

多级轴流压气机静叶转角优化计算

燃气涡轮研究所 王永明**

【摘要】 本文介绍了一种用于多级轴流压气机性能优化调整试验最佳静叶转角计算的方法, 此方法采用一个二次泰勒级数展开式作为近似优化性能模型, 利用压气机性能模型确定压气机调整试验的初始静叶转角, 应用数值优化计算技术确定压气机静叶转角调整的逼近方向和步长。具有收敛速度快、迭代次数少和适于处理试验数据带有测量误差的问题等优点。与目前的压气机性能调整试验方法相比, 此方法可缩短压气机性能调整试验周期。

一、前言

在轴流压气机设计研制过程中, 调整静叶转角是使性能参数提高乃至达设计指标的措施之一^[1]。压气机静叶转角优化问题有两种途径可以解决。一种是通过逐级改变静叶转角一个微小变量达到性能参数最优的数值试验过程。优化过程直接与试验器相联。此方法具有有效的优化逻辑, 所用计算时间也少, 但需要特别的优化逻辑。另一种是将压气机性能数学模型作为中间转输过程。优化计算与压气机试验不直接相互作用。利用试验数据调整模型, 进行试验。模型的精确性和用以此模型的试验数据处理过程, 以及优化目标寻找逻辑是其中的几个关键问题。

本文采用的是结合上述两种方法特点的方法。性能模型用一二次函数的数值优化逻辑代替。此方法无需作很大的改进就可用于各种型号的压气机试验, 并且适合于含有测量误差的问题。由于二次近似函数的优化计算需给出一定的初始静叶转角值及相应的性能试验数据, 并且要使压气机性能优化调整的试验次数尽可能少, 使初始静叶转角值尽可能地接近最优解。为此, 计算中利用已知设计状态的性能试验参数对其修正过的压气机性能计算模型进行数值模拟, 优选出可能的最优静叶转角值作为初始试验时的静叶转角值。

二、优化计算的三个部分

优化计算时, 主要考虑下列两个问题。一是性能调整的试验次数。试验次数与调整逼近时的静叶初始转角值的选取有关, 也与控制优化过程的计算方法有关。二是试验误差对计算的影响。考虑上述各种因素, 优化计算由静叶初始转角值计算、静叶转角调整优化计算和试验数据处理计算三个部分组成。整个静叶转角优化计算过程如图 1 所示。

1. 静叶初始转角计算 静叶初始转角的确定利用压气机性能计算程序和优化程序进行。计算过程由两部分组成。(1) 根据静叶转角为设计角度时测得的试验数据对性能模型进行修正。(2) 将修正的性能模型作为优化用性能分析模型, 利用优化程序计算出满足给定优化目

标的静叶初始转角。

性能模型及程序采用文献[2]中介绍的基于压气机转子进、出口平均半径上的一维定常流动模型的级叠加方法。并根据文献[3]补充了对压气机级性的最大效率点、堵塞点和失速点处的性能参数计算过程。认为其最大相对效率与转子进口相对马赫数之间,堵塞和失速状态时的转子进口攻角与最大效率状态的转子进口攻角随转子进口相对马赫数存在着某种曲线关系。在压气机级性能计算中这些关系是人为定的,随不同的压气机是不一样的。性能模型的修正就是利用压气机试验数据对这些曲线关系进行校准。在修正计算中假设上述有关的每一条曲线都可以用一多项式表示。采用“黑盒子”概念,将整个性能模型作为一非线性超越方程组,求解出使性能计算值与试验数据之差(残差)最小的各个多项式的系数值。用计算所得的各系数值代替原来的各系数值,可得到修正后的性能模型。

