

基元叶栅攻角特性多目标优化

成金鑫, 向 航, 陈 江

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用多段 Bezier 曲线对轴流压气机叶型予以参数化表达,通过 Isight 优化平台,结合 S_1 流面数值模拟分析,以改良的非支配排序遗传算法(NSGA-II)对美国 NASA 单级轴流跨声压气机 Stage 35 的动叶和静叶叶中截面基元叶栅进行攻角特性的多目标优化,优化目标是降低全攻角范围内的总压损失系数以及拓宽攻角适应性范围。以总压损失系数最小点以及总压损失系数相对最高点和最低点的差值作为优化目标函数,叶栅流量不变作为约束条件。结果表明:优化显著降低了动、静叶叶中截面基元叶栅的总压损失系数,并使其攻角适应性范围分别拓宽了 5° 和 3° 。

关 键 词: 基元叶栅; 多目标; 优化; 总压损失系数; 攻角特性

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Multi-objective optimization of incidence features for cascade

CHENG Jinxin, XIANG Hang, CHEN Jiang

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Multi-Bezier curve was adopted to describe the cascade of the axial flow compressor in parameterized form. By taking the Isight software as optimization platform, the calculation program of the S_1 surface was adopted to calculate the flow field, and the improved non-dominated sorting genetic algorithm (NSGA-II) was employed to conduct the multi-objective optimization of the features of incidence for the cascade of the middle section of rotor and stator of Stage35, which was one-stage axial flow transonic compressor from NASA. The optimization goal was to reduce the total pressure loss coefficient in the whole range of the incidence and widen the adaptive range of the incidence. The lowest total pressure loss coefficient and the difference between the relatively highest and the lowest point of total pressure loss coefficient were set as the optimization objective functions. The flow rate of the cascade constant was set as constraint. Results indicated that the optimization greatly reduced the total pressure loss coefficient of the cascade of the middle section of rotor and stator, and widened the range of the incidence of the middle section of rotor and stator by 5° and 3° respectively.

Key words: cascade; multi-objective; optimization; total pressure loss coefficient; incidence features

收稿日期: 2016-05-06

基金项目: 国家自然科学基金(51576007)

作者简介: 成金鑫(1989—),男,博士生,主要从事叶轮机械气动设计研究。

引用格式: 成金鑫,向航,陈江. 基元叶栅攻角特性多目标优化[J]. 航空动力学报,2017,32(12):3064-3072. CHENG Jinxin, XIANG Hang, CHEN Jiang. Multi-objective optimization of incidence features for cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12):3064-3072.

轴流压气机是航空发动机的核心部件,而基元叶栅是压气机气动性能基础。为了实现压气机压比和效率等设计指标,需要在基元叶栅上实现预期的速度三角形,在来流工况和安装角等条件相同的情况下,基元叶栅进出口速度三角形由基元叶栅型线决定。基元叶栅的攻角特性是评价基元叶栅气动性能优劣的一个重要指标,攻角特性包括两个方面,一是攻角适应性范围,二是全攻角范围内的总压损失系数。国内外学者长期以来对基元叶栅的研究投入很大的精力,并取得了众多的研究成果。

国外对基元叶栅的研究较早。从开始以实验为主的研究到 CFD 数值仿真,到如今蓬勃发展的优化设计,国外学者做了许多开拓性的工作^[1-5]。20 世纪 70 年代以来,伴随方法因其优化时间与设计变量个数无关的特性获得了广泛的关注。在继 Pironneau^[6]将该方法引入流体动力学领域之后,Jameson^[7]将这种方法拓展到航空领域设计中来,目前已应用于基元叶栅的优化设计^[8],并获得了显著的成效。Schafer 等^[9]学者开发了适用于二维、准三维的基元叶栅计算程序,并与实验数值进行比较,验证了该程序具有良好的预测性能。Ernesto 等^[10]对一个涡轮动叶叶栅进行优化,先用遗传算法进行全局寻优,再用 SQP(sequential quadratic programming)算法进行局部寻优,使得总压损失系数下降 25%。

2000 年以后,国内对基元叶栅优化的研究投入较多的关注。张朝磊等^[11]和李颖晨等^[12]应用伴随方法对叶栅优化做了大量研究。谷传纲等^[13]对平面叶栅进行了不同攻角情况下流动过程中各参数的实验测试,在大湍流强度的实验测试中使用一个 2 阶精度的方程,并将该实验方法与传统方法进行比较,两种实验结果一致性很好。王正明等^[14]使用正反问题相结合的流函数法对动、静叶栅分别进行优化改型,使得动、静叶栅无论在定常流动条件下,还是在非定常流动条件下,气动性能均有较大幅度改善。舒信伟等^[15]将叶型参数化、实验设计方法、神经网络算法和 Pareto 类遗传算法相结合,发展了一种基元叶栅多目标优化设计方法,使得优化后的基元叶栅总压损失系数在 3 个工况点均有一定减小,验证了该优化方法的有效性。

本文在对基元叶栅参数化表达基础上,以 Isight 数值优化软件为平台,结合 S_1 流面数值模拟分析,以美国 NASA 单级轴流跨声压气机

Stage 35^[16]动、静叶叶中截面基元叶栅为优化对象,利用 NSGA-II 全局优化算法进行攻角特性的多目标优化。优化目标主要有两个:一是扩大基元叶栅的攻角适应性范围;二是降低基元叶栅全攻角范围内的总压损失系数。优化很好地实现了这两个目标,为进一步进行三维叶片设计提供了良好的基础。

