

一种离心压气机子午流道的优化成形方法

中国科学院北京科能能源与动力研究发展中心 饶江** 李京平

【摘要】 利用 δ_s 反问题的数值计算,发展了一种通过合理调整压力分布来确定优化子午流道形式的实用方法。优化的两个原则是尽量减少附面层分离和减小作为引起二次流主要原因之一的子午流道内的法向压差。设计了两种自动生成优化流道的方案,并将相应的程序用于实际离心压气机的优化设计,比较了子午流道轮毂轮盖处的压力分布,表明所用的方法达到了预期的效果。

关键词: 优化 子午流道 形状设计

1 前言

离心压气机、通风机的设计过程中,在总体尺寸大致确定以后,需要给出适当的子午流道形状。实用中普遍采用纯经验的方法。基于较为完善的流动理论发展起来的软件包,有可能在短时间内、十分方便的设计出高性能的叶轮机械。子午流道的优化处理正是软件包中不可缺少的一环。文献[1]中有关章节,对上述优化问题作了原则性的阐述。其中有关流动损失机理的探讨很有启发意义,但还不足以据此给出完整的子午流道形状,仍要依靠设计人员的经验。文献[2]建立的三元流理论和以后的文献[3、4]发展的有关程序提供了方便可靠的计算手段,能给出远比一元流准确详尽的流场分析结果,可以作为优化过程赖以凭借的数值定量分析工具。

本文主要解决的问题是:(1)如何根据现有的对离心压气机内部流动以及损失机理的认识,给出适当的,能被运用到计算机程序中去的子午流道优化原则;(2)如何将该准则应用到现有的计算机程序中,自动获取优化的流道形状;(3)通过流场分析,将优化前后的流动情况作一比较,籍以检验是否实现了优化的设计。

2 优化原则

文献[1]中指出,离心压气机流道形状(包括叶片造型)总的优化原则是在满足总体性能、尺寸要求的前题下尽可能减小叶轮出口的射流尾流结构,认为这是提高压气机性能的关键。并且进一步指出,二次流和附面层分离是引起射流尾流效应增强的主要原因。为了减小二次流,就必须着重减小流动的曲率半径的优化公式。但是,这一公式还不足以给出合理而完整的子午流道形状,仍要依赖于经验。事实上,使用这一公式必然造成子午流道在中间突然转折的结果。此时,由于沿流向的逆压梯度在突然转折的局部必然呈现出一个极大的峰值,附面层将发生分离,从而使流动损失大大增加。所以,只考虑法向压力梯度是不够的。

综合上述理由,同时考查流场沿两个方向(流向和流线的法向)的压力梯度是必要的。这样,就可以考虑将一般性的优化原则表述为:在满足几何尺寸和总体性能的前题下,安排调整

流道的几何形状,使得整个流场的压力分布尽可能均匀,尽量减小局部压力梯度,以达到同时减小二次流和附面层分离的目的。根据上述原则,就可以制订出一种能被计算机程序接受的判定准则。准则的具体表达式:

$$|\Delta p_m| = |\Delta p_{tm}| + |\Delta p_{nm}| \quad (1)$$

其中 Δp_{tm} 、 Δp_{nm} 分别表示沿流向和法向的无量纲压力梯度在壁面(包括轮盖和轮毂)上的最大值。式(1)意味着要求法向和流向压力梯度绝对值的和达到极小值。这一准则兼顾了两个方向的压力分布。当然,这并非一般优化原则的唯一表达形式。

3 子午流道的优化程序

优化的过程是反复修正子午流道的几何形状,比较 Δp_m 值,使其达到极小值以最终获得优化流道的过程。如何生成一系列的子午流道,并从中自动选出最佳几何形状是当前的主要问题。以下介绍两种生成子午流道系列的方案。

