



变稠度条件下跨音速压气机激波结构和流场性能数值研究

郑 覃, 羌晓青, 滕金芳

(上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

摘 要:以 NASA Rotor67(美国国家航空航天局的转子67)跨音速压气机转子为研究对象,分别采用准二维和三维数值方法,研究稠度变化对跨音速压气机转子叶栅激波结构及流场性能的影响。结果表明,准二维和三维数值计算得到的稠度特性不完全相同,当前研究条件下准二维计算不能定性地反映三维研究结果,压气机转子通道内复杂的三维流动现象是造成两种方法差异的重要原因。

关 键 词:跨音速压气机;稠度特性;激波结构;流场性能

中图分类号: TH45 文献标识码: A
DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2015.03.012

引 言

现阶段,航空发动机正朝着高推重比、低耗油率、低寿命期成本和高可靠性方向发展^[1]。提高发动机推重比是多学科综合努力的结果,包括气动热力学的进步、部件综合设计技术的提高、结构简化减重和材料工艺进步等多方面,其中,提高压气机的单级性能是航空发动机达到更高推重比的关键技术^[2]。在过去的半个世纪里,航空发动机中的压气机部件性能水平有了很大的提高,这些提高可以归因于更完善的设计和试验技术、更高的叶尖切线速度、更低的展弦比和更高的稠度等方面^[3]。

与传统的亚音速压气机相比,跨音速压气机不仅实现了较大的气流折转,还能充分利用超音流动区的激波,增加了压气机的扩压能力,大幅提升压气机部件的整体性能,明显提高了发动机的推重比^[4-6]。因此,深入研究跨音速压气机叶栅的激波结构和流场特点具有十分重要的意义,对进一步发展和改善跨音速压气机的性能起到积极的作用。

本研究选取 NASA Rotor67 跨音速压气机转子为对象,分别采用基于拟流面的准二维和三维数值

方法对其进行计算,研究稠度改变对转子叶栅激波结构和流场性能的影响。

1 数值方案

以 NASA Rotor67 跨音速转子为原型,通过改变叶片数建立叶栅稠度研究方案,然后分别以准二维和三维数值方法研究不同稠度条件下叶栅槽道内激波结构及流场性能的异同。其中,准二维数值模拟对象是以转子叶片顶部叶型为基础、径向拉伸而成的三维薄层,其叶片进口相对马赫数约为 1.4。

表 1 给出了具体的稠度方案,共计 8 组,叶顶处稠度在 1.055 - 2.463 之间变化,其中原型方案的叶顶稠度为 1.29。

表 1 Rotor67 转子叶栅不同叶顶稠度方案

Tab. 1 Versions of the rotor cascade with various solidities at the blade tip in the software NASA Rotor 67

序号	叶片数	叶顶稠度
S1	18	1.055
S2	20	1.173
S3	22	1.290
S4	26	1.525
S5	30	1.759
S6	34	1.994
S7	38	2.228
S8	42	2.463

使用 NUMECA 软件进行数值模拟,参考文献 [7] 中有关软件精度校核的结果,选取 Spalart - Allmaras 一方程湍流模型、中心差分以及 HOH 型(H 型进口段网格 - O 型贴体网格 - H 型出口段网格)

收稿日期: 2014 - 03 - 27; 修订日期: 2014 - 07 - 16

作者简介: 郑 覃(1992 -),男,浙江苍南人,上海交通大学硕士研究生。

网格拓扑结构。

网格精度往往会给数值计算结果带来一定的影响,因此网格无关性验证是数值模拟之前必须考虑的一个问题。对于网格精度的考察,本研究针对 Rotor67 转子单排叶片,分别构造了总数为 15、30、50 和 100 万的 4 种不同规模网格进行网格无关性分析。综合考虑计算精度和计算速度等方面因素,后续研究中三维计算选用单排网格总数为 50 万的网格;准二维数值计算网格总数较少,为了更好地模拟激波结构,对网格进行了加密,如图 1 所示。

