

文章编号: 1000-8055(2007)09-1492-06

基于多目标优化的透平叶栅变工况设计方法

宋立明, 李 军, 丰镇平, 罗 常
(西安交通大学 叶轮机械研究所, 西安, 710049)

摘 要: 将基于多目标优化方法的变工况设计思想引入到透平叶栅气动优化设计领域, 以能量法为基础, 提出了二维叶栅型线光滑方法和叶栅自动设计参数化方法, 在此基础上进一步结合并行多目标差分进化算法和CFD技术, 发展了叶栅变工况自动气动优化设计方法. 对一个透平叶栅选择一亚声速工况和一跨声速工况进行了变工况自动气动优化设计研究. 设计结果表明该设计方法能一次性获得适用于不同工况范围的多个气动性能优良的叶栅, 具有优秀的设计能力和工程实用价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 透平叶栅; 能量法; 多目标; 气动优化; 变工况

中图分类号: O354

文献标识码: A

An off2design method of turbine blade based on multiobjective optimization

SONG L2ming, LI Jun, FENG Zhen2ping, LUO Chang

(Institute of Turbomachinery, Xi. an Jiaotong University, Xi. an 710049, China)

Abstract: The off2design concept based on multiobjective optimization was introduced into turbomachinery cascades optimization. And, the energy optimization method was applied to develop a 2D blade fairing method and a new automatic blade design parameterization method. By combining parallel multiobjective differential evolution algorithm and CFD technique, an off2design aerodynamic optimization method was developed. Thus, the off2design aerodynamic optimization of a turbine blade was studied under the subsonic condition and transonic condition. The result indicates that this design method can help to get several blades profiles of good aerodynamic performance suitable for different working condition, presenting strong design capability and higher engineering practicability.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; energy optimization method; multiobjective; aerodynamic optimization; off2design

设计具有宽广工况范围且在工况范围内保持高效率的叶栅是设计者和研究者共同的追求目标. 为了达到此目的, 目前叶栅的设计须经过反复迭代才能完成. 即首先在设计点设计叶栅, 然后对其变工况性能进行校核, 如此迭代直至获得满足变工况性能的叶栅^[1]. 该方法对设计人员的经验和水平有很大的依赖性, 工作量大, 设计周期长, 且设计叶栅的变工况性能难以保证.

为克服这一单点设计方法的不足, 采用多目标优化设计方法直接进行变工况设计是一个可行的选择. 在航空领域, 已提出了基于多目标优化方法的机翼变工况优化设计(多点优化设计)方法. 传统的机翼设计方法也采用单点设计方法, 当实际运行与设计点偏离较大时, 机翼的气动性能有可能急剧恶化. 为克服此缺点, 人们基于多目标优化设计的思想, 提出了多点优化设计方法. 研究表

明,该方法设计的翼型比采用单点设计方法的翼型具有更优良的变工况性能^[2]. 这对叶栅变工况设计很有启发,文献[3]基于此思想对某离心压气机二维扩压器叶栅进行了变工况优化设计,验证了多目标优化设计思想应用于叶栅设计的可行性. 然有关轴流式叶轮机机械叶栅直接变工况自动设计研究的报道很少.

采用多目标优化设计方法进行叶栅变工况设计时,特别其工况范围较大时,须对叶栅的某些重要几何参数如安装角、弦长等进行大范围优化. 目前在气动优化设计中普遍采用的改型参数化方法对参考叶栅有很强的依赖性,难以完成变工况优化设计. 为克服此缺点,本文以能量法为基础,提出了轴流式叶轮机机械叶栅自动设计参数化方法,在此基础上结合多目标差分进化算法^[4]和 CFD 求解技术,发展了基于多目标优化的叶轮机机械叶栅多目标自动气动优化设计方法. 该方法不需给出初始叶栅型线,可对叶栅参数进行大范围的优化,并能一次性获得适用于不同工况范围的多个不同的叶栅. 利用该方法对一航空涡轮叶栅进行了变工况自动气动优化设计,所得叶栅具有优良的气动性能和变工况性能,表明该优化设计方法具有优秀的设计能力和重要的工程实用价值.

