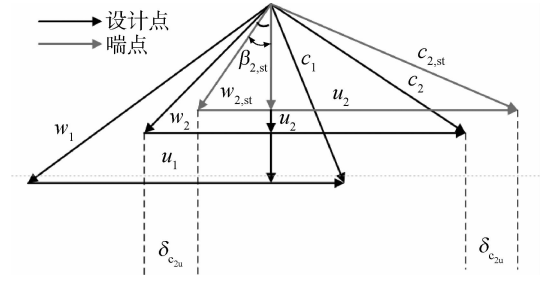


图 7 设计点与喘点速度三角形

Fig. 7 Velocity triangles at design point and stall point

2.2 超声叶型自动优化设计

本文采用自动化方法对两个超声叶型 PAV-1.5 和 CM-1.5 进行改进设计,两个叶型进口马赫数约为 1.5, PAV-1.5 是预压缩叶型; CM-1.5 是拱形叶型。优化目标是在保证设计点性能基本不变的前提下,稳定工作裕度提高至 10%。叶型优化采用自主研发的“轴流压气机叶型优化平台”^[18-19]。每一代个体数设为 330 个,在 10 台计算机连成的局域网上优化,采用并行优化方法,每代计算时间约为 1 h。

2.2.1 PAV-1.5 叶型优化设计

PAV-1.5 叶型优化修改参数包括中弧线 8 个控制点,相对轴向位置分别为 0、0.1、0.25、0.5、0.7、0.8、0.9、1.0,厚度 8 个控制点,轴向位置分别为 0.05、0.1、0.25、0.45、0.6、0.7、0.8、0.9,变化范围设置为 $-0.5 \sim 0.5$ 倍原始叶型最大厚度,此外,将安装角和弦长也作为修改参数,变化范围分别设置为 $-0.5^\circ \sim 0.5^\circ$, $-0.5 \sim 0.5$ 倍原始叶型弦长。

图 8 表示优化过程中第 1 代、第 5 代以及第 10 代的个体分布情况(图中不包含无效个体,即喘点反压计算发散的个体)。图中横坐标表示设计点总压损失 ω_d ,纵坐标表示设计点压比偏离因子,定义为

$$D = \frac{|\pi_{s,d} - \pi_{s,dobj}|}{\pi_{s,dobj}} + \frac{|\pi_{k,d}^* - \pi_{k,dobj}^*|}{\pi_{k,dobj}^*} \quad (14)$$

ω_d 与 D 越接近 0,表示个体性能越好。从图 8 中可以看出,随着优化代数增加,有效个体数明显增多,损失逐渐降低,压比更接近目标值。构造一条前锋线(forward line),位于前锋线上的个体,均可视为最优个体,而综合考虑实际优化需求,选择图中所示个体作为最终的优化叶型。