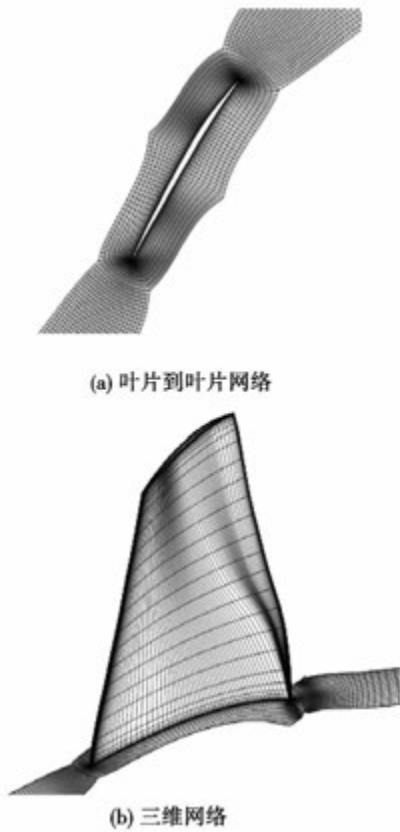


图 1 计算用网格示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the grid for use in calculation

图 2 给出了 90% 叶高处近最高效率工况下实验和三维计算的相对马赫数等值线对比图。由图可知,实验结果和计算结果所示流场相似,激波结构由外伸弓形激波和槽道斜激波组成,槽道激波后气流马赫数仍大于 1,经过一簇压缩波后流速降至亚音,斜激波和叶片吸力面相交位置与尾缘相距约 25% 叶片弦长的距离。因此,可以认为三维计算结果和实验结果较为吻合,具有一定可信度。

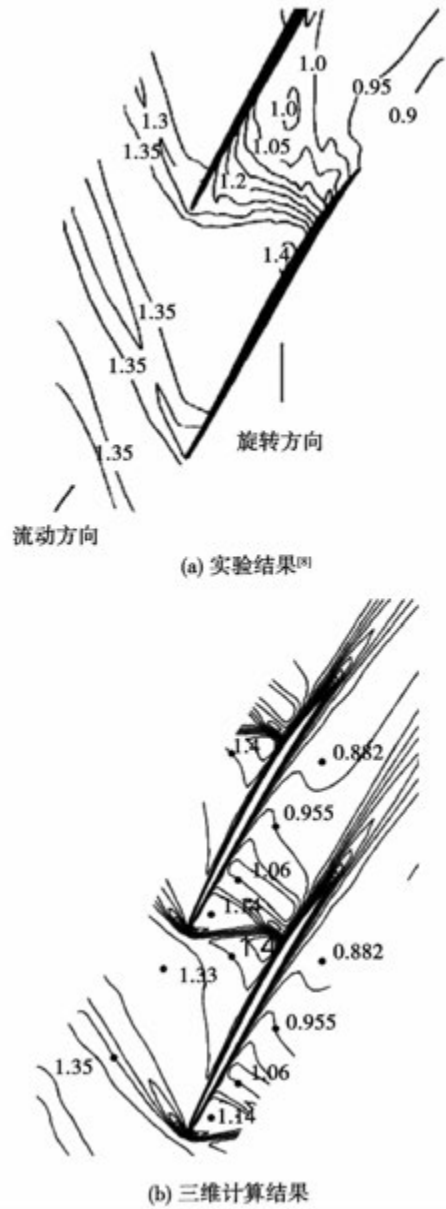


图 2 90% 叶高处近最高效率工况下实验和三维计算相对马赫数等值线对比

Fig. 2 Comparison of relative Mach number contour between experiments and 3D calculations at the place of 90% blade height in the condition of nearly peak efficiency