1 基于能量法的叶栅型线光顺方法

众所周知,二维叶栅的流动特性与二维叶栅型线的曲率半径的分布有很大的关系. 考虑牛顿流体,柱坐标系下的二维 N2S 方程中有

$$\begin{aligned} S_r = & - \frac{1}{r} \left[2 \frac{5v_r}{5r} - \frac{2}{3} \left(\frac{\#}{\$} V \right) \right] \\ S_{Hr} = & - \frac{1}{r} \left[2 \left(\frac{1}{r} \frac{5v_H}{5H} + \frac{v_r}{r} \right) - \frac{2}{3} \left(\frac{\#}{\$} V \right) \right] \\ S_H = & S_H = - \frac{1}{r} \left[\frac{5}{5r} \left(\frac{v_H}{r} \right) + \frac{1}{r} \frac{5v_r}{5H} \right] \\ \left(\frac{\#}{\$} V \right) = & \frac{1}{r} \frac{5}{5r} (r v_r) + \frac{1}{r} \frac{5v_r}{5H} \end{aligned} \tag{1}$$

公式中 $1/r$ 项表明局部曲率半径对二维叶栅的边界层内流动有很大的影响,从而将对二维叶栅的气动性能产生非常大的影响. 气动性能优良的二维叶栅,其表面压力和边界层内的速度分布应尽可能的连续,这要求二维叶栅型线曲率连续^[5]. 特别是在跨声速流动中,气动性能优良的二维叶栅的表面压力及边界层内的速度分布应尽可能的均匀,这要求叶栅型线曲率的变化要均匀. 根据曲线光顺的定义^[6],曲率连续和曲率均匀分布是曲线

光顺的必要条件.

为了获得光顺的二维叶栅型线,本文采用能量法对叶栅型线进行光顺处理. 能量法的基本思想是将曲线、曲面的光顺问题转化为最优化问题求解^[7]. 给定通过型值点列 $P_i (i= 0, 1, \dots, n)$ 的 3 次 B 样条曲线 $P_0(u)$, 设光顺后的 3 次 B 样条曲线为 $P(u)$, 新的型值点列为 $Q_i (i= 0, 1, \dots, n)$. $P(u)$ 设定为型值点列 Q 的弹性样条. 将曲线系统的总能量可表示为

$$E_s = E_n + E_{sp} = \frac{(EI)^2}{2} \int_0^1 Q^2 ds + \frac{1}{2} \int_0^1 B \|P_i - Q_i\|^2 \tag{2}$$

其中公式右边的第 1 项反映了光顺性要求,即样条曲线的应变能尽可能的小. EI 和 c 分别是样条曲线的刚度系数和曲率. 公式右边的第 2 项反映了逼近性要求. 使系统总能量最小的曲线 $P(t)$ 就是能量法光顺后的曲线. 将光顺前后的曲线用 3 次 B 样条曲线表示:

$$\begin{aligned} P_0(u) &= \sum_{j=0}^{n+2} V_j^0 B_{j,3}(u), \\ P(u) &= \sum_{j=0}^{n+2} V_j B_{j,3}(u) \end{aligned} \tag{3}$$

其中 $B_{i,3}(u)$ 是由节点矢量 $U = [u_0 = u_1 = u_2 = u_3 = 0, \dots, u_i, \dots, u_{n+3} = u_{n+4} = u_{n+5} = u_{n+6} = 1]$ 定义的基函数, V^0 和 V 是光顺前后曲线的控制顶点. 节点矢量由下式求得

$$\begin{aligned} u_i &= \frac{\sum_{k=0}^{i-4} l_k}{\sum_{k=0}^{n-1} l_k} \quad (4 \leq i \leq n+2), \\ l_k &= \|P_k P_{k+1}\| \quad (0 \leq k \leq n) \end{aligned} \tag{4}$$

为求得系统能量的极值,对弧长 s 和曲率 c 作线性化近似处理:

$$\begin{aligned} ds &= U du, c^2 = (d^2 P / ds^2)^2 U (d^2 P / du^2)^2 \tag{5} \\ \text{令 } A &= (EI)^2, \text{ 将公式(3)~(5) 带入公式(2),} \end{aligned}$$