3.1 直接调整压力分布方案

可以预先设想一种理想的压力分布,比如法向压力梯度为零,流向压力梯度为常数(也可以凭设计者的经验给出)。在大致给出一个光滑的子午流道以后,通过反复调整,反复计算,使其沿轮盖轮毂表面的压力逐渐接近理想的分布。当然,鉴于总体性能的几何条件限制,一般不可能获得一个与理想压力分布完全一致的结果,但 Δp_m 量存在一极小值,此时对应的流道即被认为是期待的形状。定量的分析过程如下。

如果 p_i^* 、 p_i^* 分别表示轮盖、轮毂上第 n 次调整后的压力, p_m 表示流动横向截面上的平均压力, p_i 表示给定的理想压力值,则第 $n+1$ 次调整的设计压力为:

$$\begin{aligned} \text{轮盖表面} \quad p_i^{n+1} &= p_i^* + 0.5 \times [(p_m + p_i)/2 - p_i^*] \\ \text{轮毂表面} \quad p_i^{n+1} &= p_i^* + 0.5 \times [(p_m + p_i)/2 - p_i^*] \end{aligned} \quad (2)$$

根据热力学关系,可以导出相对速度的调整关系式:

$$\begin{aligned} \text{轮盖表面} \quad W_i^{n+1} &= \{(W_i^*)^2 + [2k/(k-1)A][(p_i^*)^{(k-1)/k} - (p_i^{n+1})^{(k-1)/k}]\}^{1/2} \\ \text{轮毂表面} \quad W_i^{n+1} &= \{(W_i^*)^2 + [2k/(k-1)A][(p_i^*)^{(k-1)/k} - (p_i^{n+1})^{(k-1)/k}]\}^{1/2} \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $A = T_{10}^{1/k} e^{-\Delta s/k}$, Δs 为熵增, T_{10} 为进口总温,均为已知量。由流函数的定义 $\partial\psi/\partial x^2 = \tau\rho$

$\sqrt{a_{22}} \sin\theta_{12} W'$ (文献[4]),可导出根据相对速度修正流道几何坐标的关系式:

$$\begin{aligned} R_i^{n+1} &= R_i^* + f \cos\theta_2 (W_i^*/W_i^{n+1} - 1) \\ Z_i^{n+1} &= Z_i^* - f \sin\theta_2 (W_i^*/W_i^{n+1} - 1) \\ R_i^{n+1} &= R_i^* - f \cos\theta_2 (W_i^*/W_i^{n+1} - 1) \\ Z_i^{n+1} &= Z_i^* + f \sin\theta_2 (W_i^*/W_i^{n+1} - 1) \end{aligned} \quad (4)$$