2 计算结果及分析

2.1 准二维计算

图 3 给出了不同方案、设计背压条件下二维叶栅出口总压比与叶栅稠度的关系。由图可知,叶顶稠度在 1.055 - 1.994 的范围内变化时,随着稠度增

加,叶栅总压比略有下降;稠度在 1.994 - 2.463 范围内变化时,稠度的增大使得叶栅总压比呈近似线性增大的趋势。

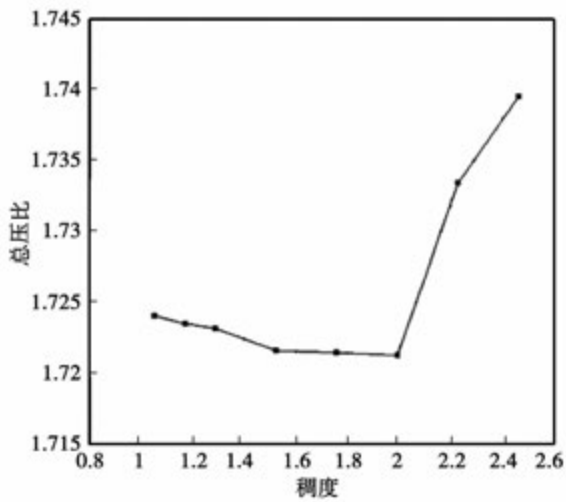


图 3 总压比随稠度变化曲线
Fig. 3 The curve of total pressure ratio varying with consistency

图 4 为不同方案下叶栅出口相对总压损失系数与稠度的关系曲线。由图可知,随着叶栅稠度的增加,相对总压损失总体上呈增大的趋势;稠度在 1.055 - 1.994 范围内时,叶栅出口的相对总压损失系数变化较缓;当稠度增大到 1.994 - 2.463 范围内时,叶栅的相对总压损失系数显著增大。

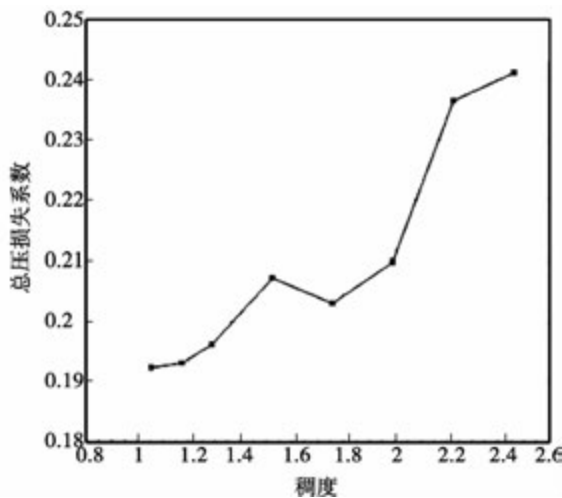


图 4 相对总压损失系数随稠度变化曲线
Fig. 4 The curve of relative total pressure loss coefficient varying by consistency

图 5 给出了部分稠度条件下准二维计算得到的

相对马赫数等值线图。随着稠度的增大,叶栅槽道内的激波结构发生了较大的改变。前缘弓形波向叶栅槽道外缓慢移动形成脱体激波,而原本相交的前缘弓形波和槽道正激波逐渐演变成两道互不相交的独立激波。另外,由于叶片通道逐渐变窄,激波 - 附面层干扰以及波后亚音速区流动分离等现象更容易扩展至整个流道,叶栅流场愈加紊乱。