得

$$\begin{aligned} E_s &= \frac{1}{2} A E \sum_{k=1}^n Q \sum_{j=0}^{n+2} \left[\sum_{i=k-2}^{n+2} V_j B_{i,3}(u) \right]^2 du + \\ &\quad \frac{1}{2} \int_0^1 B \left[\sum_{j=0}^{n+2} V_j B_{j,3}(u_{k+3}) - P_k \right]^2 \tag{6} \end{aligned}$$

为使 E_s 最小,令 $\delta E / \delta V_j = 0$, 得

$$\begin{aligned} A E \sum_{k=1}^n \sum_{j=0}^{n+2} V_j B_{j,3}(u_{k+3}) B_{j,3}(u) + \sum_{k=0}^n B \left[\sum_{j=0}^{n+2} V_j B_{j,3}(u_{k+3}) - P_k \right] B_{i,3}(u_{k+3}) &= 0 \tag{7} \end{aligned}$$

给定 A 和 B 后,采用高斯消元法求解方程

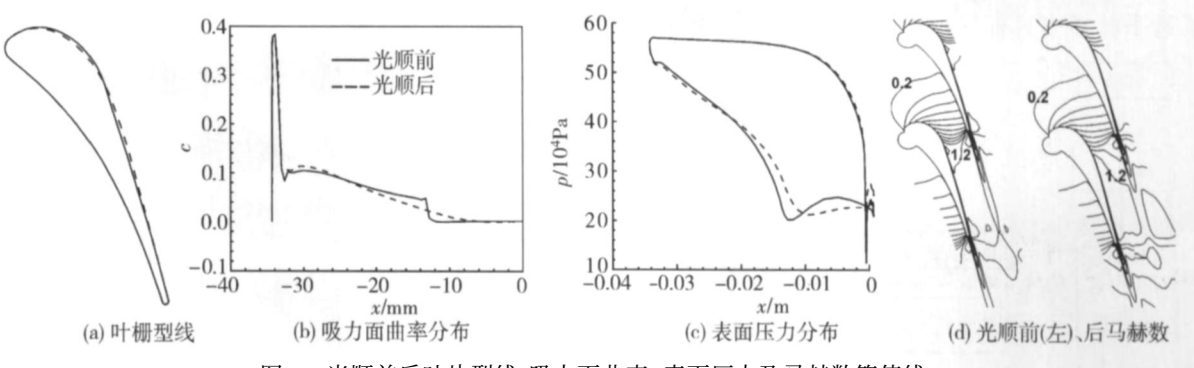


图 1 光顺前后叶片型线、吸力面曲率、表面压力及马赫数等值线

Fig. 1 Profile of the blade, curvature on the suction surface, static pressure on the surface and Mach contours before and after fair

(7), 可求出光顺后曲线的控制顶点. 将控制顶点代入公式(3)即可求出光顺后曲线. 在本文中, 固定 $B=110(k=0,1,\dots,n)$, A 作为优化变量计算得到.

图 1 给出了一采用几何造型方法设计的叶栅型线^[8], 该叶栅型线在吸力面喉部附近曲率有较大的突跳, 使得叶栅吸力面喉部发生了较大的压力突跳, 产生了较强内伸斜激波, 从而导致较大的激波损失. 采用基于能量法的叶栅型线光顺方法, 取 $A=0.0015$ 对该叶栅吸力面型线进行光顺, 消除了吸力面喉部曲率的突跳, 使吸力面曲线的曲率变得连续、均匀, 减小了叶栅吸力面喉部的压力突跳, 降低了吸力面内伸斜激波的强度, 有效的减小了激波损失, 提高了叶栅的气动性能.

2 轴流式叶栅自动设计参数化方法

目前的叶栅气动优化设计方法对初始型线有很大的依赖性, 难以满足变工况自动气动设计的要求. 为克服此缺点, 本文提出了三维叶栅自动设计参数化方法, 其过程是: 首先沿叶高方向根据叶片的高度选择一系列对气动性能影响较大的二维截面, 采用基于能量法的二维叶栅参数化方法进行参数化处理, 然后按一定的规律径向基叠所选择截面, 最后通过蒙面法生成三维叶片.

