

压气机 S 形转接段半反问题设计方法研究

单 鹏, 吕振涛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了压气机部件间 S 形转接段的气动设计方法, 提出了一种控制转接段壁面静压梯度等参数的半反问题设计, 并发展了相应设计程序。采用所述方法, 对某轴流-离心压气机转接段进行了设计验证。结果表明: 通过调整反问题设计参数, 可以自由控制内壁面的静压分布及壁面几何, 又通过对外壁面几何进行数值匹配, 能够很好地实现所设计的内壁面上的静压分布, 验证了本方法可行。在未寻求最优内壁面静压梯度分布的情况下, 进口高度长度比达 0.138, 轮毂半径差长度比达 0.485 的轴对称转接段的总压恢复系数可达 0.98 以上。

关 键 词: 压气机; S 形转接段; 反问题; 静压梯度; 遗传算法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Half-inverse problem for design of S-shaped compressor transition duct

SHAN Peng, LÜ Zhen-tao

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: An aerodynamic design method of S-shaped transition duct between compressor components was studied. Based on the control of wall static pressure gradient of the transition duct, etc., a half-inverse problem design strategy was proposed, and the corresponding design code was developed. To verify the feasibility of the method, a transition duct for axial-centrifugal compressor was designed by the method mentioned above. The result shows that the static pressure distribution on inner wall along with its geometry can be controlled freely by adjusting the inverse design parameters. The designed static pressure distribution on inner wall can be realized through the numerical matching procedure of the outer wall geometry. The design method is practicable since the total pressure recovery coefficient of the axial-symmetric transition duct can be above 0.98 without searching the optimal static pressure gradient distribution on inner wall, when the duct parameters of inlet-height/length ratio is 0.138, and hub-radius-difference/length ratio is 0.485.

Key words: compressor; S-shaped transition duct; inverse problem; static pressure gradient; genetic algorithm

S 形的亚声速气流转接段广泛应用于航空涡轮类发动机的压气机的低压与高压部件之间, 例如轴流与离心部件之间和飞机的侧壁式 S 弯进气管道上。其构型有轴对称迴转、二维和三维的。其工作任务是对于轴向进气管道和某种进出口子午面速度型, 在产生尽可能小的总压损失的前提下,

将管内气流移近或移远发动机或飞机的轴线, 同时对气流减速增压, 或有时也要求增速减压。S 形转接段气动设计的难点在于, 通常这类小长径比粗管道中主流区的摩擦损失较小, 而由于管道有两次较大折转, 都可能引起气流从其壁面分离, 而造成相对于壁面摩擦而言大得多的分离损

失^[1-2]. 由曲壁附面层分离的理论可知, 控制分离发生的关键在于减小沿流程的静压梯度^[3-4], 或对于整个转接段而言, 就是使管道全程中的最大静压梯度达到最小.

1997 年 Bailey 等^[5]在不同进气条件下, 分带支板和不带支板两种情况, 对环形转接段性能进行了实验研究. 研究发现, 曲率的存在导致很大的压力梯度, 对流场有很大影响, 导致在近内壁面处更容易发生气流分离, 在没有发生气流分离的情况下, S 形环形管道和直环形管道的损失处于同一量级. 2006 年 Wallin 等^[6]采用响应面法对带支板的转接段进行了优化, 在不约束出口气流径向分布时, 损失系数降低了 24%. 2007 年 Ghisu 等^[7]用遗传算法对 11 个参数控制的转接段几何进行了优化, 使损失系数减小了 12.5%. 2010 年 阙晓斌等^[8]建立了转接段的一种几何参数化设计方法, 其内外壁面几何均由两段四次曲线来描述, 通过半程落差比和控制点面积比两个变量来确定管道几何, 并数值研究了进出口面积不变的转接段的设计规律.

从减小 S 形曲壁上的静压梯度与控制其分布这一基本点出发, 本文提出了一种在曲率相对较大的内壁面上的静压梯度等为选定量的前提下的转接段设计方法. 通过分析求解内壁面几何, 数值匹配求解外壁面几何, 以保证实现内壁面上的选定静压等分布. 称此法为半反问题设计.

1 内壁面反问题解析设计

转接段内一般为亚声速流, 在靠近壁面处马赫数更低, 可近似为不可压流. 对于绝能无黏性不可压流(图 1), 与内壁面 A 重合的流线 a 的伯努利方程为

$$\frac{u^2 + v^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \text{const} \quad (\text{流线}) \tag{1}$$

其中 p 为静压, const 为常数. 现令内壁面 A 的形状变化, 但流线 a 上的单位质量流动总能量是守恒的. 则在流场中, 流线 a 上总能量函数的微分为

$$d\left(\frac{u^2 + v^2}{2} + \frac{p}{\rho}\right) = \nabla\left(\frac{u^2 + v^2}{2} + \frac{p}{\rho}\right) \cdot d\mathbf{l} = \left(\frac{\partial}{\partial l} \frac{u^2 + v^2}{2} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial l}\right) dl = 0 \tag{2}$$

显然, 当令

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial l} = C$$

即

$$-\frac{\partial}{\partial l} \frac{u^2 + v^2}{2} = C \tag{3}$$

若壁面静压梯度 C (或写为 $C(l)$ 或 $C[l(z)]$) 为常数, 则得到减小壁面静压梯度的最佳静压分布; 若壁面静压梯度 C 为某种缓变的函数, 则得到减小壁面静压梯度的较佳静压分布. 又在流线 a 上, 式(3)的速度表示形式可写为

$$d\left(\frac{u^2 + v^2}{2}\right) = -C dl$$

或

$$u^2 + v^2 = -2 \int_1^l C dl + u_{P1}^2 + v_{P1}^2 \tag{4}$$

式(4)中速度 $u = u(z)$, $v = v(z)$, u_{P1} , v_{P1} 是流线 a 与进口边界 1 的交点 P_1 点的已知速度.

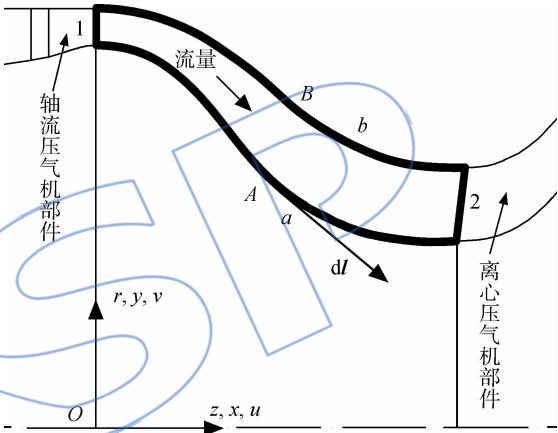


图 1 轴流-离心压气机的 S 形转接段
Fig. 1 S-shaped transition duct for axial-centrifugal compressor

将式(4)的后一形式带入流线 a 的方程, 则

$$\frac{dr}{dz} = \frac{v}{u} = \pm \sqrt{\frac{v^2}{u^2}} = \pm \sqrt{\frac{-2 \int_1^l C dl + u_{P1}^2 + v_{P1}^2}{u^2} - 1} \tag{5}$$