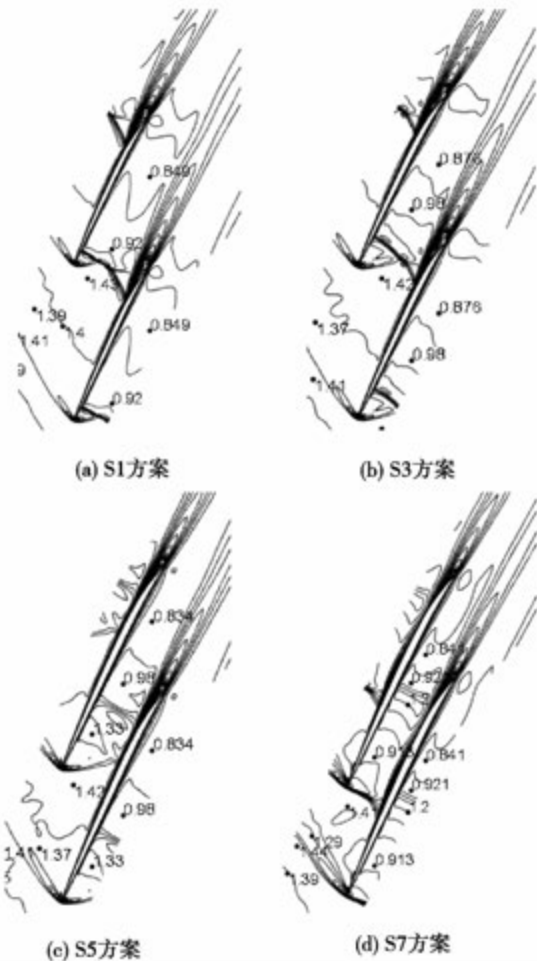


图 5 相对马赫数等值线图(准二维计算)
Fig. 5 The drawing of relative Mach number Contour(Q2D Calculations)

对照图 4、图 5 分析可知,稠度增大引起的流场变化可分为 3 个阶段:首先,当前缘弓形波和槽道激波处于相交状态时,稠度增大引起的总压损失有所增加;其次,当弓形波和槽道激波分开后,稠度增大对总压损失的影响较小;最后,当叶栅稠度增大至一定程度时,弓形波的压力面分支由斜激波演变为脱体正激波,损失急剧增大,另外由于此时叶片通道过于狭窄,二次流带来的流动损失也大幅增加,因此在此阶段,叶栅相对总压损失系数急剧增大。

2.2 三维计算

对8组稠度不同的压气机叶栅进行三维数值计算,考察其98%叶高处的总压比、相对总压损失系数及激波结构等随稠度的变化特性,并与前面准二维计算结果相对比。

图6、图7分别给出了设计背压工况下、98%叶高处的总压比、相对总压损失系数随稠度的变化曲线。

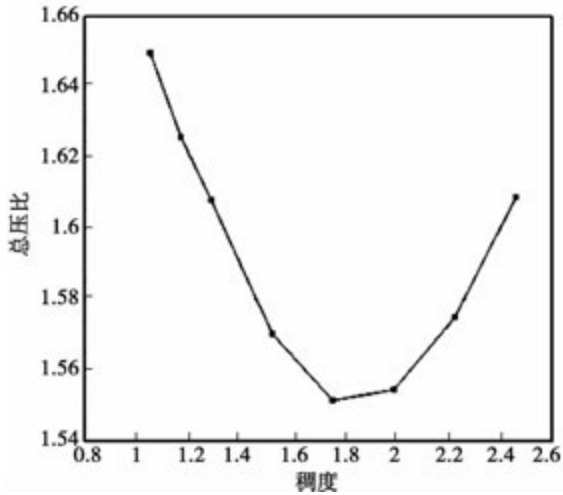


图6 98%相对叶高处总压比随稠度变化曲线
Fig. 6 The curve of total pressure ratio varying with consistency at the place of 98% relative blade height

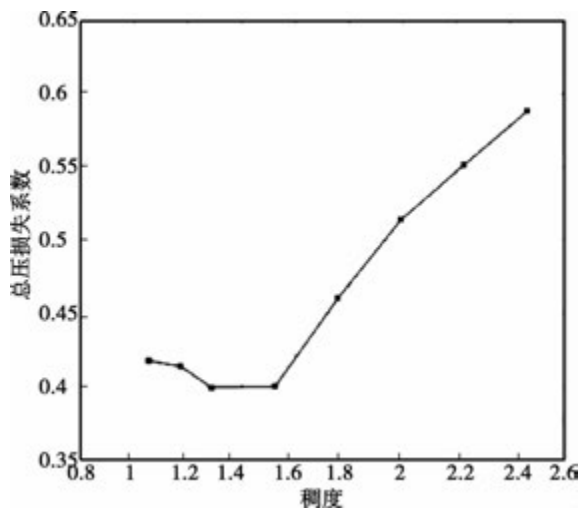


图7 98%相对叶高处相对总压损失系数随稠度变化曲线

Fig. 7 The curve of relative total pressure loss coefficient varying with consistency at the place of 98% relative blade height