1 基元叶栅参数化

为了在优化过程中灵活调整叶型型线,并且尽量减少型线参数变动的自由度,需要进行基元叶型造型参数化。

选用基于吸力面型线调适的 5 段 3 次贝塞尔曲线作为优化设计的叶型参数化技术,如图 1、图 2 所示。

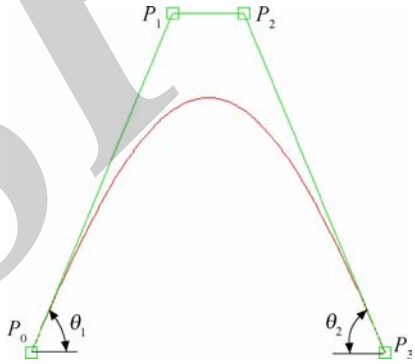


图 1 贝塞尔曲线及其控制点

Fig. 1 Bezier curve and control points

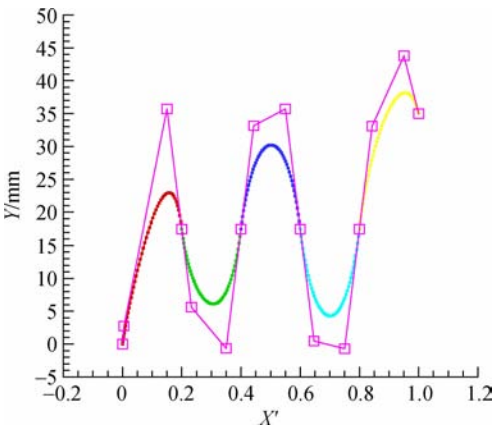


图 2 光滑连接的贝塞尔曲线及其控制点

Fig. 2 Bezier curves with smooth connection and control points

贝塞尔曲线具有良好的切矢性,从图 1 中可以看出,曲线在 P_0 点与线段 P_1P_0 相切,在 P_3 点

与线段 P_2P_3 相切,利用该特性,只需要调整 P_1 、 P_2 的位置就可以使得 β_1 为进口构造角, β_2 为出口构造角。图 2 为光滑连接的 5 段贝塞尔曲线,横坐标 X' 为无量纲轴向长度,纵坐标 Y 为周向长度。调整图 2 上各控制点,可以使得各段贝塞尔曲线连接处实现 2 阶连续,从而保证吸、压力面的光滑性。

基元叶型由吸力面和压力面构成。吸力面是 5 段 3 次贝塞尔曲线造型得来,压力面由吸力面辅以厚度分布得到,厚度分布由 2 段 3 次多项式造型。由前尾缘点坐标、最大厚度、最大厚度位置、2 段 3 次多项式连接点处 2 阶连续以及前尾缘点 2 阶导数为 0 这些条件可以确定厚度分布。图 3 即为生成的基于吸力面型线的基元叶型及其控制参数。与传统的 B 样条曲线和单段高阶贝塞尔曲线相比,该造型方法具有更好的灵活性,优化过程中可对叶栅气动外形进行更为精细化的调整。并且由于其直接对吸力面造型,也使得叶型性能在优化过程中的调整更直接可控。

从图 3 可知,决定叶栅型线的控制参数由两部分组成:一是控制吸力面型线的 6 个参数 $\beta_0 \sim \beta_5$,二是叶型最大厚度轴向位置 $z_{\max}$ 和叶型最大厚度 $t_{\max}$ 。以这 8 个参数可实现对叶型型线的灵活控制。

参数化对象为美国国家航空航天局(NASA)单级轴流跨声压气机 Stage 35 动叶和静叶叶中截面基元叶栅。从王坤^[17]的研究中可知该种参数化造型方法能对 Stage 35 基元叶栅进行很好的反演。

2 数值模拟

2.1 数值方法

流场计算是优化设计中性能评价的前提。基元叶栅优化的数值模拟采用 S_1 流面流场计算程序。该程序对 N-S(Navier-Stokes)控制方程采用显式有限差分格式进行求解,采用变时间步长的 Runge-Kutta 时间推进方法,利用隐式残差光滑技术加速收敛,采取预处理方式加速低速流动收敛。湍流模型采用 $k-\omega$ 二方程模型。

2.2 网格生成

采用基于 Poisson 方程的叶轮机网格生成程序生成 C 型网格对计算域进行空间离散。该程序可在内外边界上给定任意的点数,然后将泊松方程的解作为内部点。图 4 为 Stage 35 动叶叶中截面基元叶栅的网格分布,网格周向长度为一个栅距,进口边界距叶型前缘 0.7 倍栅距。出口边界距叶型尾缘 1.2 倍弦长。沿叶型表面方向布点 225 个,叶型表面法线方向布点 33 个,网格总数为 7425。近壁加密, y^+ 小于 2,捕捉黏性附面层。最小正交角为 15° , 延展比小于 5000,膨胀比小于 4.5,满足计算网格质量要求。