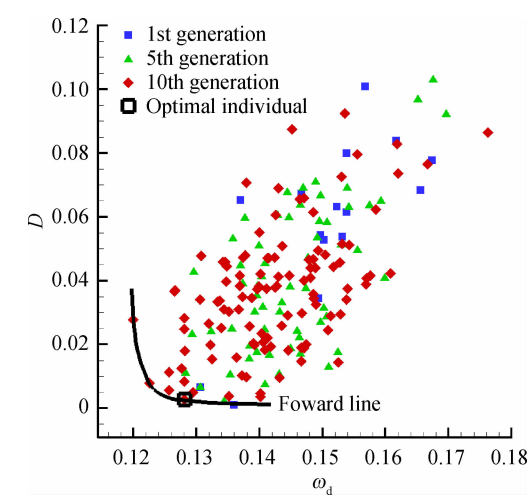


图 8 PAV-1.5 优化过程个体分布

Fig. 8 Distribution of individuals in optimization process of PAV-1.5

优化前后叶型对比见图 9,具体参数见表 3。优化后,弦长增加、稠度增大,最大厚度减小、最大挠度增加;几何喉道前移,有利于提高稳定裕度。

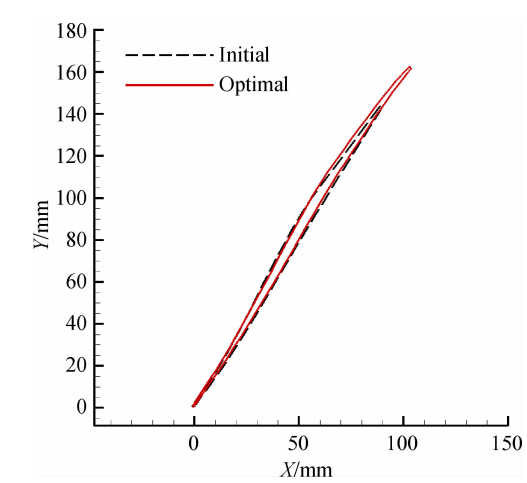


图 9 PAV-1.5 优化前后叶型

Fig. 9 Initial profile and optimal profile of PAV-1.5

表 3 PAV-1.5 优化前后叶型参数

Table 3 Geometric parameters of initial profile and optimal profile of PAV-1.5

参数	原始叶型	优化叶型
弦长/mm	170.0	192.4
稠度	1.54	1.74
最大相对厚度	0.036	0.026
最大厚度相对位置	0.63	0.63
最大相对挠度	0.029	0.047
最大挠度相对位置	0.63	0.63
几何喉道相对位置	0.78	0.74

优化前后特性线对比见图 10,图中垂直虚线表示设计反压;性能参数见表 4。从中可以看出,优化叶型在保持叶栅进口马赫数、气流角以及静压比与原始叶栅基本相同的前提下,稳定工作裕度由 4.82% 提高到了 16.88%,大于目标值 10%。由于优化过程中,喘点流量计算反压是对应 10% 稳定裕度的反压,有可能反压增加计算仍不发散,因此实际稳定裕度会大于目标值。此外优化叶型在设计反压下损失也由 0.101 降低到了 0.096。

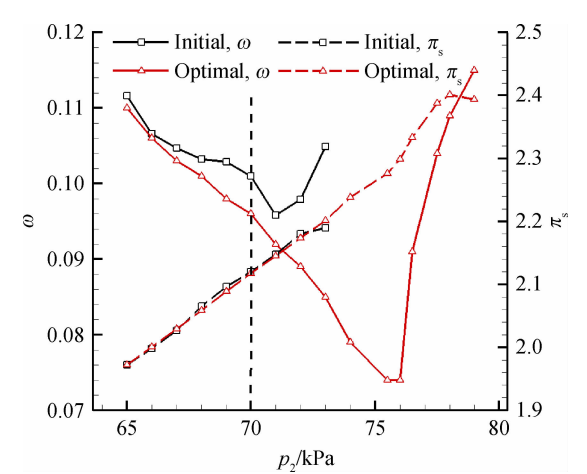


图 10 PAV-1.5 优化前后叶栅特性

Fig. 10 Characteristic curves of initial cascade and optimal cascade of PAV-1.5

表 4 PAV-1.5 优化前后叶栅性能参数

参数	原始叶型	优化叶型
进口相对马赫数	1.51	1.52
进口相对气流角/(°)	60.0	59.5
总压比	1.90	1.92
静压比	2.12	2.12
稳定裕度/%	4.82	16.88
总压损失	0.101	0.096
激波损失	0.043	0.026
附面层损失	0.052	0.066
尾迹损失	0.006	0.004

图 11 是叶栅尾缘处沿切向损失分布示意图,包括压力面、吸力面附面层损失和通道内激波损失;势流区损失来源于激波。尾迹损失为尾迹所取截面总损失与叶栅尾缘处总损失之差。因此可

得表 5 中所列设计点各种损失。该表表明,尾迹损失占比很小;优化叶型设计点损失下降主要源于激波损失下降;但附面层损失有所增加。

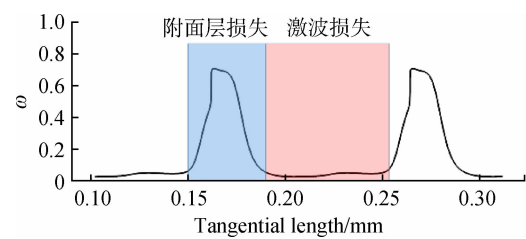
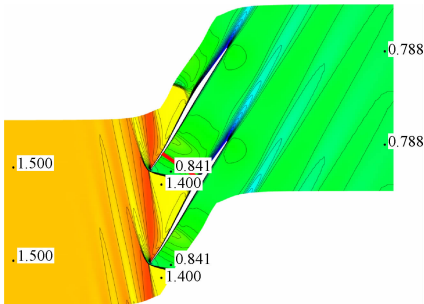


