

一种多级轴流压气机特性预估方法探讨

A Discussion of a Multi-Stage Axial Compressor Performance Prediction Method

张跃学 郭捷 赵勇 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要:概述了压气机设计体系的发展历程,介绍了轴流压气机设计技术,并结合多级轴流压气机的设计特点,提出了三维修正S2流面分析程序的多级轴流压气机性能预估方法,通过对比,验证了该方法的精度比单纯的三维计算的精度高,为多级轴流压气机的性能预估提供了一个新的工具。

关键词: 多级轴流压气机; 特性预估; 修正

Keywords: multi-stage axial compressor; performance prediction; correction

0 引言

一个世纪以来,伴随着气动热力学、计算流体力学的发展,轴流压气机的设计体系在不断进步,带动着压气机设计水平的提高。20世纪初采用螺桨理论设计叶片;20~30年代,采用孤立叶型理论设计压气机;30年代中期开始,由于叶栅空气动力学的发展和大量平面叶栅试验的支持,研制了一系列性能较高的轴流压气机;50年代开始采用二维设计技术,用简单径向平衡方程计算子午流面参数,叶片由标准叶型设计;70年代,建立了准三维设计体系,流线曲率通流计算和叶片—叶片流动分析是这一体系的基础,可控扩散叶型等先进叶型技术得到应用;90年代以来,全三

维流场分析技术的进步促进了压气机设计技术的快速发展,并将全三维流场分析补充至准三维设计体系,设计体系流程图见图1。

1 轴流压气机设计技术分析

目前,多级轴流压气机设计体系主要包括准三维设计技术和全三维设计技术。

1.1 准三维设计技术

1952年,吴仲华教授提出了S1-S2流面理论,并在这一理论的基础上建立了压气机准三维设计系统。目前,基于S1-S2流面计算的准三维设计技术仍然是国内外压气机设计体系的核心。

准三维设计系统主要包括一维平

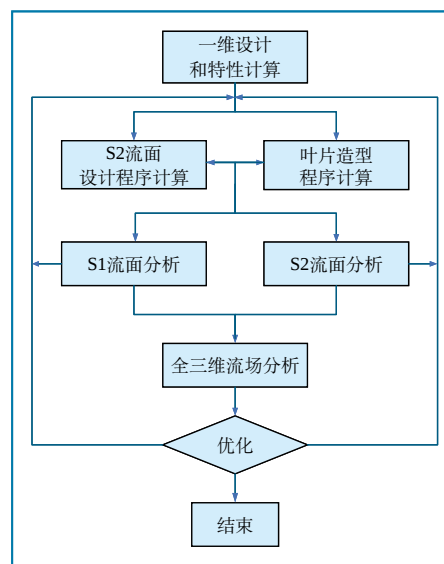


图1 轴流压气机设计体系流程图

均流线计算程序、S2流面设计程序、叶

measurements [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1986, 7(1):21-27.

[5] Yu X, Lou X. PIV measurements of the flow in a rotating cavity with a radial inflow [J]. Heat Transfer Research, 2010, 41(8).

[6] Chew J W, Snell R J. Prediction of the pressure distribution for radial

inflow between co-rotating discs [R]. ASME paper No. 88-GT-61, June 1988.

[7] 徐国强, 陶智, 丁水汀. 中心进气旋转盘流动与换热的数值研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15:169-173.

[8] 吉洪潮, Cheah S C, Iacovides H, Jackson D C, Launder B E. 旋转盘腔流场速度与压力的实验研究[J]. 工程热物

理学报, 1997, 18:300-305.

[9] 于霄, 罗翔, 许国强. 用PIV技术测量径向进气旋转盘腔内的流动[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11):2483-2488.

作者简介

于霄, 博士, 高级工程师, 从事航空发动机内流冷却和热分析的设计工作。

片造型程序、S1流面分析程序和S2流面分析程序。这些程序的设计方法均已比较成熟,设计系统水平的差异主要体现在正问题分析工具的工程实用性、软件的使用规范和准则以及设计参数选择的经验等。在准三维设计体系中,主要的正问题分析工具是一维特性程序、S1流面分析程序和S2流面分析程序。这些程序要用到与试验数据关联的经验公式,如损失计算、落后角计算、失速判断等,因而必须积累大量的试验数据进行软件校核和验证,并在此基础上改进程序,这是提高软件计算精度及整体设计水平的关键。

目前,我国还未能积累足够的经验数据以建立在传统的叶轮机械设计体系中必需的经验关联,影响了目前正问题计算中损失计算、落后角计算的精度。因而,在目前情况下,如何提高正问题计算,尤其是S2流面分析程序的计算精度是准三维设计技术的难点。