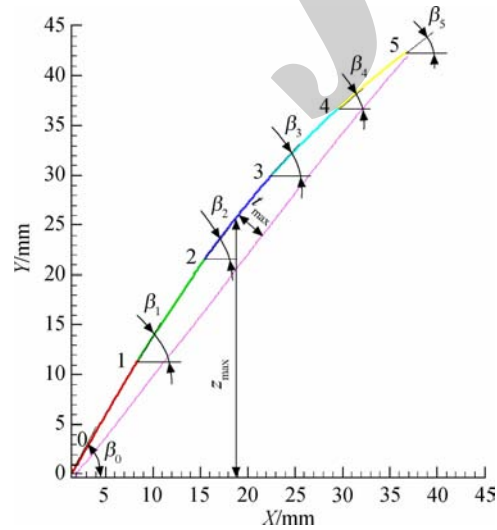


图 3 基元叶栅与控制参数

Fig. 3 Cascade and control parameters

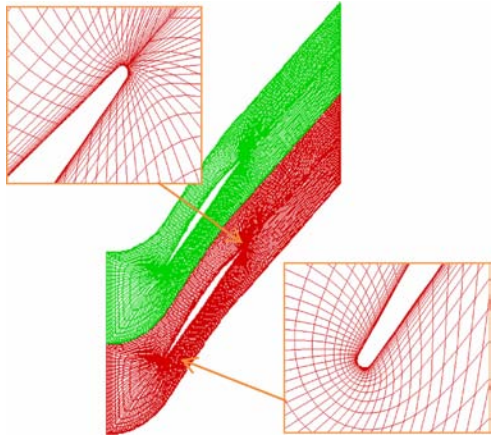


图 4 Stage 35 叶中截面网格

Fig. 4 Mesh of the middle section of Stage 35

2.3 流场计算参数设置

动叶和静叶叶中截面流场计算前须对流场计算参数进行设置。进口总温与进口总压以无量纲形式给出,参考状态为由密度 ρ_0 和声速 c_0 定义的滞止状态。对动叶和静叶叶中截面基元叶栅优化时,要给定进口总温为 283.15 K、进口总压为 101325 Pa。动叶和静叶出口静压与进口总压之比分别为 1.33 和 0.70,尾缘处相对气流角分别

为 50.8° 和 -9.8° , 前缘处来流绝对马赫数分别为 0.657 和 0.722, 动叶叶中截面前缘来流绝对速度为 214.4 m/s , 方向为轴向, 静叶叶中截面来流速度为 258.6 m/s , 方向为与额线夹角为 39.9° 。动叶叶中截面安装角为 52.3° , 静叶叶中截面安装角为 19.66° 。不同的出口背压条件可通过改变出口静压与进口总压之比来实现, 对于某一工况的优化, 固定出口静压不变。前缘绝对气流角给定 3 个值, 分别对应不同攻角情况。每一次迭代都算出 3 个攻角工况下叶栅的性能, 以便进行目标函数的设置。

2.4 性能评价准则

优化过程需要对每一次流场计算的结果进行评价, 从而决定是否进行下一次寻优迭代。优化循环中以气流经过基元叶栅后的总压损失系数为评价标准进行寻优。

损失系数 $\bar{\omega}$ 表征气流流经叶栅的总损失, 其定义为 $\bar{\omega} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1}$, 其中 p_1^* 、 p_2^* 为基元叶栅进、出口总压, p_1 为基元叶栅进口静压。

对于动叶而言, 要以相对总压带入。动叶损失系数的表达式为 $\bar{\omega} = \frac{p_{1r}^* - p_{2r}^*}{p_{1r}^* - p_{1r}}$ 。

2.5 数值校核与验证

为了保证流场计算程序的有效性, 需要对其进行校核验证。

文献[16]给出不同工况下 Stage 35 动叶和静叶各截面气动性能的实验数据, 选择动叶基元叶栅 3 个工况下的实验值与计算值进行校核, 如表 1 所示。

表 1 不同工况下实验值和计算值的比较

Table 1 Comparison between experiment value and calculation value in different conditions

参数	工况		
	1	2	3
$\alpha_{\infty}/(^{\circ})$	-1.5	1.5	2.7
$\frac{p_{out}}{p_{in}^*}$	1.28	1.33	1.33
Ma_{∞}	0.571	0.651	0.665
φ_1	0.172	0.129	0.124
φ_2	0.168	0.123	0.120
$\Delta\varphi/\%$	+2.3	+4.7	+3.2

表 1 中 α_{∞} 为来流攻角, $\frac{p_{out}}{p_{in}^*}$ 为出口静压和进口总压的比, Ma_{∞} 为来流绝对马赫数, φ_1 为总压损失系数的计算值, φ_2 为总压损失系数的实验值, $\Delta\varphi$ 为实验值和计算值的相对差值。从表 1 中可知, 计算值比实验值略大, 但其总体趋势一致。校核表明, 流场计算程序可以保证计算的可靠性。

3 动、静叶叶中截面基元叶栅优化

3.1 优化目标设置策略

3.1.1 动叶叶中截面基元叶栅优化目标设置策略

图 5 为原始动叶叶中截面基元叶栅攻角 α 特性曲线。从图 5 可知, 15° 攻角处总压损失系数最小, -16° 攻角处总压损失系数最大。在保证优化过程中每一次迭代计算尽可能收敛的条件下, -10° 攻角处的总压损失系数为相对最大点。实际优化过程中的优化目标函数设置如下:

$$\min f_1 = \bar{\omega}_{\alpha=15^{\circ}}$$
$$\min f_2 = \bar{\omega}_{\alpha=-10^{\circ}} - \bar{\omega}_{\alpha=15^{\circ}}$$