2. 静叶转角调整量优化计算 静叶转角调整量优化计算采用文献[4]中所述方法。静叶转角优化计算由优化目标值计算、优化计算和近似优化模型三部分组成。

(1) 优化目标值 优化目标值是一个计算方案的数学表达式,用以对优化方案的优劣程度作出评定。用于静叶转角优化的计算参数有换算流量、总压比、绝热效率、喘振裕度,以及须调整各级叶排数和上、下限。计算中采用代价函数,用 P 表示代价, P 方程的形式为

$$P = \sum_{j=1}^T (E_j - 1)^2 + \sum_{k=1}^N (F_k - 1)^2 \delta_k \quad (1)$$

式中, E 、 T 分别为等式约束条件、等式约束条件个数; F 、 N 分别为不等式约束条件、不等式约束条件个数。上述方程中的约束值都已标准化处理为1。 δ_k 是一个系数,当不等式约束为 $F_k \leq 1$ 的形式时,取值为0,当 $F_k > 1$ 时取值为1。新的目标函数值用 f 表示, $f' = f - wP$, w 为加权系数。各计算参数按 $x_j = (x_{\text{计}} - x_{\text{Tj}}) / (x_{\text{Uj}} - x_{\text{Tj}})$ 作标准化处理。 x_{Uj} 、 x_{Tj} 分别表示第 j 个设计变量的上限及下限, $x_{\text{计}}$ 为其实际计算值。

(2) 优化子程序 现有的求解多元非线性约束的优化计算方法很多。本文用 $P-H$ 伸缩保差法。此方法具有不需给定函数导数解析式的优点,而且优化过程稳定,计算次数少。

(3) 近似优化模型 根据文献[4],压气机效率和失速裕度可以用静叶角度的二次函数局部精确地表示,二次近似形式则可由任意函数的泰勒级数展开导出:

$$\Delta f = \nabla f^T \Delta X + \Delta X^T H \Delta X / 2 \quad (2)$$

其中 $\Delta f = f - f^o$, $\Delta X = X - X^o$, $\nabla f = \left[\frac{\partial f}{\partial x_1} \quad \frac{\partial f}{\partial x_2} \quad \dots \quad \frac{\partial f}{\partial x_n} \right]^T$, $[H]$ 为 $(\partial^2 f / \partial x_i \partial x_j)$ ($i, j = 1, 2, \dots, n$)的对称矩阵。 n 为设计参数的个数, x 为解析生成 f 的名义设计值,上标 o 表示初始量。

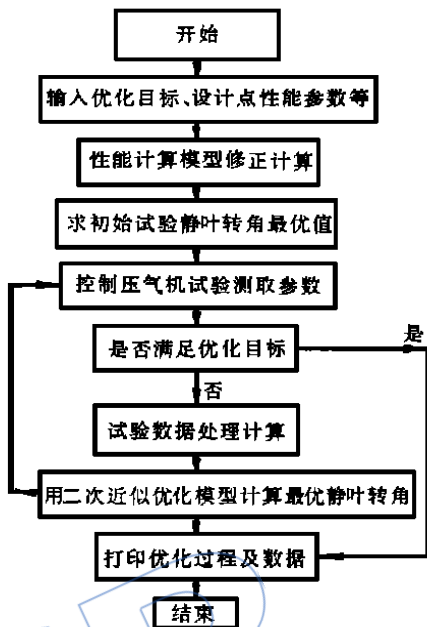


图1 静叶转角优化计算框图

该泰勒展开式对于目标函数约束条件均成立。未知数为：

$$\frac{\partial f}{\partial x_1}, \frac{\partial f}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_n} \text{ 和 } \frac{\partial^2 f}{\partial x_1^2}, \frac{\partial^2 f}{\partial x_2^2}, \dots, \frac{\partial^2 f}{\partial x_n^2}$$

总共为 $1+ n (n+1) / 2$ 个。实际优化计算时并不需要完整的二次近似，只含有泰勒级数展开的二次导数矩的对角项的近似就已相当精确^[4]。因此，此近似优化计算至少需要 $2n+ 1$ 个试验点。计算中发现，在有限步长的寻优范围内，仅需 $n+ 1$ 个试验点就可以了 (n 个二次对角项试验点，一个初始试验点)。在具体计算中，当试验次数大于 $n+ 1$ 次时，可进一步完善一次对角项的拟合，当试验次数大于 $2n+ 1$ 次时，则不进行更高价函数项的拟合，而用均等法进行曲线拟合，提高拟合精度。