流线 a 上 $u \neq 0$

将式(5)平方, 并引用轴向 z 向单位长度上边界的弧长函数 $f(z)$

$$f = \frac{dl}{dz} = \sqrt{\left(\frac{dr}{dz}\right)^2 + 1} \tag{6}$$

则式(5)可变形为

$$u^2 f^2 + 2 \int_1^z C f dz = u_{P1}^2 + v_{P1}^2 \tag{7}$$

将这个积分方程对 z 微分可得关于函数 f 的 1 阶线性常微分方程

$$f' + \frac{u'}{u} f = -\frac{C}{u^2} \tag{8}$$

其通解为

$$f = \frac{1}{u} \left(- \int \frac{C}{u} dz + D \right) \tag{9}$$

由进口边界 P_1 点的已知几何与速度条件可得式(9)中的常数 D

$$D = u_{P_1} \sqrt{\left(\frac{dr}{dz} \right)^2_{P_1} + 1} \tag{10}$$

因此得出了内壁面 A 的弧长函数

$$f = \sqrt{\left(\frac{dr}{dz} \right)^2 + 1} - \frac{1}{u} \int \frac{C}{u} dz + \frac{u_{P_1}}{u} \sqrt{\left(\frac{dr}{dz} \right)^2_{P_1} + 1} \tag{11}$$

注意到,在弧长函数中,含有一个壁面静压梯度分布和壁面轴向速度分布的函数 C/u 的原函数,且函数 C/u 在待定内壁面 A 上是可以任意选定的,只要不违反 S 形转接段的进出口边界条件.同时可见,式(11)已给出了流线 a 的最简 1 阶方程

$$\frac{dr}{dz} = \pm \left\{ \left[- \frac{1}{u} \int \frac{C}{u} dz + \frac{u_{P_1}}{u} \sqrt{\left(\frac{dr}{dz} \right)^2_{P_1} + 1} \right]^2 - 1 \right\}^{1/2} \tag{12}$$

只要知道了 C 和 u 的函数式,再求不定积分就可以得到壁面函数的微分方程,再利用转接段 P_1 点边界条件来积分式(12),就可求出壁面曲线.例如,当取壁面无静压梯度 $C = 0$, 并取内壁面 A 在进口为轴向线 $(dr/dz)_{P_1} = 0$, 则得到很简单的

边界方程

$$\frac{dr}{dz} = \pm \sqrt{\left(\frac{u_{P_1}}{u} \right)^2 - 1} \tag{13}$$

再取任意常速度分布 $u = u_{P_1} = \text{const}$, 则得到边界 A 为一轴向线.

沿 S 形转接段的轴正向,必然地,内壁面静压先降,回升,后增,回降;而外壁面静压则先增,回降,后降,回升.注意到,由于轴向进、出口靠 S 形转接段来转接,内壁面内折处的静压降和内壁面外折处的静压升这两现象是不可能消除的,而只能减小这个近似于负正弦函数的振幅.因此本文设计内壁面静压梯度的分布为一个三角函数谱,并仅取壁面静压梯度 C 为正弦级数的前两项

$$C(z) = a_0 + a_1 \sin(2\omega z + 2\theta_1 + \theta_0) \tag{14}$$

由于内壁面两个转折段的存在,使轴向速度 u 先减小后增大.因此其分布也设计为同类的但角频率减半的三角函数谱,并也取正弦级数的前两项

$$u(z) = b_0 + b_1 \sin(\omega z + \theta_1) \tag{15}$$

其中引入了初始相位 θ_0, θ_1 , 以利用它们来满足静压与轴向速度两者在进、出口边界上的幅值边界条件.角频率函数

$$\omega = \pi/l \tag{16}$$

式中的 l 为转接段的轴向长度.

上述 $C(z)$ 和 $u(z)$ 函数所对应的式(12)中的不定积分为

$$\int \frac{C(z)}{u(z)} dz = \frac{2a_1 \sin \theta_0}{\omega} \left[\frac{1}{b_1} + \frac{\cos(\omega z + \theta_1)}{b_1} + \frac{b_0}{b_1^2} (\omega z + \theta_1) \right] + \frac{2a_1 \cos \theta_0}{\omega} \left[\frac{\sin(\omega z + \theta_1)}{b_1} - \frac{b_0}{b_1^2} \ln |b_0 + b_1 \sin(\omega z + \theta_1)| \right] + \text{const} + \frac{1}{\omega} \left[a_0 + a_1 \left(1 - \frac{2b_0^2}{b_1^2} \right) \sin \theta_0 \right].$$

$$\begin{cases} \frac{2}{\sqrt{b_0^2 - b_1^2}} \arctan \left[\frac{b_0 \tan\left(\frac{\omega z + \theta_1}{2}\right) + b_1}{\sqrt{b_0^2 - b_1^2}} \right] & b_0^2 > b_1^2 \\ -\frac{1}{b_0} \tan\left(\frac{\pi}{4} - \frac{\omega z + \theta_1}{2}\right) & b_0 = b_1 \\ \frac{1}{b_0} \tan\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\omega z + \theta_1}{2}\right) & b_0 = -b_1 \\ \frac{1}{\sqrt{b_1^2 - b_0^2}} \ln \left| \frac{b_0 \tan\left(\frac{\omega z + \theta_1}{2}\right) + b_1 - \sqrt{b_1^2 - b_0^2}}{b_0 \tan\left(\frac{\omega z + \theta_1}{2}\right) + b_1 + \sqrt{b_1^2 - b_0^2}} \right| & b_0^2 < b_1^2 \end{cases} \tag{17}$$

加上积分常数 const , 该式共有 7 个未知参数. 内壁面进、出口的斜率是由上、下游的两个气流方向决定的,联立该两条件可方便地解出 const 及 a_1 (或 a_0). 因此只要自由给定 $C(z)$ 和 $u(z)$ 函数

中剩余的 5 个参数,式(12)就可定解. 根据式(12)开发了设计反问题 FORTRAN 程序,用 4 阶龙格-库塔法求解. 以内壁面进口 P_1 点的径向坐标、静压、流线上速度,自由调整 5 个参数,就可求出

转接段内壁面几何曲线、出口径向坐标、壁面静压分布及 C 和 u 的分布。

对于可压流和有黏流,也可以得到同样的函数形式,找到相应的 $C(z)$ 和 $u(z)$ 函数,进行反问题设计,见附录 1 和附录 2。由本文上下文可知,此时半反问题的原理和操作流程及参数集合是一样的,仅参数的物理意义有变化。