约束条件为

$$\left| \frac{\dot{m}_{\alpha=15^{\circ}}^1 - \dot{m}_{\alpha=15^{\circ}}^2}{\dot{m}_{\alpha=15^{\circ}}^1} \right| \leq 0.5\%$$
$$\left| \frac{\dot{m}_{\alpha=-10^{\circ}}^1 - \dot{m}_{\alpha=-10^{\circ}}^2}{\dot{m}_{\alpha=-10^{\circ}}^1} \right| \leq 0.5\%$$
$$\left| \frac{\dot{m}_{\alpha=20^{\circ}}^1 - \dot{m}_{\alpha=20^{\circ}}^2}{\dot{m}_{\alpha=20^{\circ}}^1} \right| \leq 0.5\%$$

其中 $\bar{\omega}_{\alpha=15^{\circ}}$ 、 $\bar{\omega}_{\alpha=-10^{\circ}}$ 为该动叶叶中截面基元叶栅攻角为 15° 、 -10° 时的总压损失系数。 $\dot{m}_{\alpha=15^{\circ}}^1$ 、 $\dot{m}_{\alpha=-10^{\circ}}^1$ 、 $\dot{m}_{\alpha=20^{\circ}}^1$ 为优化前攻角为 15° 、 -10° 、 20° 时

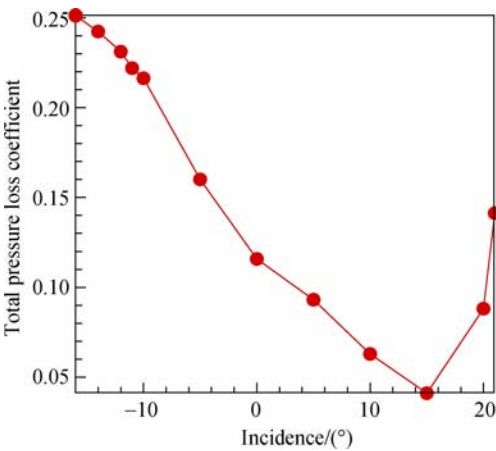


图 5 原始动叶叶中截面基元叶栅攻角特性曲线

Fig. 5 Curves of the incidence features of the cascade of original middle section of rotor

的流量, $\dot{m}_{a=15^\circ}^2$ 、 $\dot{m}_{a=-10^\circ}^2$ 、 $\dot{m}_{a=20^\circ}^2$ 为优化后攻角为 15° 、 -10° 、 20° 时的流量。

设置总压损失系数最小点为目标函数 1, 设置总压损失系数相对最高点与最低点的差值为目标函数 2, 约束条件保证各攻角优化前后的流量相对变化在 0.5% 以内。

3.1.2 静叶叶中截面基元叶栅优化目标设置策略

从图 6 可知, 静叶叶中截面基元叶栅攻角特性曲线上, 12° 攻角处的总压损失系数最小, -30° 攻角处的总压损失系数最大。由于静叶叶中截面基元叶栅各攻角情况下的计算收敛性都比较好, 故 -30° 攻角为总压损失系数相对最大点。

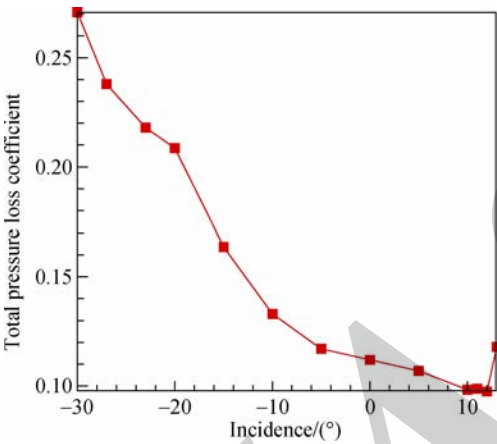


图 6 原始静叶叶中截面基元叶栅攻角特性曲线
Fig. 6 Curves of the incidence features of the cascade of original middle section of stator

对 Stage 35 静叶叶中截面基元叶栅, 设置优化目标函数的策略如下:

$$\begin{aligned} \min f_1 &= \bar{\omega}_{a=12^\circ} \\ \min f_2 &= \bar{\omega}_{a=-30^\circ} - \bar{\omega}_{a=12^\circ} \end{aligned}$$

约束条件为

$$\begin{aligned} \left| \frac{\dot{m}_{a=12^\circ}^1 - \dot{m}_{a=12^\circ}^2}{\dot{m}_{a=12^\circ}^1} \right| &\leq 0.5\% \\ \left| \frac{\dot{m}_{a=-30^\circ}^1 - \dot{m}_{a=-30^\circ}^2}{\dot{m}_{a=-30^\circ}^1} \right| &\leq 0.5\% \\ \left| \frac{\dot{m}_{a=13^\circ}^1 - \dot{m}_{a=13^\circ}^2}{\dot{m}_{a=13^\circ}^1} \right| &\leq 0.5\% \end{aligned}$$

其中 $\bar{\omega}_{a=12^\circ}$ 、 $\bar{\omega}_{a=-30^\circ}$ 为该静叶叶中截面基元叶栅攻角 12° 、 -30° 处的总压损失系数。 $\dot{m}_{a=12^\circ}^1$ 、 $\dot{m}_{a=-30^\circ}^1$ 、 $\dot{m}_{a=13^\circ}^1$ 为优化前攻角为 12° 、 -30° 、 13° 处的流量, $\dot{m}_{a=12^\circ}^2$ 、 $\dot{m}_{a=-30^\circ}^2$ 、 $\dot{m}_{a=13^\circ}^2$ 为优化后攻角为 12° 、 -30° 、 13° 处的流量。