在二维叶栅型线造型方法中, 多参数法、样条函数方法及高次多项式造型方法的局部修改性很差, 难以满足气动优化设计的要求. 为了改善这种状况, 文献[8]采用 5 个关键点来模拟叶栅型线. 但该方法的一个明显缺点是在连接点处型线曲率的连续性难以保证, 并且很难对叶栅型线进行局部微调. 为满足自动气动优化设计的要求, 本文结合几何参数造型方法、能量法叶栅型线光顺方法和基于非均匀 B 样条曲线叶栅型线参数化方

法^[9], 提出了新的二维叶栅自动造型方法. 其步骤是: 首先利用基于文献[5]发展的二维叶栅多参数造型方法, 选用 11 个基本参数, 生成初始二维叶栅型线; 由于采用多参数法生成的吸力面曲线的曲率难以满足的叶片气动性能的要求, 尤其位于吸力面喉部的第 3 个点是两段 3 次多项式曲线的连接点, 其附近曲线的曲率更难以满足要求, 为克服该缺点采用能量法对叶型曲线进行光顺处理; 最后采用非均匀 B 样条曲线拟合吸力面和压力面型线, 生成一系列控制点, 对可调控点进行微调, 生成叶型曲线, 如图 2 所示.

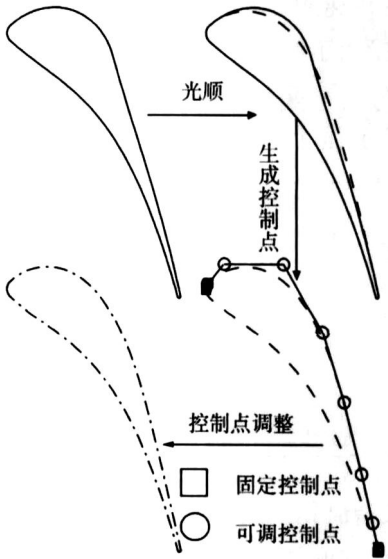


图 2 自动设计参数化方法

Fig. 2 Automatic design parameterization method

3 叶栅变工况自动气动优化设计方法

本文耦合并行多目标差分进化算法, N2S 方程求解技术和叶栅自动设计参数化方法, 提出了轴流式叶栅变工况气动优化设计方法. 图 3 给出

了透平叶栅多目标气动设计流程.

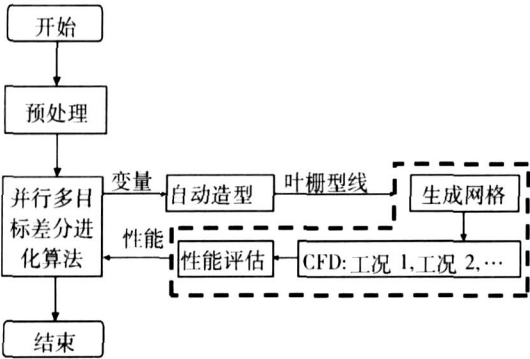


图 3 轴流式叶栅变工况气动优化设计方法

Fig. 3 Offdesign aerodynamic optimization method of the axial turbomachinery cascades

4 透平叶栅变工况自动气动优化设计

4.1 问题描述

为验证变工况自动气动优化设计方法的正确性和实用性,应用叶轮机械叶栅多目标自动气动优化设计方法,选择两个运行工况,以总压恢复系数最大为目标函数,利用 10 个 CPU,对一三维直叶栅进行变工况自动气动优化设计.其中工况 1 工作在亚声速条件下,工况 2 工作在超声速条件下.表 1 给出了叶栅的部分几何参数和流动参数.

表 1 叶栅计算参数
Table 1 Parameters of the cascade

	工况 1	工况 2
叶片高度/mm	35.0	35.0
工质	空气	空气
进口总温/K	410.0	410.0
进口总压/Pa	570 000	570 000
进口气流角/(b)	0.0	0.0
出口静压/Pa	400 000	250 000

在求解时均 N2S 方程时,粘流计算采用 B2L 紊流模型,空间离散采用有限体积法,时间离散采用四步 Runge2Kutta 方法.为加速收敛,采用了多重网格法和隐式残量平均法.网格划分采用 H2O2 I 网格结构,网格节点数为 188 699(见图 4).