由图6可知,当叶顶附近稠度在1.055 - 2.463范围内变化时,随着稠度增大,叶栅总压比呈现先减小后增大的趋势,稠度在1.76时总压比达到最小值。

由图7可知,随着稠度的增大,相对总压损失总体上呈增大的趋势;当稠度在1.055 - 1.525范围内时,稠度增加使得相对总压损失系数略有减小,但变化较为平缓;当稠度在1.525 - 2.463范围内变化时,相对总压损失系数有较明显的增大。

图8给出了部分稠度条件下三维计算得到的相对马赫数等值线图。

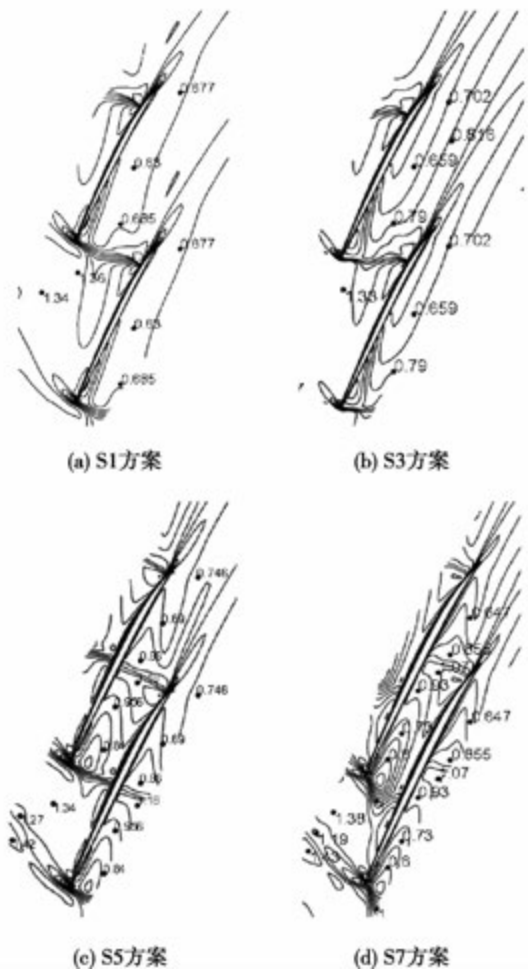


图8 98%相对叶高处相对马赫数等值线图(三维计算)

Fig. 8 The curve of relative Mach number Contour at the place of 98% relative blade height(3D Calculations)

由图可知,98%相对叶高处的激波结构随稠度增大而产生的变化也可以大致可分为3个阶段:首

先是单激波结构的阶段,如图 8(a) - 图 8(b),该阶段仅有一道前缘弓形激波,随着稠度增大,弓形激波的压力面分支逐渐由正激波向斜激波变化;其次是单激波结构向双激波结构变化的阶段,如图 8(b) - 图 8(c),叶栅槽道中产生另一道正激波,同时前缘弓形激波的压力面分支逐渐由斜激波演变为正激波;最后是双激波结构逐渐演变为更为紊乱激波系的阶段,如图 8(c) - 图 8(d) 所示。

对照图 7、图 8 分析可知,图 8(a) - 图 8(b) 单激波阶段相对总压损失系数变化较为平缓,图 8(b) - 图 8(c) 阶段由于双激波结构的出现,激波损失增大从而造成相对总压损失系数有一定的增幅,图 8(c) - 图 8(d) 阶段,流场中的激波结构逐渐变得紊乱,流动损失激增。

2.3 准二维和三维计算对比

与准二维计算结果相比,三维计算时在相同叶高处得到的结果不尽相同,具体表现为:(1) 总压比随着稠度增大均呈先减小后增大的趋势,但总压比大小总体上较二维结果有一定的减小,在 1.055 - 2.463 范围内的变化幅度约为 0.1,大于准二维结果中约 0.02 的总压比变化幅度值;(2) 相对总压损失系数随稠度增大的变化趋势在稠度为 1.759 - 2.463 的范围内基本一致,均为快速增大,但在 1.055 - 1.759 的稠度范围内变化趋势相反,且在各稠度下三维计算损失系数的大小较二维结果有较大的增大;(3) 流场的激波结构总体上随稠度增大的变化趋势一致,但在图 8(a) - 图 8(b) 阶段,二维与三维方案下激波结构略有不同。