设置总压损失系数最小点为目标函数 1, 设

置总压损失系数相对最高点与最低点的差值为目标函数 2, 约束条件保证各攻角优化前后的流量相对变化在 0.5% 以内。

3.2 优化变量与设计空间

选取基元叶栅控制参数为优化变量。由于流场计算通过改变进口气流角改变来流攻角, 所以为了研究基元叶栅的攻角特性, 需保证叶型的进口构造角不变, 故优化过程选取 $\beta_1 \sim \beta_5$ 、 $z_{\max}$ 和 $t_{\max}$ 这 7 个控制参数为优化变量。

如表 2 所示, 优化设计变量的设计空间为原值的 90%~110%, 优化变量在此范围内变化。

表 2 优化变量与设计空间
Table 2 Optimization variables and design space

优化设计变量	物理几何变量	设计空间变动百分比/%
V_1	β_1	90~110
V_2	β_2	90~110
V_3	β_3	90~110
V_4	β_4	90~110
V_5	β_5	90~110
V_6	$t_{\max}$	90~110
V_7	$z_{\max}$	90~110

3.3 优化平台与优化方法

多目标优化的平台采用 Isight 数值优化软件。优化循环使用改良的非支配排序遗传算法 (NSGA-II) 进行全局寻优。

NSGA-II 算法是进化过程中, 将当前父代群体进行交叉和变异得到子群体, 并将两个群体进行合并。在目标空间中按照 Pareto 最优关系将群体中的个体两两按其目标函数向量进行比较, 从而把所有个体分成多个前沿层。在此基础上, 利用 Pareto 优越性作为个体的优劣的评判标准, 对不同个体进行评价, 使得接近 Pareto 前沿的个体被选择, 从而使 Pareto 前进能力增强, 探索性能变得更好。

3.4 优化流程与优化效率

图 7 为优化流程。原始基元叶栅的叶型几何文件作为输入文件, 通过叶型参数化造型程序, 将由离散点构成的叶型数据反演为由若干控制参数决定的参数化叶型数据。对反演后的基元叶型生成网格, 对控制方程进行空间离散, 然后进行 S_1

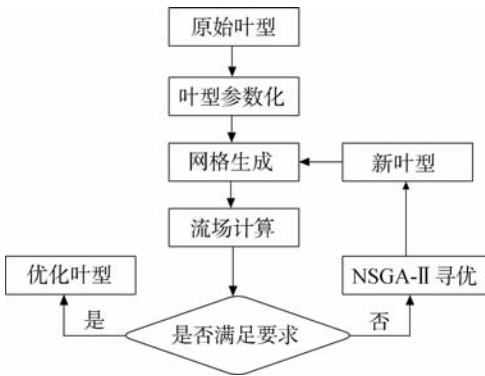


图 7 优化流程
Fig. 7 Optimization process

流面的流场计算,再依据性能评价准则对流场计算后的性能进行评估,如果满足要求,则输出优化叶型,如果不满足要求,则通过改变叶型参数优化变量进行寻优改进,生成新叶型,依此迭代,直至满足要求。

本次优化循环设置种群规模为 12,最大进化代数数为 40。优化使用的计算机配置为 Intel Core i7 3.07 GHz,2G RAM(随机存储器)。在使用单 CPU(中央处理单元)运算的情况下,优化耗时为 43 h。

4 动、静叶叶中截面基元叶栅优化结果分析

4.1 动叶叶中截面基元叶栅优化结果分析

图 8 为动叶叶中截面基元叶栅优化目标函数平面内的 Pareto 分布。选取 3 个优化点(记为 OPT1、OPT2 和 OPT3)来进行分析。

图 8 中的红点表示优化过程中的可行点,绿

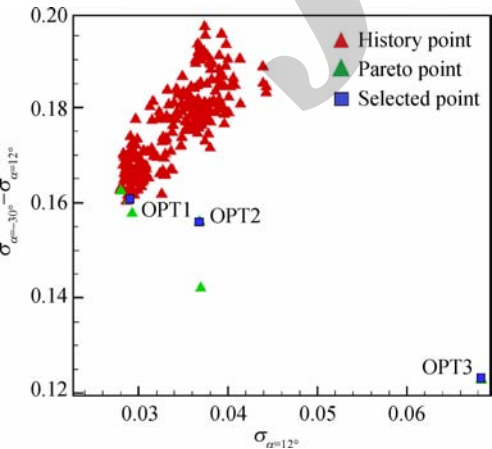


图 8 动叶叶中截面基元叶栅目标函数平面内的 Pareto 分布

Fig. 8 Pareto distribution in the objective function plane of the cascade of the rotor middle section

点表示优化过程中的 Pareto 点,蓝点表示本次优化所选择的 3 个优化点,图中横坐标 $\sigma_a=12^\circ$ 为 12° 攻角下的损失系数,纵坐标 $\sigma_a=-30^\circ-\sigma_a=12^\circ$ 为 -30° 和 12° 攻角下损失系数之差。从图 8 中可以看出,在目标函数平面内该 3 点分布较为均匀,可以全面考量优化结果。