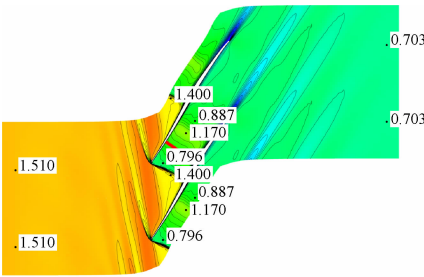
图 11 叶栅尾缘沿切向损失分布

Fig. 11 Loss tangential distribution along the trailing edge of cascade

图 12 和图 13 分别表示优化前后设计点与喘点马赫数云图。由图 12 优化前后设计点马赫数云图,原始叶型在设计反压下,叶栅前缘槽道激波入射到吸力面处,造成附面层分离,并形成 λ 波,波后降为亚声,而后继续加速至超声,并形成结尾正激波。优化叶型在设计反压下,叶栅通道内形成了一斜一正两道激波,前缘槽道激波入射角变小,入射到吸力面后形成反射斜激波、激波强度较弱,激波后仍为超声流动,有效降低了激波损失。结尾正激波位于叶栅通道末端,有效增强了叶栅



(a) 原始叶型



(b) 优化叶型

图 13 PAV-1.5 优化前后喘点马赫数云图
Fig. 13 Mach number contours at stall point of initial cascade and optimal cascade of PAV-1.5

的耐反压能力,但斜激波后的扩张通道使得超声流经过膨胀加速,使结尾正激波强度较大,吸力面尾缘处附面层增厚,附面层损失有所增加。

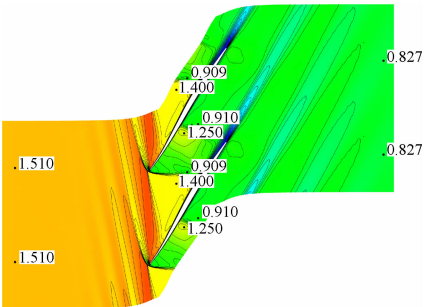
超声叶栅内流动类似于超声进气道流动,激波只能稳定于声速喉道后面。因此,喘点所对应的激波位置即为气动喉道位置。图 13 表示原始和优化叶栅气动喉道和几何喉道位置。该图表明,由于叶片吸力面和压力面附面层影响,气动和几何喉道不重合;优化叶栅气动喉道位于更上游外,因此耐反压能力更强、稳定工作裕度更大。

图 14 表示优化前后叶型表面等熵马赫数分布,而从图中可以看出,优化与原始叶型在槽道激波前吸力面等熵马赫数近于相同;优化叶型压力面结尾正激波前等熵马赫数整体增高;因此优化叶型前部载荷下降。

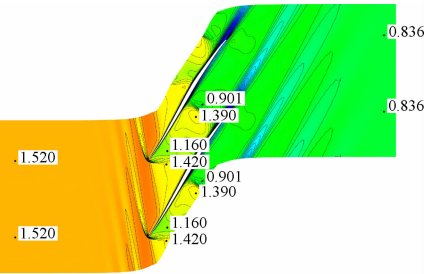
2.2.2 CM-1.5 叶型优化设计

CM-1.5 叶型以唯一进气角理论构造超声叶型方法进行设计^[11],该方法根据给定进口马赫数与气流角确定吸力面前段形状,再通过型线控制参数构造吸力面后段以及按照厚度分布叠加压力面叶型。

以原始叶型造型参数作为设计变量,进行优化设计,原始叶型参数及修改范围如表 5 所示。



(a) 原始叶型



(b) 优化叶型

图 12 PAV-1.5 优化前后设计点马赫数云图
Fig. 12 Mach number contours at design point of initial cascade and optimal cascade of PAV-1.5