2 外壁面正问题数值匹配设计

内壁面确定之后,为实现其上的设计静压分布,还需对外壁面几何进行数值匹配。对此本文采用数值优化解法,建立了遗传算法优化平台。

1) 本文优化的主要目标是得到尽量接近设计分布的内壁面静压分布。因此选取内壁面 A 上若干个点的静压 p 与设计静压 p_{design} 进行对比,使这些点上的静压差的平方和最小,即

$$\min f = \sum_{i=1}^n [p(i) - p_{\text{design}}(i)]^2 \quad (18)$$

2) 优化自变量是外壁面 B 上的半径坐标 r_B 。其个数与计算量及搜索空间范围密切相关。为便于控制外壁面进、出口处的斜率,拟合方法采用 B 样条为基底的三次样条插值,同时为了尽可能地覆盖存在最优解的区域又兼顾计算量,取均匀分布的 5 个节点控制外壁面的几何形状。如图 2,转接段两个端点即外节点处的斜率及坐标是上下游部件给定的固定值,中间 3 个内节点的半径坐标作为优化自变量,横坐标保持不变。

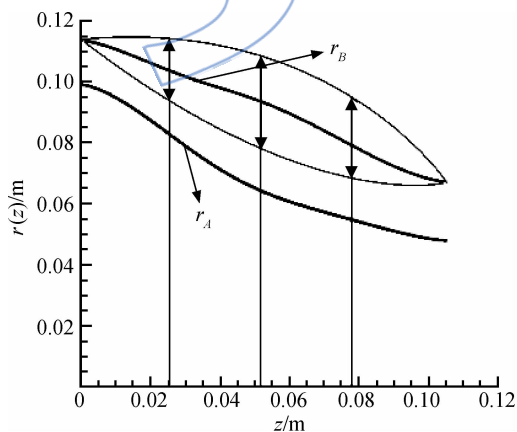


图 2 对外壁面 2 个端点和 3 个参数点的插值拟合

Fig. 2 Interpolating fitting of outer wall based on 2 ending points and 3 parameter points

3) 选用性能优秀的 CFD 软件 NUMECA 作为数值模拟的工具,用 IGG 模块建立网格,用 Fine 模块求解,用 CFView 模块后处理。

4) 遗传算法^[9-15]通过模拟生物进化过程演化而来。其从随机生成的初始种群出发,通过对种群中的个体进行选择、交叉、变异等遗传操作,实现种群内部结构的重组,经过多代进化,种群的适应性逐渐增强,最终逼近最优解。遗传算法具有全局寻优能力,且不依赖于自变量与目标函数之间的明确的函数关系式,只取决于适应度值,具有非常明显的优势。因此本文的匹配优化算法选用遗传算法。

开发了三自变量遗传算法优化程序。采用比例选择算子,即按照适应度值的比例选择遗传到下一代。交叉算子为两点交叉。变异算子为三点变异。适应度值是评价个体优劣的唯一标准,适应度值越大,个体性能越优良,遗传到下一代的概率越大。适应度值必须为非负,因此对于不同的极大值或极小值问题,需要进行由目标函数值到适应度值的转换,这种转换规则就叫适应度函数。本问题的适应度函数确定为

$$F_{\text{fitness}} = 10^8 / \sqrt{\sum_{i=1}^{11} [p(i) - p_{\text{design}}(i)]^2} \quad (19)$$

取内壁面上均匀分布的 11 个点的压力值进行评估。为得到最优解,建立了最优解保留机制,把每代最优秀的个体自动保留到下一代。

3 外壁面数值匹配的加速方法

外壁面数值匹配的优化解法——遗传算法,是以大量的 CFD 结果构成种群的个体。转接段为三维的或三维轴对称的,本文设计算例的每个个体的 360°完整计算域的三维定常 CFD 模拟需要网格点为 3000 万,需要 13 G 内存才能达到网格无关性条件,因此这是台式机无法完成的。为使计算量减小到研究与工程可接受的程度,本文选用周向为 2°且流向分为进口延长段、出口延长段、转接段,共计三块的计算域,以周向周期性边界条件进行三维模拟。

为检验此加速方法是否丢失了周向流场可能存在的子周期现象,选用 2°, 90°, 180°, 360°四种周向计算域对本文算例匹配设计的某中间结果作了数值对比。图 3、图 4 是 4 种计算域下子午面马赫数、静压的对比。可见子午面流场基本相同。由于离心力的作用,在进口内壁附近和出口外壁附近,马赫数较高,静压较低。图 5 为内壁面静压沿轴向分布,可看出 4 种计算域参数分布相似,数值误差很小,误差主要由加大计算域时选用的网格

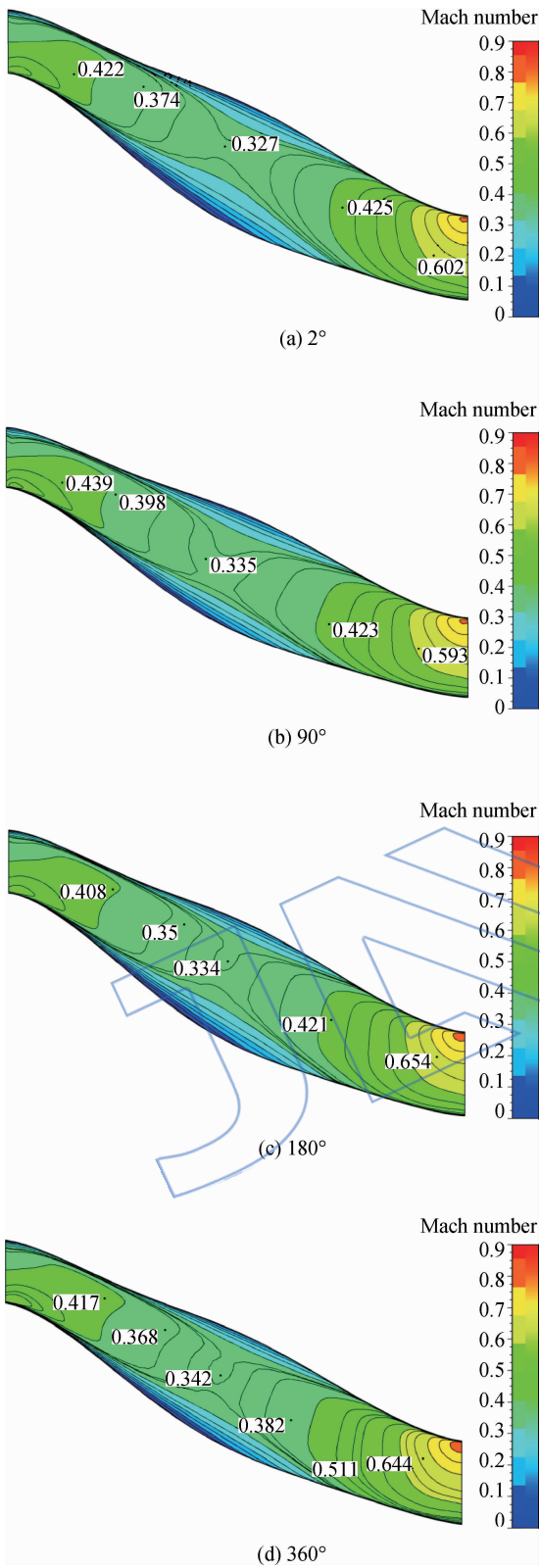


图 3 不同周向计算域的子午面马赫数对比
Fig. 3 Meridional Mach number comparison
of different circumferential domains