表 3 为动叶叶中截面基元叶栅优化变量的相对变化。从表 3 中可以看出,OPT1 的 β_2 、 β_5 和 $z_{\max}$ 有较大的增量,OPT2 的 β_2 、 β_3 、 β_4 、 β_5 和 $z_{\max}$ 有较大的增量,OPT3 和 OPT2 的主要差别在 β_5 和 $t_{\max}$ 上。

表 3 动叶叶中截面基元叶栅设计参数的相对变化

Table 3 Relative variation of design paremeters of the optimization of the cascade of the rotor middle section %

参数	优化点			
	OPT1	OPT2	OPT3	ORI
$\Delta\beta_1$	0.6	-0.6	-0.6	58.103
$\Delta\beta_2$	6.0	6.1	6.0	55.568
$\Delta\beta_3$	1.7	4.0	4.0	49.704
$\Delta\beta_4$	-1.1	3.5	3.5	43.873
$\Delta\beta_5$	5.4	7.3	8.2	39.906
$\Delta t_{\max}$	0.9	1.6	1.0	0.0909
$\Delta z_{\max}$	4.2	4.4	4.4	0.519

图 9 为动叶叶中截面基元叶栅优化前后叶型几何对比。从图中可以看出,OPT2 和 OPT3 几何几乎重叠在一起。40%弦长后,优化点叶型与原始叶型的差别逐渐拉大。其中,OPT1 在 60%弦长以后的弯角要比 OPT2、OPT3 大。40%弦长处,原始叶型相对厚度为 0.065(相对弦长),OPT1、OPT2 和 OPT3 相对厚度为分别为 0.062、0.066 和 0.065。

从优化结果看,优化叶型折转角变小,但在激波的作用下可以保证出口静压的恒定,3 种优化叶型以及原型的出口静压均为 134762 Pa,这保证了优化前后比较的有效性。

动叶叶中截面基元叶栅优化前后的气动性能比较如图 10 所示。从中可以看出,OPT1 攻角特性曲线在整个攻角范围内均较原曲线有所下降,且攻角适应性范围从 $-11^\circ\sim 21^\circ$ 拓宽至 $-16^\circ\sim 21^\circ$ 。OPT2 和 OPT3 攻角特性曲线虽然在 $-16^\circ\sim 15^\circ$ 攻角范围内有较低的总压损失系数,

但在 15°攻角以后,总压损失系数急剧上升,攻角适应性范围反不如原始叶型。总体而言,仅有 OPT1 攻角特性曲线满足双重要求,即既拓宽了 5°攻角适应性范围,同时在全攻角范围内全面降低了总压损失系数。

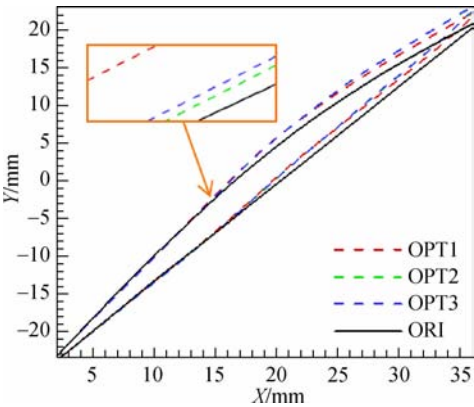


图 9 动叶中截面基元叶栅几何优化前后对比
Fig. 9 Comparison of geometries of the cascade of the rotor middle section between the one before and after optimization

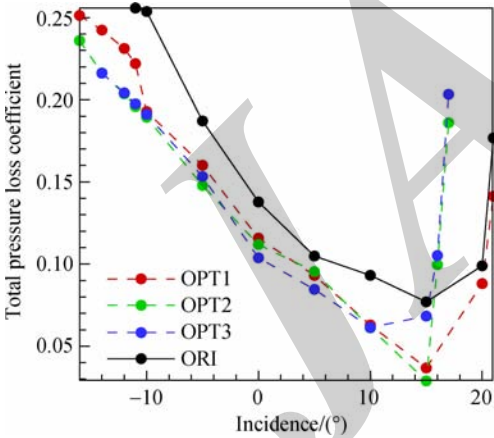


图 10 动叶叶中截面基元叶栅优化前后攻角特性比较
Fig. 10 Comparison of the incidence features for cascade of the rotor middle section between the one before and after optimization

图 11 为 OPT1 攻角特性曲线上攻角为 15°处优化前后相对马赫数云图对比。

从图 11 可以看到,15°攻角时,优化后的流场比优化前的流场激波强度小,且叶背尾缘处的分离区域更小,从而优化后叶型的总压损失系数变小。

4.2 静叶叶中截面基元叶栅优化结果分析

图 12 为静叶叶中截面基元叶栅优化目标函数平面内的 Pareto 分布。红色点为优化过程中

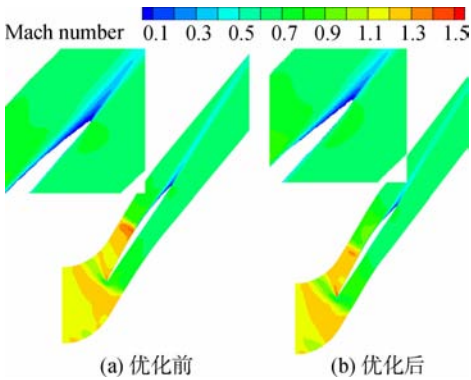


图 11 攻角 15°时的优化前后相对马赫数分布对比
Fig. 11 Comparison of the relative Mach distribution between the one before and after optimization at the incidence of 15°

