

轴流压气机计算机辅助试验研究

北京航空学院 朱年国 陈矛章

压气机试验研究的重要目的是发现其内部工作不好的部位,为修改设计提供可靠的依据。由于实际测取参数的位置和数量有限,希望通过实测数据与计算机计算相结合进行详尽的气动分析,从而能够对整个流场作出仔细的判断。

一、基本方法

多级轴流压气机试验存在两种可能的测试方案。除共同测量进口参数(总温、总压、流量)和出口参数(总温、总压、流角)外,第一种测试方案认为只测量中间各级静子后参数(总温、总压和流角);第二种测试方案认为只测中间各级转子后参数(总温、总压、流角和速度或静压)。同时在两种测试方案中都需测取各叶片排出口的外壁面静压。

在第一种测试方案中,动叶出口的总压分布可由静子后总压分布曲线得到,从而确定各叶片排基元面上的损失系数,按文献(1)的方法用外壁面静压的实测值,迭代确定对应截面上的堵塞因子。损失和堵塞确定后,求解径向平衡方程、连续方程和能量方程,将得到动叶出口的流角和叶片排出口的速度。

在第二种测试方案中,损失确定是其主要困难。分析表明:中间各级转子和前一级静子的损失总和,可由实测值得以确定,因此问题成为损失在转、静子之间的分配问题。

本文提出两种工程的处理方法。

1. 按设计时静子和转子的损失比例进行分配

令设计时静子和转子的损失分别为用损失系数 $\bar{\omega}_1$ 和 $\bar{\omega}_2$ 表示,则实际计算的损失为

$$\bar{\omega}_{1实} = \bar{\omega}_1 / (\bar{\omega}_1 + \bar{\omega}_2) \cdot \bar{\omega}_{总} \quad (1)$$

这种方法最适宜于设计点附近的试验数据处理。

2. 损失增量的分配中考虑攻角 i 、马赫数 Ma 、扩散因子 D 等的影响

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}(i, Ma, D, T) \quad (2)$$

在设计点附近展开,并考虑到设计攻角接近最低损失攻角以及叶栅类型 T 的不变性,得

$$\bar{\omega} \approx \bar{\omega}_0 + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial^2 \bar{\omega}}{\partial i^2} \right)_0 (\alpha - \alpha_0)^2 + \left(\frac{\partial \bar{\omega}}{\partial Ma} \right)_0 (Ma - Ma_0) + (\bar{\omega}_D - \bar{\omega}_{D_0}) \quad (3)$$

下标“0”表示设计时的取值, α 为相对流角。(3)式中同时考虑了落后角的影响。并且必须使用一套 $\bar{\omega}(i, Ma)$ 曲线,这套曲线中已包含 T 的影响。出于计算收敛性的考虑,按(3)式得到的值只用于损失增量分配的比例,即

$$\text{令 } A = \Delta \bar{\omega}_{静子} / \Delta \bar{\omega}_{总} = \bar{\omega}_{静子} / (\bar{\omega}_{静子} + \bar{\omega}_{转子}) \quad (4)$$

$$\Delta \bar{\omega}_{总} > 0 \text{ 时 } \bar{\omega}_{静、实} = \bar{\omega}_{0静} + A \cdot \Delta \bar{\omega}_{总};$$

$$\Delta \bar{\omega}_{总} < 0 \text{ 时 } \bar{\omega}_{静、实} = \bar{\omega}_{0静} + (1 - A) \cdot \Delta \bar{\omega}_{总}$$

考虑到流线曲率法的主要特点,在第二种测试方案中,使用速度分布迭代堵塞因子。按已知测得的参数用以下公式可得

流动面积 $A = \dot{m} \sqrt{T^*} / k p^* q(\lambda)$ 堵塞因子 $B = 1 - A/A_{\text{几何}}$

二、算例及结果分析

选择文献〔3〕〔4〕中提供的三个试验点(设计点附近、失速点附近和最大流量点)的三组试验数据进行验证计算,并与文献〔4〕的处理结果相比较,结果是令人满意的。

1. 第一种测试方案的对比结果

(1) 进口子午速度 三个试验点上各叶片排的进口子午速度分布的最大差别均为 2.5% 左右。

(2) 进口相对流角(即攻角)三个试验点上的进口相对流角的最大差别不超过 1° , 分别发生在设计点附近静子 I 的尖部, 失速点附近静子 II 的根部, 最大流量点静子 I 的尖部。