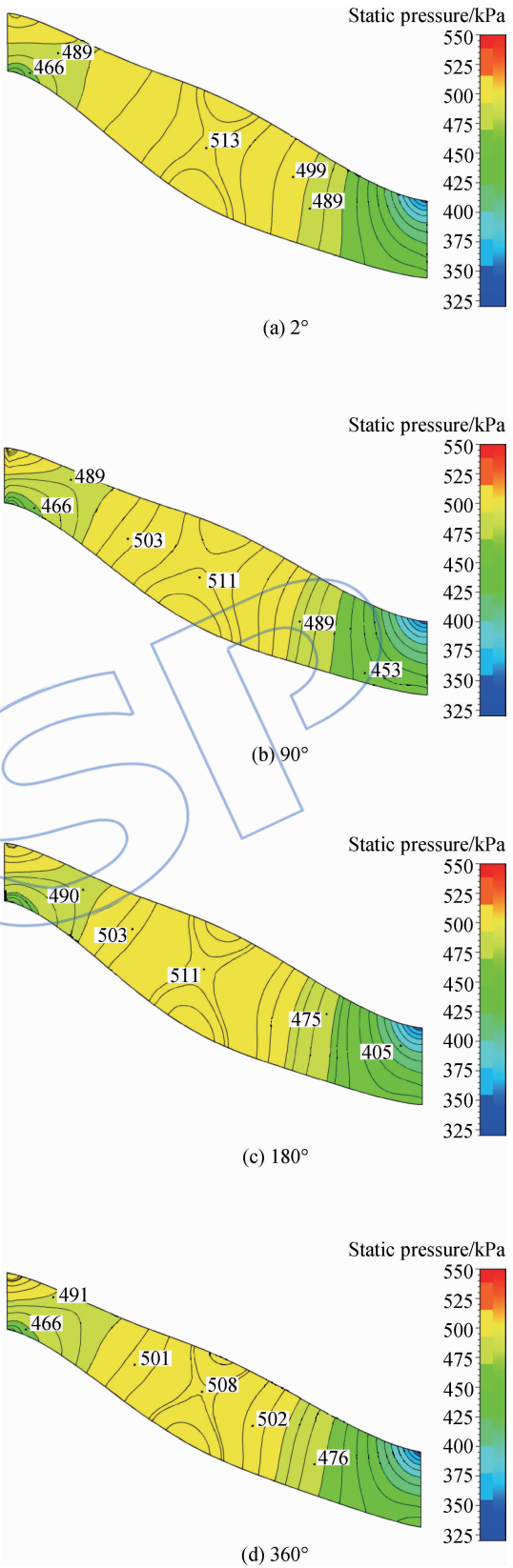


图 4 不同周向计算域的子午面静压对比
Fig. 4 Meridional static pressure comparison
of different circumferential domains

密度逐渐下降所引起. 图 6 为出口截面马赫数分布, 可看出大小计算域的出口参数分布相似, 均为同心圆, 没有出现子周期现象及周向运动. 说明可

以用 2° 小扇形角和周期性边界条件代替 360° 计算域的计算.

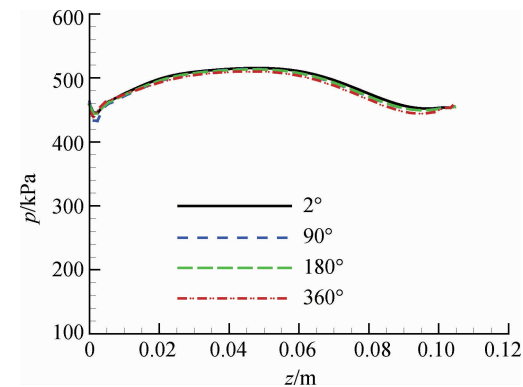


图 5 内壁面静压沿轴向分布

Fig. 5 Static pressures distribution on inner wall along axial direction

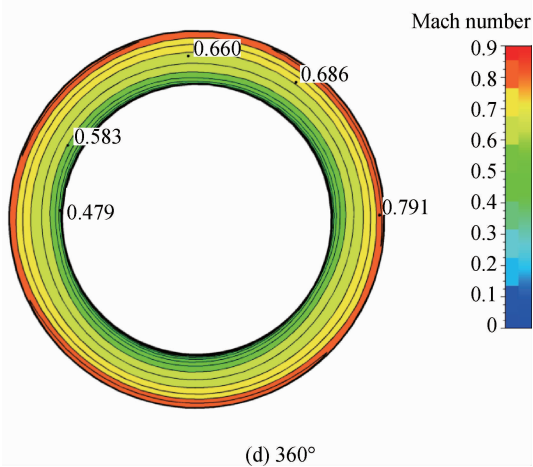
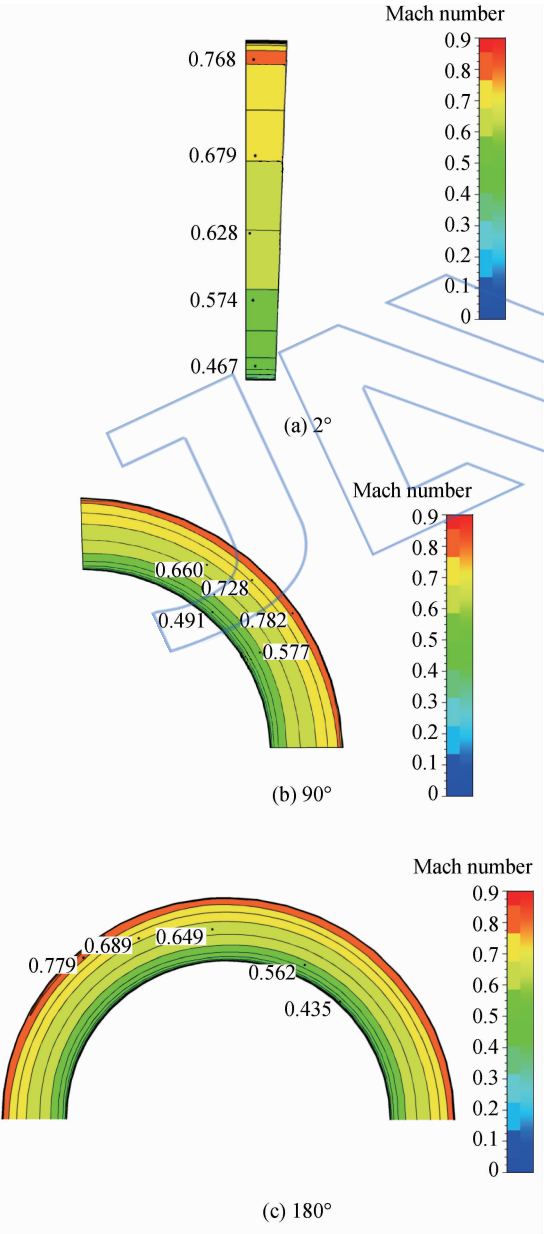


图 6 出口截面马赫数分布

Fig. 6 Mach number distribution on outlet section



4 轴流-离心压气机转接段设计算例

为验证本半反问题方法的可行性,对某轴流-离心压气机转接段进行了设计验证.内壁面反问题设计,外壁面数值匹配设计.反问题的设计参数见表 1 和式(20).