1.2 全三维流场分析技术

近年来,各研究所应用三维计算流体动力学(CFD)技术研制高性能先进压气机的成功,初步显示了以三维CFD方法作为新设计系统和新设计观念的强大生命力。其最大特点是,通过该方法所获得的流场信息量之大是传统的设计体系无法比拟的,大大减少了设计者需借助经验作出取舍的情况,明显降低了设计对试验数据/经验关系的依赖程度。借助CFD可以最大限度地摆脱对经验关联的依赖,最大限度地降低实验研究在整个研发过程中的比重,可以更快、更好、更省地发展可靠的现代化的具有自主知识产权的叶轮机械体系。

全三维流场分析技术的发展及其在压气机设计中的大量应用,促使了压气机设计水平的大幅度提高,主要体现在:

1)对压气机黏性全三维流场及性

能有了较准确的预估,使设计优化更有针对性;

2)在设计中采用全三维分析结果,使设计的压气机流道及叶片与流动更加适应,大幅度提高了级负荷与性能,加速了高负荷压气机的研究进展;

3)全三维分析还使一些先进技术的作用得到了充分的发挥,如弯掠叶片、大小叶片等。

但是,全三维流场分析技术目前也面临一些问题,如各种全三维程序中湍流模型与实际流动差别较大,计算多级压气机时积累误差较大,失速点很难判断,低转速下的分析误差大;由于该技术对状态的变化比较敏感,当计算偏离设计点的状态时,往往需要很长的计算时间,或者根本无法达到收敛标准。由此可见,目前全三维流场分析技术的主要难点是如何提高多级压气机的计算精度,如何缩短计算时间等。

2 新特性预估方法简介及应用

压气机固有的逆压力梯度、高度三维、高度非定常等特点,使其研制难度很大。特别是多级轴流高压压气机,由于级数多,级间匹配问题突出,且计算的逐级积累误差大,级间匹配和全工况性能优化均很困难。因此,在预研方案设计阶段,更需要一种快速的、具有一定精度的方法对压气机的特性进行预估。

鉴于多级轴流压气机的设计特点以及准三维设计技术和全三维设计技术面临的问题,为了提高设计水平,更好地完成多级轴流压气机的设计分析工作,本文提出三维修正S2流面分析程序计算方法,将S2流面分析程序与三维程序相结合,充分利用S2流面分析程序计算多级轴流压气机无逐级误差积累的特点,以及全三维黏流计算单叶片排较准确的特点,用全三维单叶排计算的

结果来修正S2流面分析程序的计算,提高了S2流面分析程序的精度,避免了单纯用全三维程序计算多级压气机积累误差大的问题,并克服了S2流面分析程序需要经验数据支持的缺点。这两种程序的互补,保证了计算速度和计算精度,且基本不需要经验数据的支持。

三维修正S2流面分析程序计算方法的具体步骤为,首先用全三维黏性流程序计算出多级压气机每一个叶排的性能,然后用S2流面分析程序对多级压气机的每一个叶排进行计算。利用S2流面分析程序可以人工干预修正的特点,不断地对叶排损失、攻角和落后角进行修正,使计算结果与全三维黏性流计算程序计算的结果逐渐逼近,直至达到最佳吻合。此时叶排损失和落后角的修正值也相应确定,再将每一叶排的损失、攻角和落后角修正值代入多级压气机的S2流面分析程序输入数据模块,进行S2流面分析程序的多级计算,流程图见图2。