3. 试验数据处理 试验数据处理采用均等法进行，即

$$S = \sum_{j=1}^{j_{max}} \sum_{i=1}^{i_{max}} \bar{G}_{ij}^2 + \sum_1^n (x_{n_o} - x_n) \tag{3}$$

三、算 例

利用上述方法编制的计算程序计算了几个优化目标不同的算例，结果非常令人满意。图 2、3 给出了两个优化目标不同的静叶转角优化算例结果（算例 1 的优化目标：绝热效率最

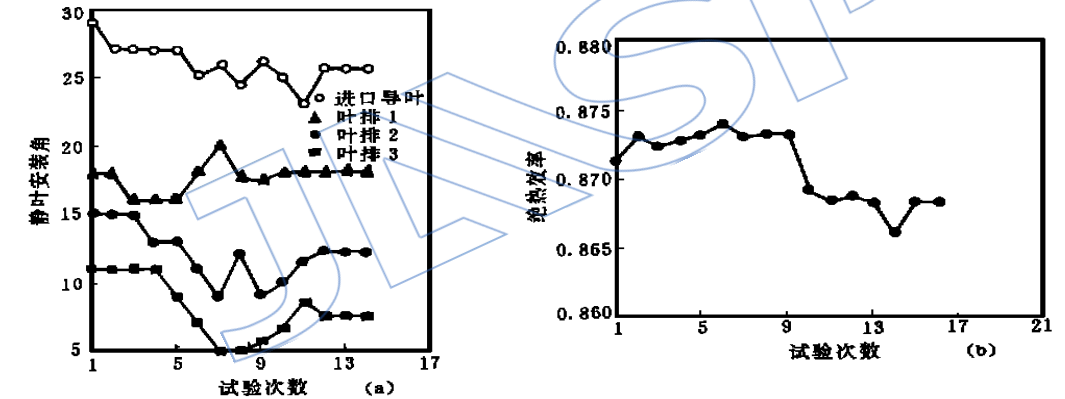
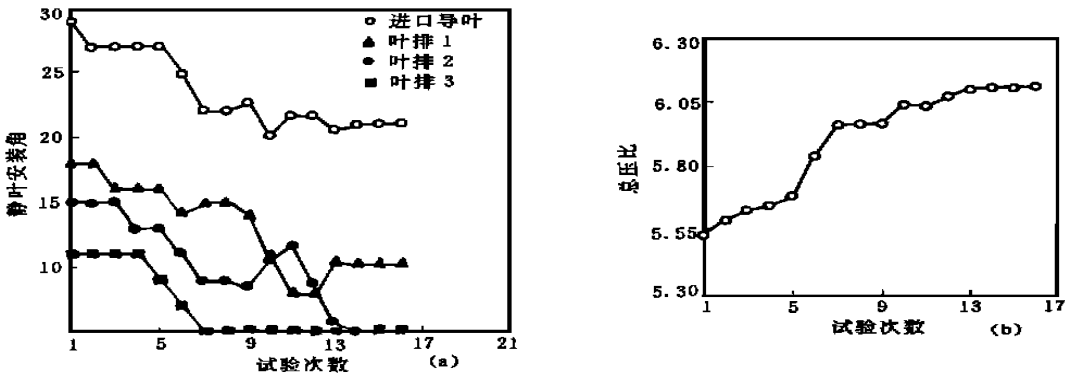
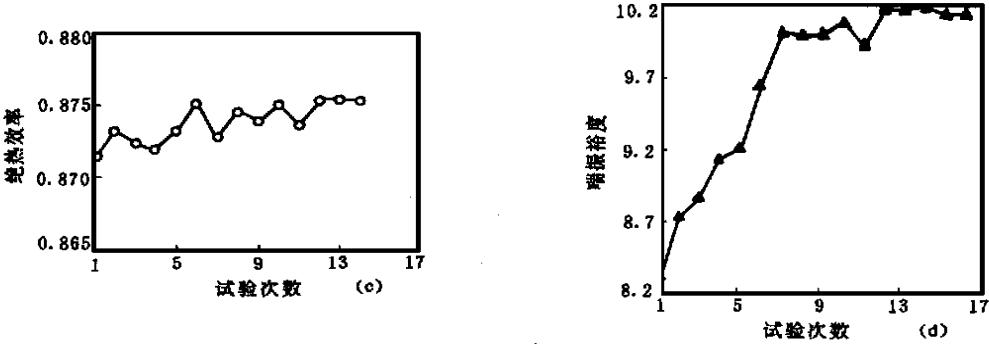