表 1 转接段设计算例的反问题输入参数

Table 1 Input parameters of inverse problem for designed example of transition duct

参数	数值
流量/(kg/s)	5.80
进口静压/Pa	484 999
进口轴向速度/(m/s)	178
进、出口面积/m ²	0.009 673,0.006 895
进、出口内壁面半径/m	0.099,0.048
进、出口外壁面半径/m	0.113 49,0.067
轴向长度/m	0.105

$$a_0 = -155\,000\text{ Pa/m}$$
$$a_1 = 318\,947.13\text{ Pa/m}$$
$$\theta_0 = -1.4\text{ rad}$$
$$b_0 = 216\text{ m/s}$$
$$b_1 = -78\text{ m/s}$$
$$\theta_1 = 0.503\text{ rad}$$

(20)

式(20)的数值属于式(17)中 $b_0^2 > b_1^2$ 的情形.图 7 中, $C(z)$ 为内壁面上的设计静压梯度, p_{design} 为内壁面上的设计静压分布, p_{ideal} 为进、出口间静压直线变化时的理想曲线, $u(z)$ 为进、出口间内

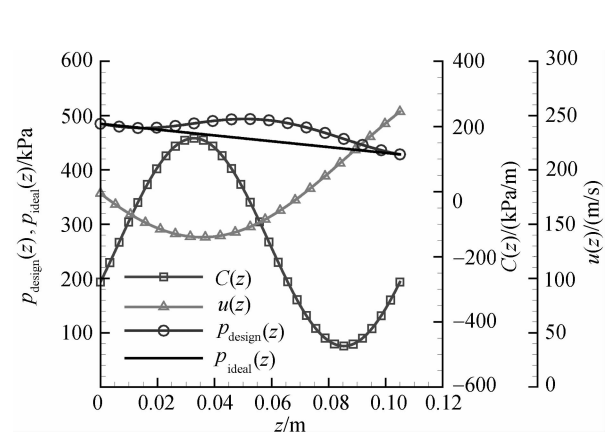


图 7 设计静压梯度、静压、速度的轴向分布
Fig. 7 Designed static pressure gradient, static pressure, velocity distributions along axial direction

壁面上的设计轴向速度分布. 可看出, 设计的静压曲线围绕理想曲线波动, 但偏离不很大, 静压振幅也很小, 缓慢地过渡到出口静压.

正问题的 CFD 计算采用 2° 计算域 (见图 8), 计算域分别向上、下游延伸 3.5 倍流道高度. 网格径向加密, 壁面第 1 层网格高度为 3×10^{-6} m, 其 $y^+ < 5$. 网格数 (流向 $\times$ 径向 $\times$ 周向) 为 $247 \times 65 \times 17 = 27$ 万. 选用 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型. 由表 1 算出进口总温为 505 K, 总压为 551 693 Pa, 轴向进气, 给定出口静压为 405 000 Pa.

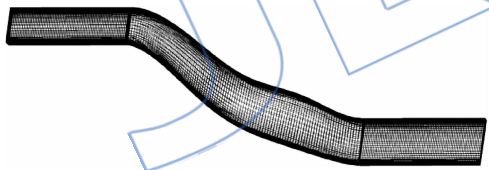


图 8 轴对称 2° 网格
Fig. 8 2° axial-symmetric mesh

正问题的遗传算法优化参数如下: 交叉概率为 0.9, 变异概率为 0.1, 种群规模为 10, 单个自变量编码串长度为 10, 最大进化代数 50.

图 9 为内壁面几何 r_A 和遗传算法随机生成的初始种群所对应的外壁面几何 r_B , 或看成转接段的管道几何. 图 10 为图 9 的管道几何所对应的内壁面 r_A 上的静压轴向分布. 可看出: 第一, 外壁面的初始种群的 10 个个体几何多样性很好, 覆盖了各种情况; 第二, 相对应的内壁面的 10 条静压曲线也围绕着设计静压 p_{design} 分布, 即覆盖了数值匹配设计的期望曲线, 有利于防止收敛到局部最优解.

外壁面匹配设计的遗传算法优化过程见图 11, 按式 (19) 的最佳适应度值约为 3 327, 可计算

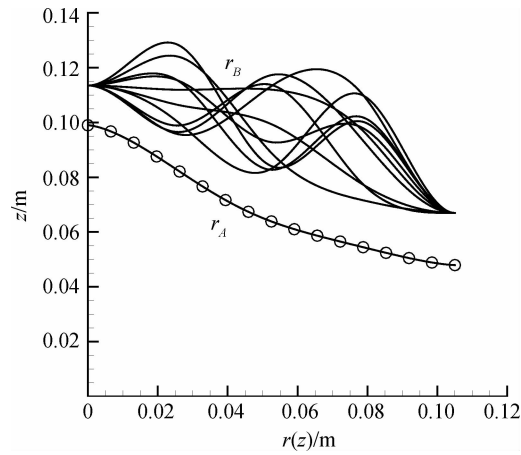


图 9 r_B 的初始种群的 10 个个体的管道几何
Fig. 9 Duct geometry of 10 individuals for initial population of r_B

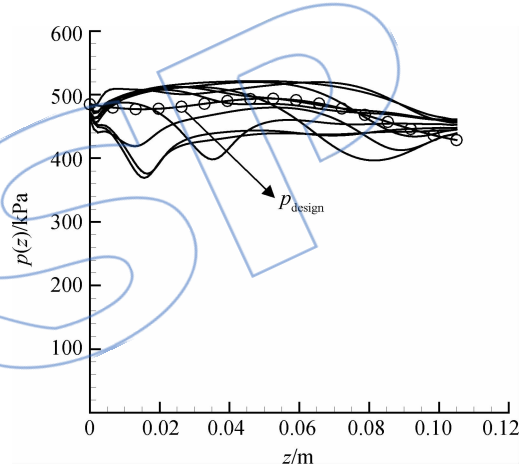


图 10 r_B 的初始种群所对应的内壁 r_A 上静压轴向分布
Fig. 10 Static pressure distribution along axial direction on inner wall r_A by initial population of r_B

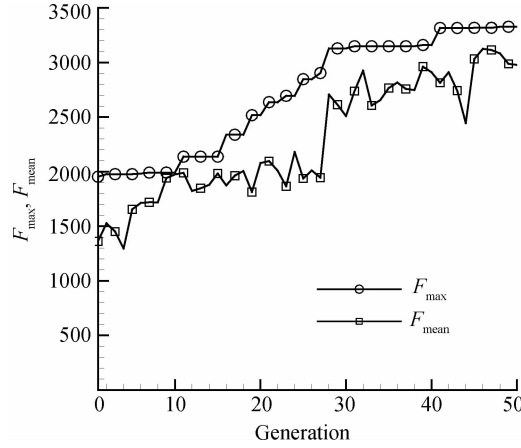


图 11 外壁面匹配设计的遗传算法优化过程
Fig. 11 Optimization process of genetic algorithm for outer wall matching design