4.2 优化设计变量及目标函数

在优化中,进口几何角、尾缘半径和截面半径给定,取 8 个几何优化参数、1 个吸力面光滑参数和 6 个吸力面微调控制点参数共 15 个参数为设计变量(见图 2).种群规模设定为 30,最大优化代

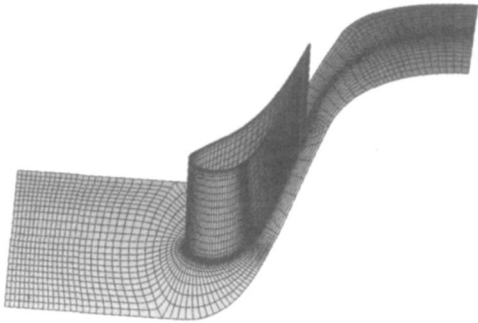


图 4 叶栅几何外形及网格示意图

Fig. 4 3D geometrical profile and computational grid of the cascade

数为 60,利用 10 个 CPU 进行运算.在优化过程中,要求在工况 2 工作时,叶栅的质量流量为 15l 4 kg/s,偏差不超过 3%;出口气流角为 72. 5b,偏差不超过 0. 3b.用下标 1 和 2 表示运行工况,该算例中目标函数可表示为

max F(Q) = [F1(Q), F2(Q)] = [Cp,1(Q), Cp,2(Q)]
s. t. 0. 97# m2(Q) [m2(Q) 1. 03# m2(Q),
72. 2b [B,2(Q) [72l 8b (8)

4.3 优化设计结果

完成 60 代优化后,获得了 12 个 Pareto 解.图 5 是本次优化设计的迭代收敛史.本文选择 Design A, Design B, Design C 以及 Design D 的 4 个 Pareto 解进行分析.表 2 比较了这 4 个叶栅的部分几何参数和总体性能.图 6 给出了 4 个 Pare2 to 解所对应的二维叶栅型线.

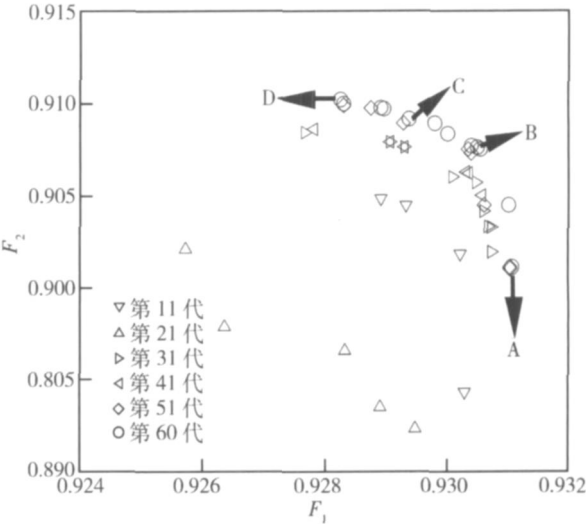


图 5 优化迭代收敛史

Fig. 5 Iteration history of the objective function

优化设计结果的第一个特点是二维叶栅的安装角从 Design A 到 Design D 依次增加.叶栅的

安装角对叶栅载荷分布影响很大. 安装角较小的时候, 方便形成后加载设计, 随着安装角的增大, 吸力面喉部向上游移动, 使得负荷向上游移动, 容易形成前加载设计^[10]. 在亚声速工况下, 采用后加载设计有利于降低叶型损失和二次流损失^[11]. 但在跨声速工况下, 采用后加载设计会产生较强的内伸斜激波并因此带来较大的掺混损失. 从优化结果看, Design A 是亚音速工况下性能最优良的叶栅, 其安装角最小. 在 0.45 倍弦长达到工况 1 的最大负荷, 在 0.56 倍弦长达到工况 2 的最大负荷(见图 7 和图 8), 具有后加载叶栅的特点. Design D 是跨声速工况下性能最优良的叶栅, 其安装角最大. 在 0.30 倍弦长即达到工况 1 的最大负荷, 在 0.41 倍弦长达到工况 2 的最大负荷(见图 7 和图 8), 是典型的前加载叶栅. Design B 和 Design C 是综合性能优良的叶栅, 其达到最大负荷的位置介于 Design A 和 Design D 之间.