以某多级轴流压气机为例,进行三维修正S2流面分析程序计算方法评估。运用全三维分析程序denton和numeca

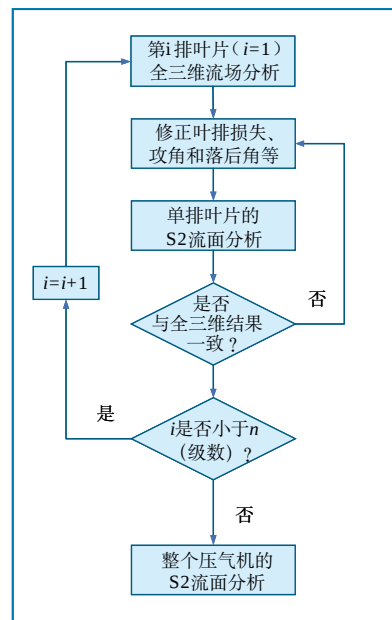


图2 三维修正S2流面分析程序计算流程图

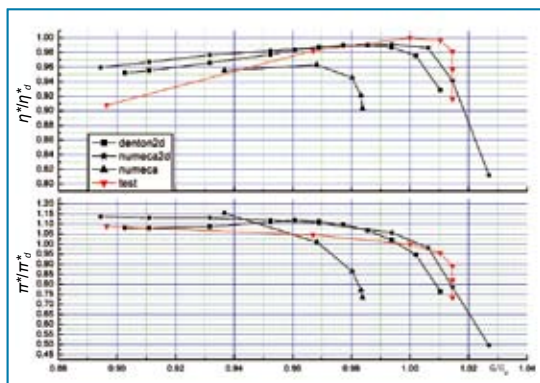


图3 相对换算转速1.0时的试验和计算性能比较

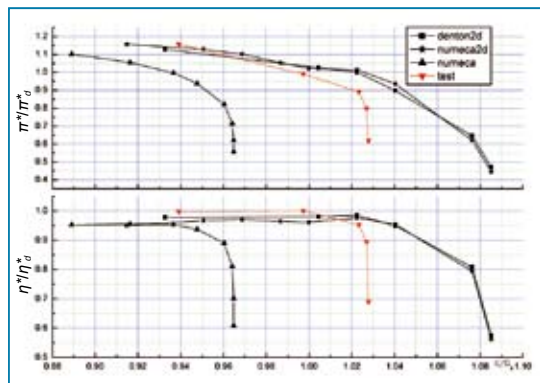


图4 相对换算转速0.85时的试验和计算性能比较

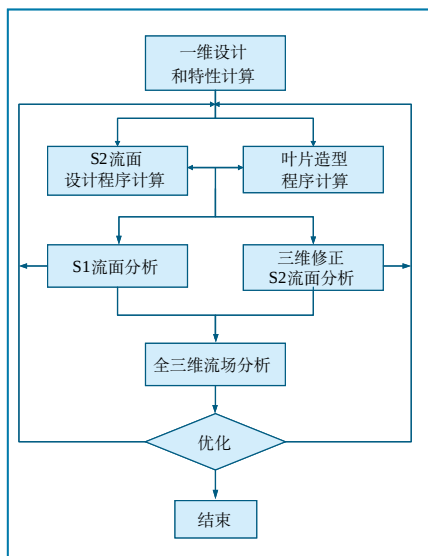
图5 应用新方法的轴流压气机设计体系流程图
对S2流面分析程序进行修正,评估了相对换算转速1.0和0.85时的性能。

图3和图4给出了两个转速下三维denton程序修正S2流面分析程序(denton2d)、三维numeca程序修正S2流

面分析程序(numeca2d)和全三维(numeca)程序的计算结果与试验特性的比较,横纵坐标均为各参数的相对值。从图中可以看出,经过三维修正的S2流面分析程序的计算结果比全三维程序的计算结果更靠近试验特性,计算准确性明显高于全三维联算。虽然在非设计转速二维计算的堵点流量偏大,但整体上还是与试验特性比较接近的。在二维正问题计算过程中,二维中的损失系数和攻角、落后角经过三维的修正,计算的精度得到了提高。

3 小结

根据上述的计算结果,经过三维修正的S2流面分析程序的计算精度比全三维的高。在还没有足够的经验给

出全三维计算结果的修正量时,这种三维修正S2流面分析程序的计算方法在计算多级轴流压气机时是非常实用的。运用三维修正S2流面分析程序的计算方法在高推重比发动机多级轴流压气机方案设计阶段评估压气机的性能是可行的,能够有效地解决准三维设计技术和全三维设计技术所面临的问题,将其补充至轴流压气机设计体系中,如图5所示,为预估多级轴流压气机的性能提供了一个新的工具。

AST

参考文献

- [1] 王永明等.航空发动机设计体系建设与发展[J].燃气涡轮试验与研究,2007.3.
- [2] Spalart P R, Allmaras S R. A

one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R].AIAA-92-0439, 1992.

[3] 赵拥军等.超/跨音速风扇气动设计体系有关流动模型改进探讨[J].航空动力学报,1999,14(1):15-18.

[4] Sandel W A, Miler M J. An Integrated Design System for Fans, Compressors, and Turbines: Part 2—Interactive Interface[R]. ASME. GT2004-53632, 2004.

[5] Swan W C. A practical method of predicting transonic-compressor performance[J]. Transactions of ASME. Journal of Engineering for Power, 1961.7:322-330.

[6] Wright P I, Miller D C. An improved compressor performance prediction model[J]. IMechE, 1991, C423/028:69-82.

[7] Walsh P, Fletcher P. Gas turbine performance [M]. 2nd ed. Oxford: Blackwell Science Ltd, 1998.

[8] Steinke R J. A Compute Code For Predicting Multi-stage Axial-Flow Compressor Performance by a Meanline Stage Stacking Method[R]. NASA TP-2020, 1982.

[9] 程荣辉, 雷丕霓, 刘波等. 一种工程实用的多级轴流压气机特性二维数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 955-960.

作者简介

张跃学, 硕士, 工程师, 主要从事航空发动机设计工作。

郭捷, 主任工程师, 研究员, 主要从事压气机设计工作。

赵勇, 博士, 高级工程师, 主要从事压气机设计工作。