出内壁面静压的平均误差约为9 000 Pa,而进口总压约为551 693 Pa,相对误差约为 1.6%。

图 12 为匹配设计后的内壁面静压与设计静压的对比,可看出,优化之后内壁面静压和设计静压基本一致,静压曲线基本贴合在一起,中间部分误差很小,误差主要分布在进出口处。这是因为,进出口处的静压主要由该处面积决定,而面积是由上、下游部件决定的已知几何参数,不能随外壁几何来随意调整。又因此处局部的静压分布误差对于转接段全段最大静压梯度控制的影响较小,故进、出口处的静压差值可以保留。本文外壁面只用了 3 个内节点进行插值拟合,精度有限,所以认为这个匹配结果已经达到了本文的要求。同时还可看出,进行反问题设计,很好地控制住了内壁面上的压力峰值,使静压梯度很小,从而可防止气流分离,减小壁面损失。

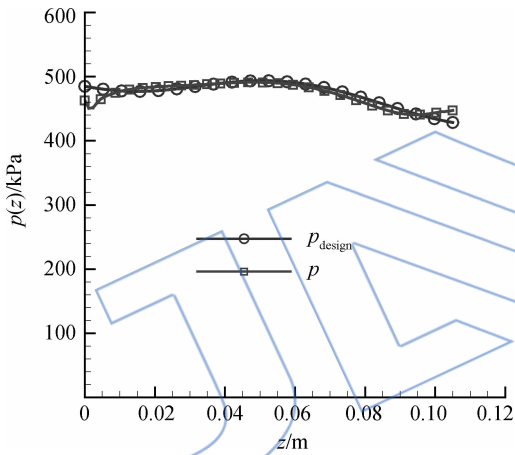


图 12 匹配设计后的内壁面静压与设计静压的对比
Fig. 12 Comparison of matched static pressure with designed static pressure on inner wall

从匹配后的转接段几何(图 13)可看出,满足了后方压气机进口设计要求的转接段面积沿轴向的变化较小,进出口面积比为 1.40。

图 14 和图 15 为匹配设计后的转接段速度型和马赫数分布。可见,进、出口平均马赫数约为 0.4,0.6。除了在进、出口处速度沿径向分布不太均匀之外,中间部分速度型沿流向变化很平稳,分布很均匀,避免了气流分离的发生,因而损失很小,带进、出口延长段的 CFD 模拟的总压恢复系数达到 0.983,流量为 5.85 kg/s。

图 16 为匹配设计后的转接段静压分布。可看出,静压和速度分布趋势相似,进、出口处静压分布不均匀,而中间段分布很均匀。

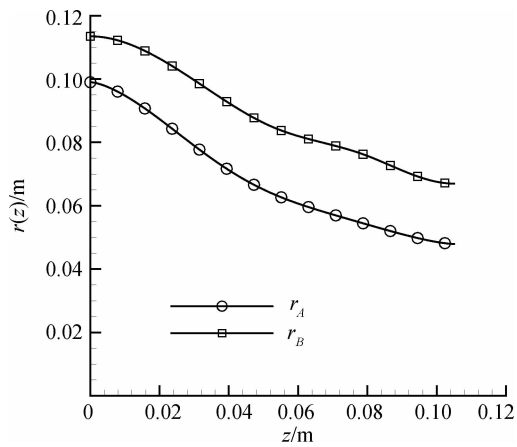


图 13 反问题设计和匹配设计后的转接段几何
Fig. 13 Inverse designed and matched transition duct geometry

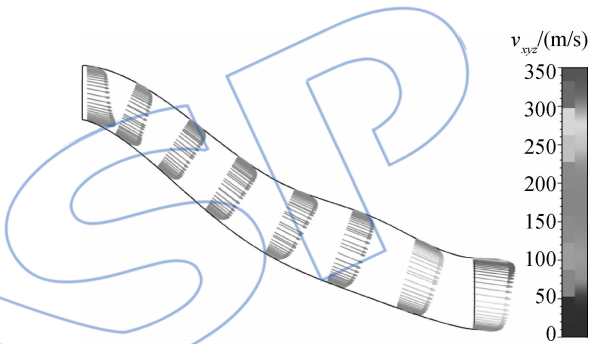


图 14 匹配设计后的转接段速度型
Fig. 14 Matched velocity profile of transition duct

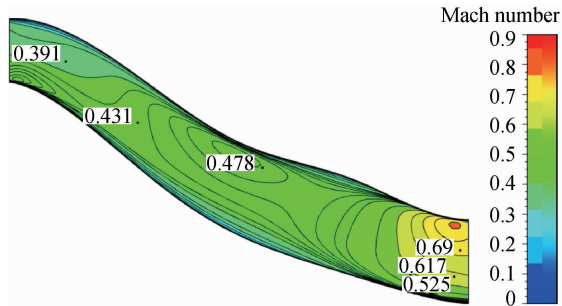


图 15 匹配设计后的转接段马赫数分布
Fig. 15 Matched Mach number distribution of transition duct

为探查本文方法的参数适应性,并消除上述设计的不足,对上述算例进行了再设计。取

$$\begin{aligned} a_0 &= -100\,000\text{ Pa/m} \\ a_1 &= 190\,466.5\text{ Pa/m} \\ \theta_0 &= -1.3\text{ rad} \\ b_0 &= 207\text{ m/s} \\ b_1 &= -60\text{ m/s} \\ \theta_1 &= 0.4515\text{ rad} \end{aligned} \tag{21}$$

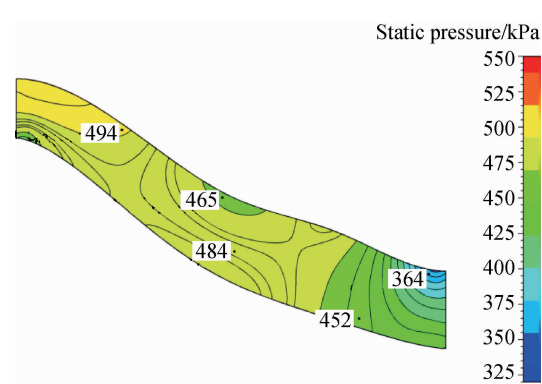


图 16 匹配设计后的转接段静压分布
Fig. 16 Matched static pressure distribution of transition duct

相应得到的反问题设计曲线见图 17. 外壁面匹配再设计的遗传算法优化过程见图 18. 最佳适应度值约为 4 713, 平均静压误差约为 6 400 Pa, 相对误差约为 1.16%.