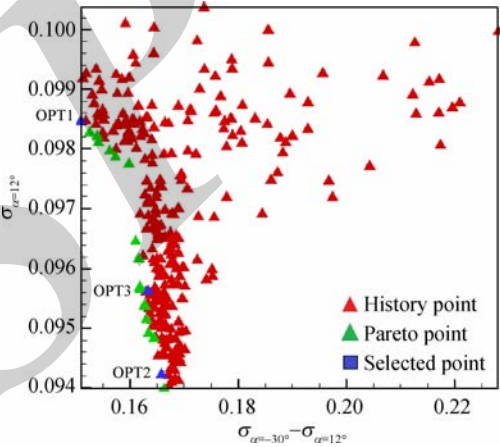


图 12 静叶叶中截面基元叶栅优化目标函数平面内的 Pareto 分布
Fig. 12 Pareto distribution in the objective function plane of the optimization of the cascade of the stator middle section

的可行点,绿色点为优化过程中的 Pareto 点。为更好地分析优化的结果,选取 3 个 Pareto 点 (OPT1、OPT2 和 OPT3) 进行比较,该 3 点为图 12 上的蓝点。

表 4 为 OPT1、OPT2 和 OPT3 三种优化情况下各设计变量的相对变化值。

图 13 为优化前后静叶叶中截面基元叶栅的几何对比,从图 13 中可以看出,静叶基元叶栅优化前后的变化量相对动叶基元叶栅变化较小。60%弦长处,原始叶型相对厚度为 0.052(相对弦长),OPT1、OPT2 和 OPT3 优化叶型的相对厚度分别为 0.042、0.045 和 0.047。

如图 14 所示,3 个优化点对静叶叶中截面基元叶栅的攻角适应性范围都有拓宽。OPT1 攻角特性曲线在 -20°攻角以下范围内总压损失系数

表 4 静叶叶中截面优化设计变量的相对变化
Table 4 Relative variation of design paremeters of the optimization of the cascade for the stator middle section %

参数	优化点			
	OPT1	OPT2	OPT3	ORI
$\Delta\beta_1$	0.3	3.2	-4.2	-31.679
$\Delta\beta_2$	2.9	-3.5	-5.3	-22.856
$\Delta\beta_3$	-5.4	-0.7	-2.2	-14.029
$\Delta\beta_4$	6.3	5.5	5.8	-5.563
$\Delta\beta_5$	0.5	-0.6	0.8	2.374
$\Delta t_{\max}$	-7.2	2.3	-5.0	0.0612
$\Delta z_{\max}$	-7.2	-0.9	-0.1	0.483

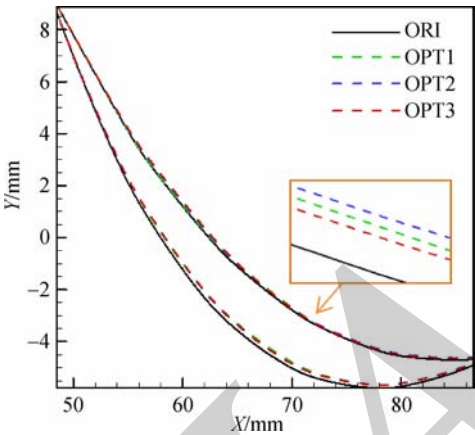


图 13 静叶叶中截面基元叶栅几何优化前后对比
Fig. 13 Comparison of geometries of the cascade of stator middle section between the one before and after optimization

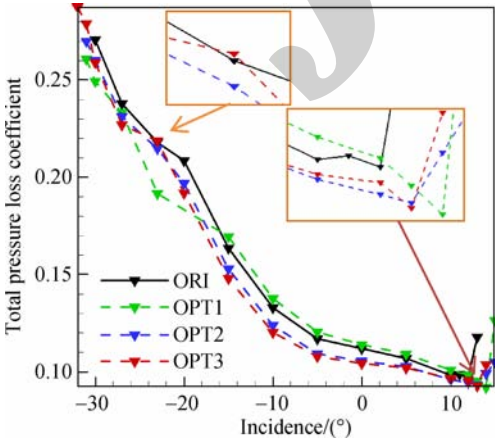


图 14 静叶叶中截面基元叶栅优化前后攻角特性对比
Fig. 14 Comparison of incidence features of the cascade of the stator middle section between before and after optimization

较原曲线有较大减小,但在 -15° 攻角以上范围内较原曲线有所增加。OPT2 攻角特性曲线在全攻角范围内总压损失系数较原曲线均有所下降。OPT3 在攻角为 -23° 时略大于原曲线在该处的总压损失系数。综合而言,仅有 OPT2 攻角特性曲线满足双重要求,即既拓宽了 3° 攻角适应性范围,同时也在全攻角范围内降低了总压损失系数。

将 OPT2 攻角特性曲线和原曲线在攻角为 -10° 时的相对马赫数云图进行比较分析,如图 15 所示。

从图 15 中可以看出,优化前后靠近尾缘的叶背分离损失相差不大,但是优化后叶盆靠近前缘处以及叶背距前缘 60%弦长处的超声区域以及激波强度要小于优化前的流场,使优化后流场的激波损失以及激波和附面层相互干扰引起的损失下降,导致其总压损失系数下降,优化了静叶叶中截面基元叶栅的气动性能。