R 、 Z 分别表示径向与轴向坐标, f 是类似于松弛因子的调节系数。

图 1 是表征子午流道数值网格及其余各种参量的示意图。式(2)~(4)建立了流道几何坐标与边界压力分布的联系。以此编写相应的

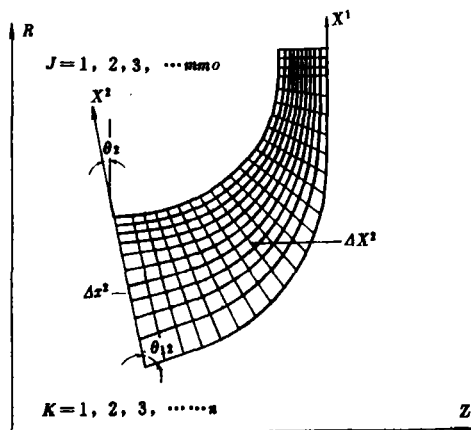


图 1 S_2 流面几何坐标、计算网格

程序,其中流场分析部分的 S_2 反问题核心程序引自文献[5]。

图 2 是本方法用于一个实际算例的结果显示。图 2a 是初始流道与优化流道的比较,图

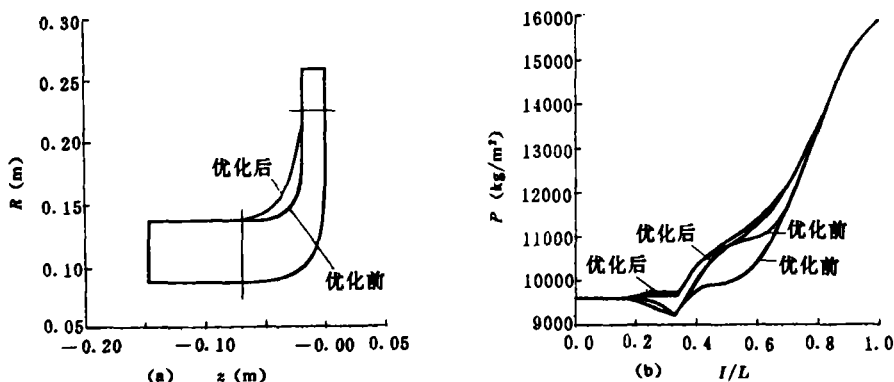


图 2 第一种方案优化前后的比较

2b 是对应两个流道在轮盖、轮毂表面上的压力分布,从中看到,优化的流道中压力分布的确更为接近理想值。

3.2 几何造型方案

考虑到工艺加工一般要求构成子午流道的母线是一条光滑曲线,尤其是二次曲线,以便直接应用于数控机床,使用几何方法构造流道母线具有实际意义。在以下二次函数的普遍形式中 $X^2 + BY^2 + CXY + DX + EY + F = 0$ 。B、D、E、F 可以根据两个端点的四个条件,即

连续条件 $F(X_1, Y_1) = 0.0$, $F(X_2, Y_2) = 0.0$

光滑条件 $F'(X_1, Y_1) = C_1$, $F'(X_2, Y_2) = C_2$

来给定, C 则需用优化原则来确定。选定一系列 C 值,反复计算,反复比较 Δp_m 值大小,直到获得最佳值。整个计算、比较、选择的过程由计算自动完成。

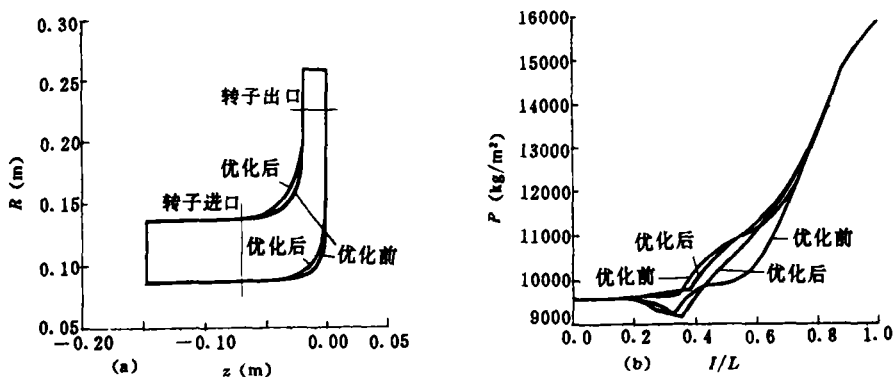


图 3 第二种方案优化前后的比较

图 3 是几何造型方法用于实际设计计算的结果。图 3a 是优化前的子午流道的比较,图 3b

是对应两个流道轮盖轮毂处的压力分布。

4 结 论

(1) 比较前面介绍的两个优化方案,前者得到的 Δp_w 值更小,压力分布似更为合理,但后者的结果却更便于应用。在优化结果流动损失差不大的条件下,使用几何方法似更为实际。

(2) 以往在选择 A 点(见图 1)时,主要是依据一维流动理论计算该点的速度,通过调整半径使其达到最小值。但三元流动计算表明,此点的速度不仅仅是半径的函数,还受曲率的影响。使用上面推荐的优化方法,只要调整该点的半径,在子午流道成型的同时,也可以达到优化进气角的目的。