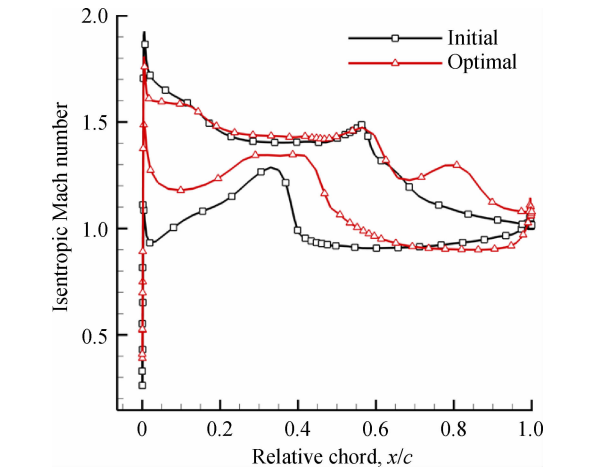


图 14 PAV-1.5 优化前后叶片表面等熵马赫数分布
Fig. 14 Isentropic Mach number distribution on blade surface of initial cascade and optimal cascade of PAV-1.5

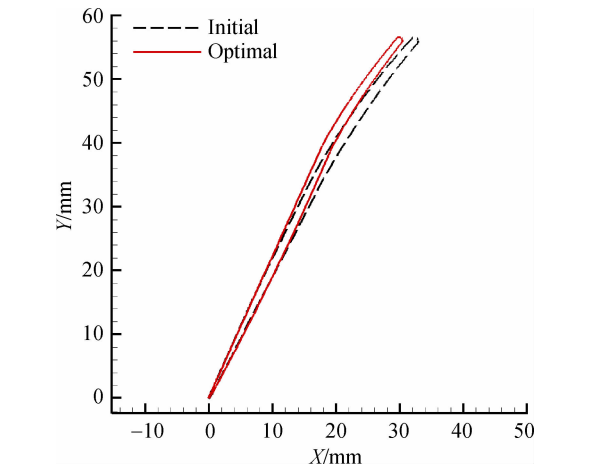


图 15 CM-1.5 优化前后叶型
Fig. 15 Initial profile and optimal profile of CM-1.5

表 5 CM-1.5 优化前后叶型参数及修改范围
Table 5 Geometric parameters of initial profile and optimal profile and modify ranges of CM-1.5

参数	原始叶型	修改范围/%	优化叶型
弦长/mm	65.20	±10	64.06
栅距/mm	42.74	0	42.74
前缘角/(°)	6	0	6
后缘角/(°)	−13.00	±10	−12.09
安装角/(°)	60.00	±5	61.9
极限特征线相对位置	0.640	±10	0.597
最大厚度相对位置	0.650	±20	0.546
最大相对厚度	0.025	±10	0.024
前缘小圆半径/mm	0.100	0	0.100
后缘小圆半径/mm	0.600	±10	0.527
最大挠度相对位置	0.600	±20	0.678
最大相对挠度	0.050	±10	0.045

优化前后叶型对比见图 15,具体参数见表 5。从图、表中可知,优化后叶型安装角增大,最大厚度位置前移;最大挠度减小、位置后移。

优化前后特性线对比见图 16 性能参数对比见表 6。从中可以看出:优化叶栅进口马赫数、气流角、总压比、静压比与原始叶栅基本保持不变,稳定裕度由 1.81% 提高到 11.72%,达到目标稳定裕度;在设计反压下损失也由 0.207 降低到了 0.164(激波、附面层和尾迹损失都有明显下降)。