表 2 叶栅几何设计结果及气动性能
Table 2 Geometry result and aerodynamic performance of the cascades

	A	B	C	D
叶片数	29	27	27	26
轴向弦长/mm	38.336	34.863	33.172	30.916
中截面相对栅距	0.805	0.852	0.857	0.893 7
安装角/(b)	51.16	55.11	57.54	59.83
流量/ 工况 1	14.771	14.895	14.851	14.722
(kg# s ²¹) 工况 2	15.853	15.842	15.777	15.589
出口气 工况 1	72.758	72.609	72.609	72.730
流角/(b) 工况 2	72.202	72.578	72.367	72.584
总压恢 工况 1	0.931 1	0.930 4	0.929 4	0.928 3
复系数 工况 2	0.901 2	0.907 7	0.909 2	0.910 2

优化设计结果的第二个特点是叶栅的叶片数从 Design A 到 Design D 呈减小趋势, 相对栅距呈增加趋势. 对于三维直叶栅, 叶片数和相对栅距受到叶型损失、尾迹掺混损失和二次流损失的影响. 当叶片数增加时, 便于流动的控制, 有利于减小叶型损失; 同时会导致叶片的弦长相应的减小, 增加叶片的展弦比, 有利于降低二次流损失. 但叶片数增加会导致尾迹掺混损失相应的增大. 因此,

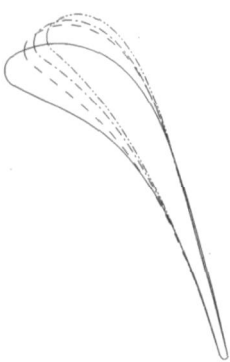


图 6 二维叶栅型线
Fig. 6 2D profile of the cascades

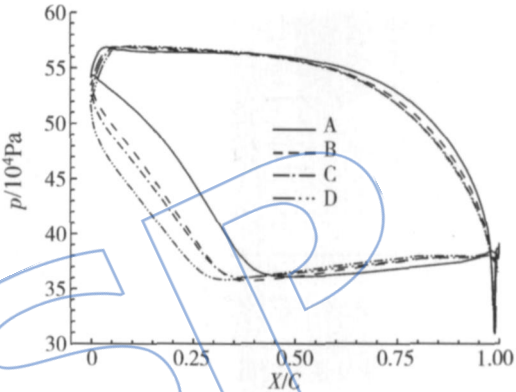


图 7 中截面表面压力分布(工况 1)
Fig. 7 Static pressure distribution on the surface at the middle section (Work condition 1)

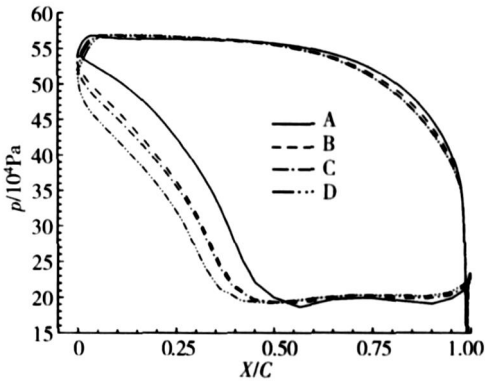


图 8 中截面表面压力分布(工况 2)
Fig. 8 Static pressure distribution on the surface at the middle section (Work condition 2)

当尾迹掺混损失增加时, 叶片数应当减小. 当尾缘半径一定的时候, 随着叶栅出口马赫数的增加, 叶栅尾迹掺混损失随之增加. 因此, 随着出口马赫数的增加, 不同工况对应的最优叶片数应该减少, 最优相对栅距应该增加. 本文设计的结果验证了这种变化趋势.

图 9 比较了 4 个叶栅总压恢复系数随出口马赫数变化的特性曲线. 在马赫数小于 0.175 时, Design A 的总压恢复系数最大, 表明该叶栅在亚声

速区域性能优秀. 但当马赫数增加时, 受激波损失的影响, 其总压恢复系数急剧降低. 在马赫数大于 1.0 时, Design D 的总压恢复系数最大, 且叶栅的性能曲线变得平缓. 表明该叶栅具有优秀的跨声速性能和变工况性能. 设计结果表明, 采用基于多目标进化算法的变工况自动气动优化设计方法可以一次性获得适用于不同工况范围的多个不同的叶栅, 根据不同的设计要求供设计人员选择.