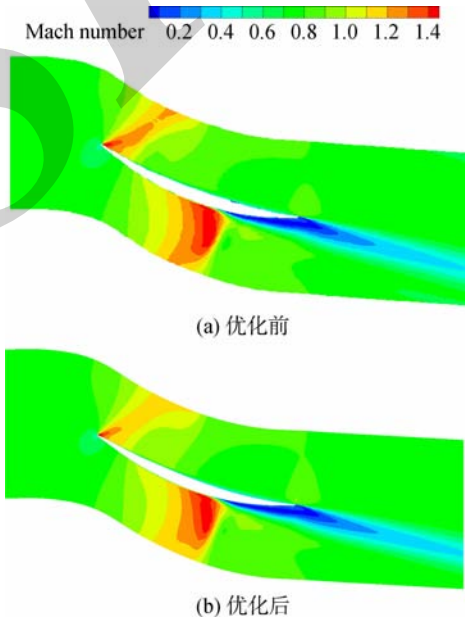


图 15 攻角为 -10° 时优化前后相对马赫数云图对比
Fig. 15 Comparison of the relative Mach distribution between the one before and after optimization at the incidence of -10°

5 结 论

采用基于多段 Bezier 曲线的参数化造型方法,结合 S_1 流面计算程序,在 Isight 优化平台上,使用改良的非支配排序遗传算法(NSGA-II)对美国 NASA 单级轴流跨声压气机 Stage 35 动、静叶叶中截面基元叶栅进行全局优化,得出结论:

1) 基于吸力面型线的多段 Bezier 曲线造型方法可对基元叶型灵活控制,可成功应用于优化循环的参数化造型。

2) 采用以最小总压损失系数为目标函数 1,以总压损失系数相对最高点与最低点的差值为目标函数 2 的优化目标设置策略进行全局优化,可以达到既降低攻角特性曲线在全工况范围内的总压损失系数,又拓宽其攻角适应性范围的双重目的。

3) 优化后的动叶叶中截面基元叶栅攻角特性曲线在全攻角范围内的总压损失系数均较原曲线全面下降,并比原攻角适应性范围拓宽了 5° 。

4) 优化后的静叶叶中截面基元叶栅攻角特性曲线在全攻角范围内的总压损失系数较原曲线均全面下降,并比原攻角适应性范围拓宽了 3° 。

参考文献:

- [1] SANFORD F, ROBERT B, MCCLURE, et al. A unique supersonic inlet unsteady aerodynamic cascade experiment [R]. AIAA 74-0622, 1974.
- [2] YOUNG J B. Two-dimensional non-equilibrium wet-stream calculations for nozzles and turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3): 569-579.
- [3] JIRI B. Aerodynamic shape optimization of turbomachinery cascades[R]. AIAA 97-32475, 1997.
- [4] MOHAMMADI B. Optimal shape design, reverse mode of automatic differentiation and turbulence [R]. AIAA 97-0099, 1997.
- [5] HADRIEN M, MARC M, FRANCOIS G. Gradient span analysis method: application to multipoint aerodynamic shape optimization of a turbine cascade [R]. ASME Paper 2015-GT-091006, 2015.
- [6] PIRONNEAU O. On optimum shapes in stokes flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1973, 59(2): 117-128.
- [7] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Computing, 1988, 3(3): 233-260.
- [8] PINI M, PERSICO G, DOSSENA V. Robust adjoint-based shape optimization of supersonic turbomachinery cascades [R]. ASME Paper 2014-GT-27064, 2014.
- [9] SCHAFFER O, FRUHAUF H, BAUER B, et al. Application of a Navier-Stokes analysis to flows through plane cascades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1986, 108(1): 103-111.
- [10] ERNESTO B, CLAUDIO C, RITA P. Aerodynamic optimization of an impulse turbine cascade including laminar/turbulent transition prediction[R]. ASME Paper 2010-GT-22026, 2010.
- [11] ZHANG Chaolei, FENG Zhenping. Aerodynamic shape design optimization for turbomachinery cascade based on discrete adjoint method[R]. ASME Paper 2011-GT-45805, 2011.
- [12] LI Yingchen, FENG Zhenping. Three-dimensional aerodynamic design of turbine blades using the adjoint method [R]. ASME Paper 2008-GT-51225, 2008.
- [13] GU Chuangang, LUO Laiqin, MIAO Yongmiao. Experimental investigations of flows through a plane cascade at large angles of attack with separations[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(7): 323-328.
- [14] 王正明, 王嘉伟. 动静叶栅优化改型及其性能分析[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 231-233.
WANG Zhengming, WANG Jiawei. Optimization and performance analysis of stator and rotor cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 231-233. (in Chinese)
- [15] 舒信伟, 谷传纲, 杨波, 等. 基于 Pareto 类遗传算法的基元叶栅多工况优化[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(4): 599-601.
SHU Xinwei, GU Chuangang, YANG Bo, et al. Cascade multi-point optimization based on pareto-GA[J]. Journal of engineering thermophysics, 2008, 29(4): 599-601. (in Chinese)
- [16] REID L, MOORE R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82[R]. NASA TP-1338, 1978.
- [17] 王坤. 基于吸力面型线调适的轴流压气机叶片造型方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015.
WANG Kun. Research on axial-flow compressor blade modeling based on adjustment of suction curve[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)