(3) 出口相对流角(即落后角) 静子后的流角由实测得出。三个试验点上动叶出口相对流角的最大差别在 1° 左右。在失速点附近转子 II 的根部为最大。

(4) 扩散因子 在三个试验点上、各叶片排的扩散因子量级在 0.5 左右, 最大差别为 0.04。

(5) 相对总压损失系数 该种方案下的三个试验点上的相对总压损失值除个别点外, 至多在第二位有效数字上发生差别。

2. 第二种测试方案的对比结果

该种测试方案下两种损失分配的计算结果,除损失值外,其它参数的比较结果不差于第一种方案的对比结果,静子 II 和转子 I 的损失值的最大差别发生在第二位有效数字上。图 1 所示的是两种损失分配法所得到的典型情况。

对文献〔3〕的设计数据进行设计计算的结果表明,设计值之间的差别和试验数据处理结果之间的差别具有相同的倾向和量级。说明程序之间的差别是误差产生的主要原因。损失分配法的准确性是产生误差的另一原因。因此,数据处理和流场计算应尽可能采用相同的模型和数值方法。

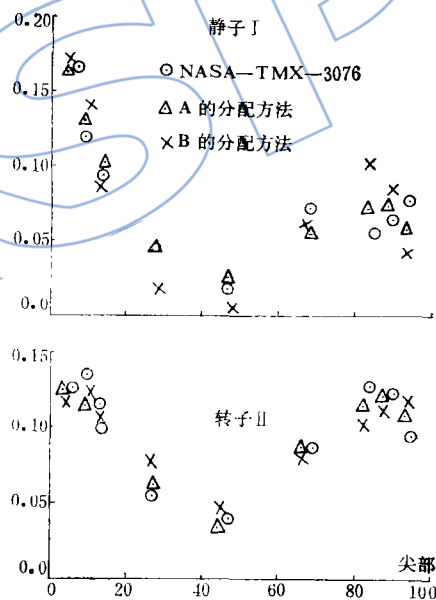


图 1 总压损失系数比较(设计点附近)

参 考 文 献

- 〔1〕 Hearsey, R. M., "Modification to Compressor Test Data Analysis Program-u00200," AD-A004182.
- 〔2〕 Modification of Axial Compressor streamline Program for Analysis of Engine Test Data, NASA-TM-79312.
- 〔3〕 Messenger, H. E., Kennedy, E. E., Two-stage Fan I Aerodynamic and Mechanical Design, PWA-4148, NASA-CR-120859, January 1972.
- 〔4〕 Renger, R. S., Benser, W. A., Performance of A Highly Loaded Two-Stage Fan, Lewis Research Center, NASA-TMX-3076.
- 〔5〕 Hearsey, R. M., A Computer Program for Advanced Axial-Flow Compressor Design, vol I, AD-A009273, 1975; vol II, AD-A009157, 1975.

sor in subsonic, transonic and supersonic flow. The wind tunnel has been equipped with advanced instrumentation and enables to accomplish a wide range of experimentation. It is first successful one for testing the two-dimensional cascades of compressor in transonic and supersonic flow in China by now. It provides a new test rig for research and development of aeroengines with high performances.

COMPUTER-AIDED EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF AXIAL-FLOW COMPRESSORS

Zhu Nianguo and Chen Maozhang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

An approach has been developed to evaluate some important aerodynamic parameters such as air-flow angle, blockage factor and loss coefficient, at unmeasurable surfaces. It can be used for two cases of measurement of multi-stage, axial-flow compressors. In order to testify this approach, several examples have been calculated and the results show that this approach provides reliable data for further performance improvement.

AN EXPERIMENTAL STUDY ON THERMAL STRESS IN CYLINDRICAL CASE

Shang Weijun and Zhang Weixin

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

This paper describes temperature and thermal stress distributions as well as measuring technique and method to generate these two parameters. The temperature distributions are produced by iodine-wolfram lamps and measured by thermocouples. The temperature fields which are steady and symmetrical have both axial and radial temperature gradients. The experimental curve has been fitted with the aid of the least square method in form of algebraical polynomials. Under such temperature distributions, the measurements of thermal stresses in cylindrical case with fixed ends were carried out by mid-temperature strain gauge, and the profiles of thermal stresses versus the case axial distance were obtained.

In addition, thermal stresses were calculated numerically employing the finite element method, SAP-5 program. The calculated results are compared with the test data satisfactorily.