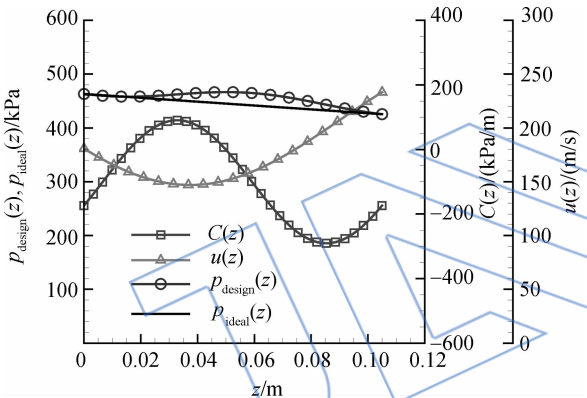


图 17 再设计的静压梯度、静压、速度的轴向分布
Fig. 17 Re-designed static pressure gradient, static pressure, velocity distributions along axial direction

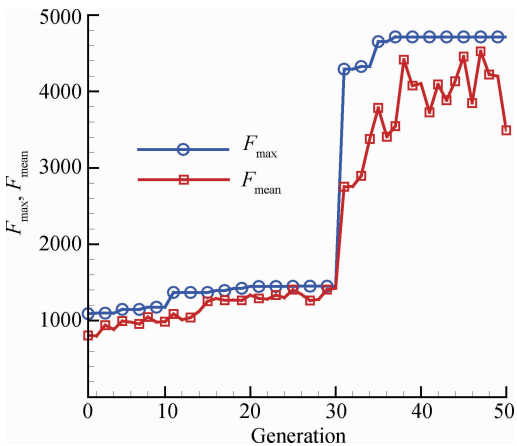


图 18 外壁面匹配再设计的遗传算法优化过程
Fig. 18 Optimization process of genetic algorithm for outer wall matching re-design

图 19 为再设计与匹配之后的转接段几何, 可见内、外壁面变得平缓. 图 20 为内壁面静压对比, 可见匹配所得静压与设计值更为贴合, 误差很小. 图 21 为子午面上马赫数分布, 其低速区减少. 子午面静压分布(未示出)也更均匀了. 再设计的总压恢复系数为 0.981, 流量为 5.81 kg/s, 更接近设计流量.

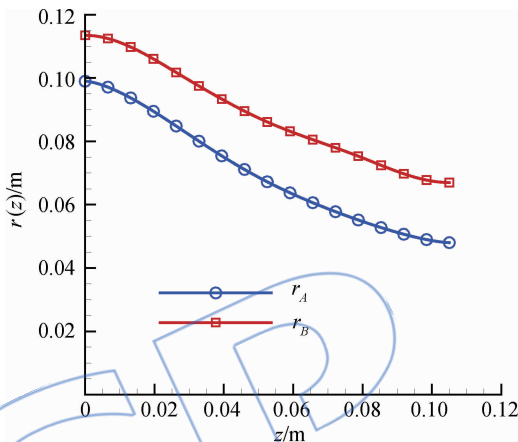


图 19 反问题再设计和匹配再设计后的转接段几何
Fig. 19 Inverse re-designed and re-matched transition duct geometry

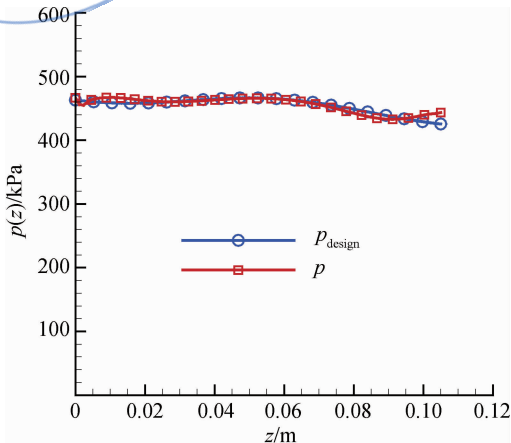


图 20 匹配再设计后的内壁面静压与再设计静压的对比
Fig. 20 Comparison of re-matched static pressure with re-designed static pressure on inner wall

再设计所取的内壁面设计静压分布 $p_{\text{design}}(z)$ (图 17) 的峰值与平均值更小, 消除了外壁面几何的隆起. 同时使从内壁至外壁截面静压更均匀, 截面平均的马赫数也升高并均匀化, 但总性能并无大的差异. 这就提示, 壁面几何的平顺与否不能代表性能的优劣, 应以力学参数为判据.

本文方法不是以损失大小和出口均匀性为目

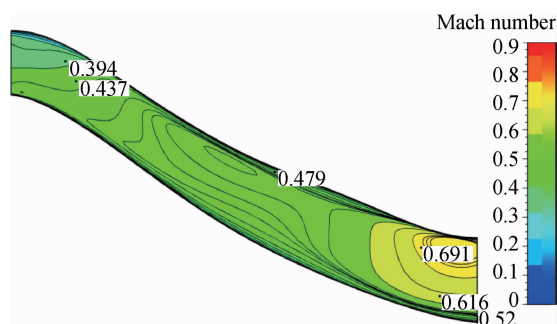


图 21 匹配再设计后的转接段马赫数分布

Fig. 21 Re-matched Mach number distribution of transition duct

标函数对内、外壁面进行优化,所以本设计的性能不一定是损失最小的和出口最均匀的.但其证明了半反问题设计方法是可行的.对于内壁面的优化设计尚可以进一步研究.

5 结 论

对所提出的压气机 S 形转接段半反问题设计方法进行了研究,并开发了反问题设计程序和正问题数值匹配程序,进行了初步设计验证.

1) 对一侧壁面压力分布及其几何进行解析反问题设计,对另一侧壁面进行数值匹配实现这种设计,是一种可行的可以控制壁面静压梯度的转接段设计方法,能够很好地控制壁面静压的分布,有很好的发展前景.

2) 本方法对于绝能无黏性不可压流、绝能等熵可压流、绝能有黏可压流均可使用,仅一个沿程梯度函数的物理意义有变化.

3) 本文方法设计的转接段尚不一定是损失最小的、出口均匀性最好的.需总结经验甚至开展反问题一侧壁面的优化,给出更合理的反问题设计沿程梯度函数等.

参考文献:

[1] Dominy R G, Kirkham D A, Smith A D. Flow development through inter-turbine diffusers[R]. ASME Paper 96-GT-139, 1996.

[2] Norris G, Dominy R G, Smith A D. Strut influences within a diffusing annular S-shaped duct[R]. ASME Paper 98-GT-425, 1998.

[3] Ortiz D C, Miller R J, Hodson H P. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[R]. ASME Paper GT2007-27378, 2007.

[4] Sonodo T, Arima T, Oana M. The influence of downstream passage on the flow within an annular S-shaped duct[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 714-722.

[5] Bailey D W, Britchford K M, Carrotte J F, et al. Performance assessment of an annular S-shaped duct[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 149-156.

[6] Wallin F, Eriksson L E. Response surface-based transition duct shape optimization[R]. ASME Paper GT2006-90978, 2006.