(3) 原则上子午流道的优化应与叶片的形状联系起来,所以 S_2 流面的反问题计算应与相应的 S_1 流面计算相互迭代。但实际计算表明,三元效应在这里对子午流道形状的影响并不显著,而且流道最佳形状附近有一个不敏感区,就是说子午流道在最佳值附近的相当一个区域里变化时,压力分布的好坏并无明显差别。而这一点也正是工程实用中,一般将子午流道的优化与叶片的优化分开来考虑的前题条件。

(4) 本文的工作是叶轮机械 CAD 软件包的一个组成部分,目的在于为处在工程设计前沿的广大用户提供一个使用方便、性能可靠、功能齐全的计算机软件包。

参 考 文 献

- 1 沈天耀. 离心叶轮的内流理论基础. 浙江大学出版社, 1986
- 2 Wu Chuanghua. A General Theory of theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic Turbomachine Of Axial Radial and Mixed Flow Types. ASME Paper, No. 50-A-79; NACA TN 2604, 1952
- 3 吴文权, 刘翠娥. 使用非正交曲线坐标与速度分量 S_1 流面正问题流场矩阵解. 工程热物理学报, 1980, 1(1)
- 4 朱荣国. 使用非正交曲线坐标与速度分量 S_2 流面反问题流场线松弛解. 工程热物理学报, 1980, 1(1)
- 5 饶江, 朱荣国. S_2 流面反问题流场矩阵解及其程序的标准化. 工程热物理年会, 1990

streamline curvature throughflow calculation method. The agreement of the calculation results with experimental data has been improved. It is believed that this simpler equation system can be applied to the flows not only in subsonic compressors, but also in transonic and supersonic compressors, provided that a more appropriate model is proposed for the coefficients.

A METHOD FOR OPTIMIZING THE MERIDIONAL PASSAGE IN A CENTRIFUGAL COMPRESSOR

Rao Jiang and Li Jingping

(*R & D Center, Chinese Academy of Sciences*)

ABSTRACT A method for optimizing the meridional passage of the rotor in a centrifugal compressor has been developed according to the theory of $S1$ and $S2$ stream filaments. Two optimization principles are introduced. First, the gradient of static pressure in stream line direction should be minimized as it is mainly responsible for the boundary layer separation at the hub and shroud. Second, the gradient of static pressure from hub to shroud should be lessened as possible for it is generally considered as the major reason for triggering the second flow in the passage. According to these two principles, a reasonable criterion has been set up. In order to optimize meridional passage automatically through computer programming, two practical approaches have been provided. In one approach, the passage is modified again and again by using formulas derived from the continuity equation and thermodynamic relations. In the other, a series of quadratic curves are introduced to form a series of meridional passages. In both these approaches, it is necessary to predict the flow field by using "S2 inverse problem" computer code many times. Then, according to the above-mentioned criterion, the optimized meridional passage can be distinguished. Two numerical examples are given in this paper. Their results are obtained from the two approaches respectively. The comparison of the static pressure distributions at hub and shroud between the original and optimized passages indicates that this method obtains access to the expected results.

OPTIMIZATION OF A COMBINED-CYCLE PROPULSION SYSTEM FOR SPACE VEHICLE

Lian Xiaochun and Chen Fuqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT This paper presents some results of optimization of operating modes transfer in a Supercharged Ejector Ramjet (SERJ) specified for first stage of a two-stage-to-orbit space vehicle. The SERJ consists of four subsystem; Fan, Ejector, Ramjet and Air liquefaction subsystem used as a heat exchanger. Three factors are considered for estimating propulsion system installed thrust; Internal and external performances of the inlet and the nozzle; power and air extractions from the engine. An objective of minimization is the minimum of the fuel consumption, which is attained by varying the transition conditions of different engine operation modes. Then the optimum transition conditions can be obtained between SERJ and fan ramjet modes, fan ramjet and ramjet modes, ramjet