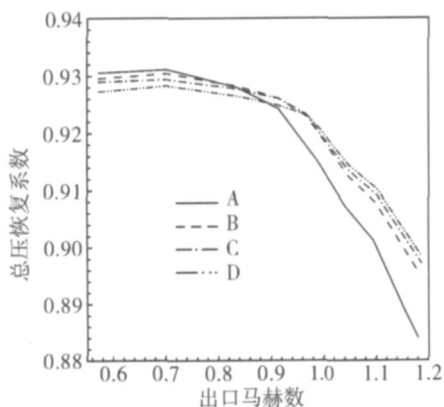


图 9 总压恢复系数随出口马赫数变化的曲线

Fig. 9 Total pressure coefficient at the exit versus Mach number at the exit

5 结 论

(1) 本文提出了基于能量法的二维叶栅型线光顺方法, 并进一步结合几何参数造型方法和基于非均匀 B 样条曲线叶栅型线参数化方法, 提出了二维叶栅自动设计参数化方法. 以此为基础, 提出了三维叶栅自动设计参数化方法.

(2) 本文将基于多目标优化方法的变工况设计思想引入到轴流式叶栅气动优化设计领域, 结合并行多目标差分进化算法、叶栅自动设计参数化方法和三维 N2S 方程求解技术, 提出了轴流式叶栅变工况自动气动优化设计方法. 应用该方法完成了从亚声速到超声速叶栅的变工况设计.

(3) 轴流式叶栅变工况自动气动优化设计方法不需要初始叶栅型线, 可对叶栅参数进行大范围的优化, 并能一次性获得适用于不同工况范围的多个不同的叶栅. 表明该优化设计方法具有优秀的设计能力和重要的工程实用价值.

参考文献:

- [1] Benner M W, Sjolander S A, Moustapha S H. Influence of leading edge geometry on profile losses in turbine at off design incidence: experimental results and an improved correlation[J]. ASME J. Turbomachinery, 1997, 119: 19320.
- [2] Quagliarella D. Genetic algorithms applications in computational fluid dynamics[C] MGenetic Algorithms in Engineering and Computer Sciences, Chichester: John Wiley & Sons Ltd., 1995: 2512270.
- [3] 樊会元. 基于演化计算技术的离心压缩机静止叶栅优化设计方法的研究[D]. 西安: 西安交通大学, 2000.
FAN Huiyuan. Study of evolutionary computation based methods applied for design of stationary circular cascades in centrifugal compressors[D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2000.
- [4] 宋立明, 李军, 丰镇平. 三维跨音速压气机叶栅多目标气动优化设计[R]. 重庆: 中国工程热物理学会学术会议, 2006.
SONG Liming, LI Jun, FENG Zhenping. Multiobjective optimization design of the 3D transonic compressor cascade[R]. Chongqing: Conference of China Engineering Thermophysics, 2006.
- [5] Korakianitis T. Development of three direct design methods for two dimensional axial turbomachinery cascades[J]. ASME J. of Turbomachinery, 1993, 121: 312324.
- [6] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994.
SHI Fazhong. CAGD&NURBS[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1994.
- [7] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
ZHU Xinxiong. Modeling technology of free form curve and free form surface[M]. Beijing: Science Press, 2000.
- [8] Trigg M A, Tubby G R, Sheard A G. Automatic genetic optimization approach to two dimensional blade profile design for steam turbines[J]. ASME J. of Turbomachinery, 1999, 121: 1217.
- [9] SONG Liming, FENG Zhenping, LI Jun. Shape optimization of turbine stage using adaptive range differential evolution and three dimensional Navier-Stokes solver[R]. ASME Paper GT2002-68280, 2005.
- [10] Korakianitis T. Surface curvature distribution effects on turbine cascade performance[J]. ASME J. of Turbomachinery, 1993, 115: 3342340.
- [11] Weiss A P, Fottner L. The influence of load distribution on secondary flow in straight turbine cascades[J]. ASME J. Engineering for Gas Turbine and Power, 1995, 117: 133141.