[7] Ghisu T, Molinari M, Parks G, et al. Axial compressor intermediate duct design and optimization[R]. AIAA-2007-1868, 2007.

[8] 阙晓斌,侯安平,周盛. 基于壁面压力梯度控制的压气机 S 形过渡段设计[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 459-465.

QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. S-shaped compressor transition duct design based on wall pressure gradient control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 459-465. (in Chinese)

[9] Holland J H. Adaptation in natural and artificial system: an introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence[M]. Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology Press, 1992.

[10] Goldberg D E. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning[M]. Massachusetts, US: Addison-Wesley Publishing Company, 1989.

[11] 周明,孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 1999.

[12] 王丽薇. 遗传算法的研究与应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 1994.

WANG Liwei. The research and application of genetic algorithm[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1994. (in Chinese)

[13] 王晓鹏. 遗传算法及其在气动优化设计中的应用研究[D]. 西安:西北工业大学, 2000.

WANG Xiaopeng. Genetic algorithm and its application research in aerodynamic optimization design [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000. (in Chinese)

[14] 脱伟,熊劲松,侯安平,等. 遗传算法在多级压气机气动优化设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 305-309.

TUO Wei, XIONG Jinsong, HOU Anping, et al. Application of genetic algorithm to multi-stage compressor aerodynamic optimization design [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 305-309. (in Chinese)

[15] 何柳. 基于气动变量参数化的轴流压气机三维气动数值优化[D]. 北京:北京航空航天大学, 2010.

HE Liu. Three-dimensional aerodynamic optimization for axial-flow compressors based upon the aerodynamic parameters [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

附录 1 内壁面 A 的可压流分析

对于绝能等熵可压流,与内壁面 A 重合的流线 a 的伯努利方程为

$$\frac{u^2+v^2}{2}+\frac{k}{k-1}\frac{p}{\rho}=\text{const}\quad(\text{流线})$$

(A1-1)

等熵流动的描述为 $p/\rho^k=\text{const},k>1$. 可见 p 与 ρ 同向增减变化且 ρ 的变化幅度小. 因此,讨论 p 沿曲线 l 的梯度问题可以类同于讨论 $d(p/\rho)/dl$ 的问题,或

$$\frac{d\left(\frac{k}{k-1}\frac{p}{\rho}\right)}{dl}=\frac{d(c_pT)}{dl}=\frac{dh}{dl}$$

(A1-2)

的问题,只不过这些问题中静压梯度 C 的量值不同而已. 因此本文采用控制内壁面静焓 h 或静温 T 的梯度的方法. 由式(22),给定

$$\frac{\partial h}{\partial l}=C$$

即

$$-\frac{\partial}{\partial l}\frac{u^2+v^2}{2}=C$$

(A1-3)

则式(24)表明,式(3)之后的关于不可压流的讨论结果现在完全不变.

附录 2 内壁面 A 的有黏流考虑

仅有必要讨论内壁面 A 上尚未出现大尺度分离流的情形. 首先以有黏可压流的 Navier-stokes(N-S)方程组描写内壁面 A 附近的流场,则可采用如下写法的能量方程:

$$\begin{aligned}&\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\mathbf{v}^2}{2}+c_vT+\frac{p}{\rho}+U\right)+\\&|\mathbf{v}|\left(\frac{\partial}{\partial l}\frac{\mathbf{v}^2}{2}+\frac{\partial h}{\partial l}+\frac{\partial U}{\partial l}\right)=\\&\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial t}+\frac{1}{\rho}\mathbf{v}\cdot\left[\mu\Delta\mathbf{v}+\frac{1}{3}\mu\nabla(\nabla\cdot\mathbf{v})\right]+\\&\frac{\Phi}{\rho}+\frac{1}{\rho}\nabla\cdot\lambda\nabla T+\dot{q}\triangleq|\mathbf{v}|\alpha(l)\end{aligned}$$

(A2-1)

式(25)中 $c_v,U,\dot{q},\lambda,\Phi$ 分别为单位质量的比定容热容、彻体力 $\mathbf{F}$ 的势($\mathbf{F}=-\nabla U,\partial U/\partial t=0$)、生成热、单位面积的导热系数、单位体积的耗散函数. 式(25)左端的迁移变化率被写为沿某条流线 l 的形式,例如位于附面层内的某条流线,因此该式表明流线 a 与相邻流线之间已不再绝能. 现考虑,设静压 p 非定常变化的频率与振幅很小,使 $\partial p/\partial t$

项相比于式(25)右端的其他单位质量能量生成项之和为高阶小量,故可略去. 因此左端的非定常项 $\partial(\cdot)/\partial t$ 必随之略去,而使式(25)成为一个定常的能量方程. 可见,在黏性可压流时,微团受到的黏性力机械推动功、黏性力变形耗散功、热传导、生成热这 4 种因素共同使得流线 l 上的单位质量总能量产生一个梯度之和为 $\alpha(l)$ 的沿程总能量变化. 又对黏性不可压流的常见问题 $\rho=\text{const},c_vT=\text{const},\nabla T=0,\dot{q}=0$,则只产生推动功和耗散功的梯度. 为将这里的轴对称或二维有黏可压缩流场的分析问题简化为一个便于应用的一维问题,定义出这个沿程能源梯度函数 $\alpha(l)$. 仅对应于动量传递原理的减功或加功项 $\mathbf{v}\cdot[\cdot]/\rho$ 的沿程能源梯度函数 $\alpha(l)$ 是负的或正的沿程能源梯度;仅对应于耗散损失项 Φ/ρ 的 $\alpha(l)$ 是等于 0 的沿程能源梯度,负的机械能梯度,正的热能梯度,即仅仅沿程熵增. 现进一步考虑,在这样一个模型下使用能量方程式(25):将流线 l 就看做无黏流场中内壁面 A 上的流线 a ,而将现实中式(25)右端的黏性和热能源项所带来的影响,看做是引起了式(3)或式(24)中的梯度常数 C 沿 a 以一定规律发生着相应的变化. 能源项的强度在理论上取在附面层厚度内的质量加权平均值. 如此,在式(25)中给定梯度

$$\frac{\partial h}{\partial l}=C$$

即

$$-\frac{\partial}{\partial l}\frac{u^2+v^2}{2}=C+\left[\frac{\partial U}{\partial l}-\alpha(l)\right]=D$$

(A2-2)

则式(26)表明,对于式(3)之后的关于绝能无黏流的讨论结果,例如式(12),仅需将其中的 $C(l)$ 函数换为 $D(l)$ 函数,即可对有黏流使用. 问题归结为找出新的沿程梯度函数 $D(l)$,它反映无黏流模型中的设计意图 C 与非绝能流中各因素所造成的静焓或静压沿程梯度的和.

其次在流量方程方面,流线 a 分析得出后,应将其向管道外方向移出一个环壁附面层堵塞厚度的距离,即附面层位移厚度 δ^* 的距离,而得到内壁面 A. 考虑到曲壁壁面静压也可以穿透附面层,则移动后所得内壁面 A 上的静压分布与流线 a 上的相同.