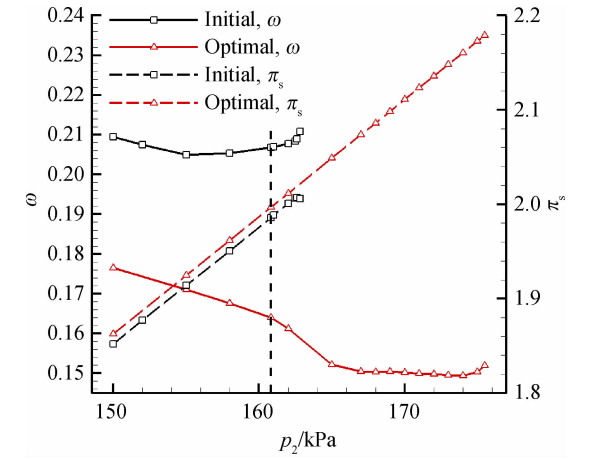


图 16 CM-1.5 优化前后叶栅特性
Fig. 16 Characteristic curves of initial cascade and optimal cascade of CM-1.5

表 6 CM-1.5 优化前后叶栅性能参数
Table 6 Performance parameters of initial cascade and optimal cascade of CM-1.5

参数	原始叶型	优化叶型
进口相对马赫数	1.47	1.47
进口相对气流角	66.9	66.7
总压比	2.16	2.10
静压比	1.99	2.00
稳定裕度/%	1.81	11.72
总压损失	0.207	0.164
激波损失	0.071	0.057
附面层损失	0.104	0.083
尾迹损失	0.032	0.024

图 17 在设计点,原始叶型叶栅槽道激波入射到叶栅吸力面,形成的 λ 波近于正激波,造成较为严重的吸力面附面层分离;随后,亚声流经过膨胀再次加速至超声,并形成结尾正激波,造成激波损失。

优化后消除了叶栅进口的附面层分离,降低了附面层损失。同时,在叶栅通道内形成了一斜一正两道激波,优化了激波结构,第一道激波前马赫数由 1.51 降低至 1.4,降低了激波损失。且结尾正激波位于通道最末端,增强了耐反压能力。由图 18,优化后叶栅前段载荷大幅降低。

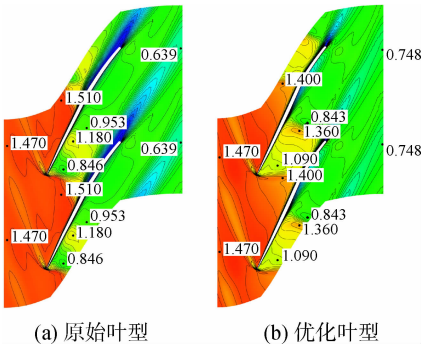


图 17 CM-1.5 优化前后设计点马赫数云图

Fig. 17 Mach number contours at design point of initial cascade and optimal cascade of CM-1.5

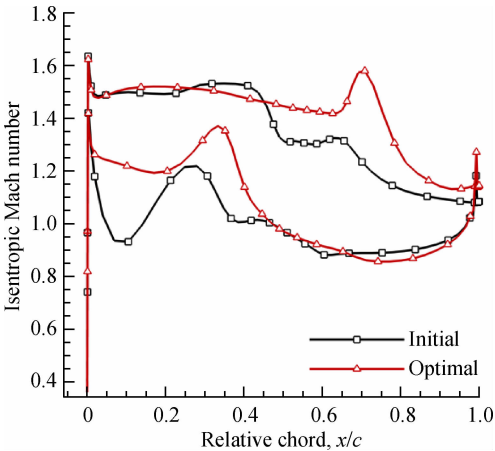


图 18 CM-1.5 优化前后叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 18 Isentropic Mach number distribution on blade surface of initial cascade and optimal cascade of CM-1.5

3 结 论

本文通过与超声预压缩叶型 PAV-1.5 试验结果比对,确定高精度超声叶栅流场计算方法。以设计点性能和稳定工作裕度为目标进行超声叶

型优化设计,得出以下结论:

- 1) 流管厚度沿流向分布对流场计算结果影响明显,根据激波位置分段设置流管厚度变化,能够使计算结果与试验值保持较好的一致性;
- 2) 近似假设优化叶型效率落后角与原始叶型相同,建立了根据目标稳定裕度估算出口反压方法;
- 3) 应用自动优化方法,以保持设计点压比不变,提高设计点效率和稳定工作裕度为目标,对两个超声叶型 PAV-1.5 和 CM-1.5 进行多点优化设计,实现了优化目标。

参考文献:

[1] MERCHANT A, KERREBROCK J L, ADAMCZYK J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1):43-51.