图 2 算例 1 (a) 静叶转角调整曲线 (b) 绝热效率变化曲线



(a) 静叶转角调整曲线

(b) 总压变化曲线



(c) 绝热效率变化曲线 (d) 喘振裕度变化曲线

图 3 算例 2

大, 无约束条件。算例 2 的优化目标: 总压比最大, 约束条件 1 是喘振裕度大于 8.45; 约束条件 2 是绝热效率大于 0.865), 从图中可见利用此计算方法在较少的试验点数内就达到最优性能目标。

结论 本文介绍的这种流场计算分析数值优化计算相结合的方法是一种非常有效的、实用的方法, 利用本计算方法可大大减少试验点数, 缩短性能调整周期。

参 考 文 献

[1] Ronald J. Steinke, "Design of 9.271-Pressure-Ratio Five-Stage Core Compressor and Overall-Performance for First Three Stages", NASA TP-2597, 1986.

[2] Ronald J. Steinke, "A Computer Code for Predicting Multistage Axial-flow Compressor Performance by A Meanline Stage-Stacking Method", NASA TP-2020, 1980.

[3] Howell, A. R. and Galvert, W. J., "A New Stage-Stacking Technique for Axial-Flow Compressor Performance Prediction", ASME Paper 78-GT-139.

[4] Garberoglio, J. E., Song, J. O., Boudreaux, W. L., "Optimization of Compressor Vane and Bleed Settings", ASME Paper 82-GT-81.

TRIPLE COUNTRA-ROTATING TURBINE AND ITS BASIC ANALYSIS

Cai Ruixian

(*Institute of Engineering Thermophysics*)

Wei Xinglu

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A comprehensive basic analysis for various triple countra-rotating turbines is given with the blade element stage assumption. The appropriate independent variables and evaluation criteria of the triple countra-rotating turbine stages are first presented by analogy with the classical analysis of conventional turbine stages. Then three typical kinds of rotating blade rows are defined and all possible typical schemes of such stages are enumerated. Their characteristics of specific work and load distribution of the triple countra-rotating shafts are presented in a very simple form. The typical triple countra-rotating turbine stages suitable to the three shaft gas turbine power plants are analysed and given. From the analysis results it is concluded that the load capacity per unit engine length of the triple countra-rotating turbines can be much higher than that of the conventional turbines.

OPTIMIZATION OF MULTISTAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR VANE SETTING

Wang Yongming (*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

A methodology has been developed for calculating optimum stagger angles of vanes for the axial-flow compressor performance adjustment tests. The methodology uses a square Taylor series as an approximate optimization model, determines initial vane angle changements of the axial-flow compressor tests by means of the compressor performance prediction model and obtains direction and steps for vane adjustment by the digital optimization technology. This methodology has the advantages of fast convergence, less iteration and suitability for the test-data calculation with measuring errors. Compared with the existing methods it can reduce the period and times of compressor performance tests.

AEROENGINE SENSOR FAILURE DETECTION BY BAYESIAN MULTIPLE HYPOTHESIS TESTING

Jian Dazhong and Wang Xiaokui

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

Analytical redundancy of the advanced sensor failure detection isolation and fault sensor output reconstruction obviously enhance the reliability of aircraft engine controls. The Bayesian multiple hypothesis testing is applied to detection isolation and accommodation of the hard failure. The hypothesis conditioned errors, the covariance matrices of the cost function and the optimal estimate are obtained from a bank of Kalman filters. The example using the microcomputer-based simulation indicates that the detective rate, the accuracy of output reconstruction and the detectable minimum range and so on has the advantage over the Kalman filter residual in hard failure.