[2] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2005.

[3] 邱名. 高级压比轴流压气机转子通道内激波组织研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.

QIU Ming. Investigation of shock organization in axial-compressor passages of high pressure ratio[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[4] LEVINE P. Two-dimensional inflow conditions for a supersonic compressor with curved blades[J]. Journal of Applied Mechanics, 1957, 24(2):165-169.

[5] SCHREIBER H A. Experimental investigations on shock losses of transonic and supersonic compressor cascades [R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-CP-401/AD-A183996, 1987.

[6] SCHREIBER H A, STARKEN H. An investigation of a strong shock-wave turbulent boundary-layer interaction in a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3):494-503.

[7] KUSTERS B, SCHREIBER H A. Compressor cascade flow with strong shock-wave/boundary-layer interaction [J]. AIAA Journal, 1998, 36(11):2072-2078.

[8] 肖敏,刘波,仲永兴. 轴流压气机超音叶片叶型几何设计方法的研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3):237-240.

XIAO Min, LIU Bo, ZHONG Yongxing. A study on geometric methods for designing supersonic aerofoil of axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3):237-240. (in Chinese)

[9] 肖敏,刘波,程荣辉. 轴流压气机超音叶片新设计技术研究 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(1):83-86.

XIAO Min, LIU Bo, CHENG Ronghui. An investigation on a new technique for designing supersonic blade airfoil of axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1):83-86. (in Chinese)

[10] CUI C,ZHOU Z G,ZHANG J H,et al. Influence of key geometric parameters on the aerodynamic performance of a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Engineering,2018,232(12):2338-2348.

[11] 邱名,周正贵,刘龙龙,等. 超声压气机叶型设计方法[J]. 航空学报,2014,35(4):975-985.

QIU Ming,ZHOU Zhenggui,LIU Longlong,et al. Super-sonic compressor blade profile design method. Acta Aero-nautica et Astronautica Sinica,2014,35(4):975-985. (in Chinese)

[12] SONODA T,OLHOFFER M,ARIMA T,et al. A new con-cept of a two-dimensional supersonic relative inlet Mach number compressor cascade[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo:Power for Land,Sea and Air. Orlando,USA: American Society of Mechanical Engineers Digital Collec-tion,2009:555-565.

[13] SUN X L,YANG S H,ZHAO Q J. Shock loss model and blade profile optimization design of a supersonic cascade [J]. Journal of Aerospace Engineering,2015,229(7):1325-1329.

[14] 刘龙龙,周正贵,邱名. 超音叶栅激波结构研究及叶型优化设计[J]. 推进技术,2013,34(8):1050-1055.

LIU Longlong,ZHOU Zhenggui,QIU Ming. Studies of shock structure in supersonic cascade and profile optimiza-tion design[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(8):1050-1055. (in Chinese)

[15] 周正贵,汪光文. 超声速风扇叶型设计研究[J]. 航空动力学报,2009,24(1):127-131.

ZHOU Zhenggui,WANG Guangwen. Design research of supersonic fan blade profile[J]. Journal of Aerospace Pow-er,2009,24(1):127-131. (in Chinese)

[16] WANG Z,CHANG J,ZHANG J,et al. Investigations on flowfield behavior and resistance backpressure characteris-tics of supersonic cascade with boundary layer suction[J]. Acta Astronautica,2018,152(1):588-601.

[17] LIU B,SHI H,YU X. A new method for rapid shock loss evaluation and reduction for the optimization design of a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Engineering,2018,232(13):2458-2476.

[18] 周正贵,邱名,徐夏,等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. 航空学报,2011,32(11):1987-1997.

ZHOU Zhenggui,QIU Ming,XU Xia,et al. Automatic op-timization design of compressor/fan 2D blade profiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2011,32(11):1987-1997. (in Chinese)

[19] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报,2002,17(3):305-308.

ZHOU Zhenggui. Automatic design optimization of com-pressor blades [J]. Journal of Aerospace Power,2002,17(3):305-308. (in Chinese)

(编辑:张 雪)