究其原因,考虑到三维计算时叶栅槽道中存在明显的径向压力梯度、叶顶泄漏流等二次流动现象,流动远比准二维情况下复杂。另外,准二维与三维计算方案所选取的背压无法严格一一对应,这也是造成两者结果出现差异的可能性之一。

图 9 给出了三维计算得到的叶顶泄漏流图示。如图所示,由于叶顶间隙存在而产生的叶顶泄漏流跨过一个或多个叶片通道,对叶栅顶部的流动产生非常大的影响,从而使得三维计算结果和准二维计算得到的流场不一致,总压损失显著大于准二维情况。

图 10 给出了 Rotor67 原型(S3 方案)的吸力面等熵马赫数等值线及静压分布,图中数字表示等熵马赫数大小。从图中可以清楚看到,叶顶区域压力相对较高,沿径向存在明显的压力梯度。

综上所述,准二维和三维计算存在一定差异,但其得到的稠度特性定性相似。

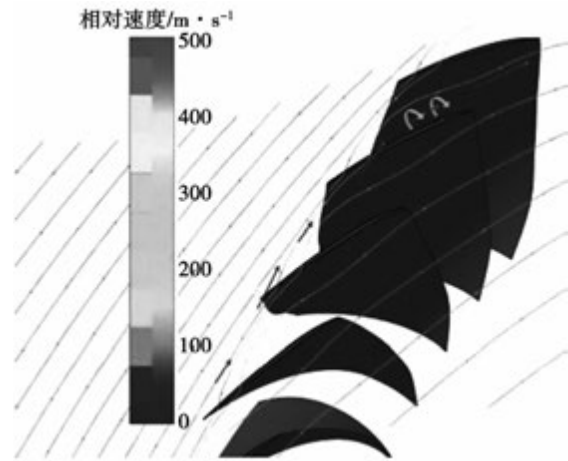


图 9 叶顶泄漏流示意图

Fig. 9 Schematic diagram of tip leakage flow

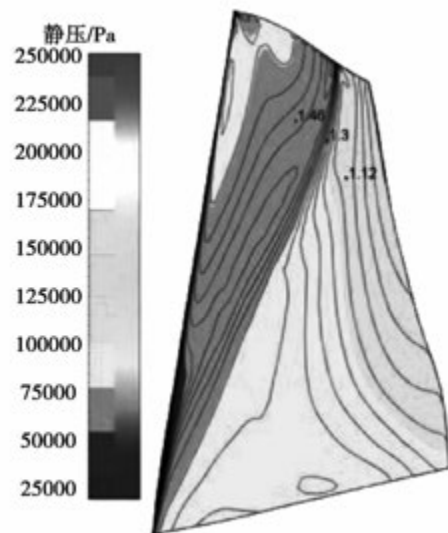


图 10 吸力面等熵马赫数等值线及静压分布
Fig. 10 Isentropic Mach number contours and static pressure distribution on the suction side

3 结 论

分别采用准二维和三维的数值方法,对 NASA Rotor67 跨音速转子的稠度特性进行了研究,得到如下结论:

(1) 采用准二维计算得到的叶栅总压比、相对总压损失系数和激波结构随稠度增大的变化趋势与三维计算结果得到的变化趋势具有一定的差异。就

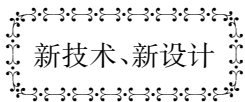
稠度特性而言,在当前研究条件下,二维叶型研究无法定性地反映三维结果;

(2) 叶顶泄漏流、径向压力梯度等二次流动现象是造成准二维与三维计算差异的重要原因。

参考文献:

- [1] 王占学,刘增文,蔡元虎,等. 推重比15一级发动机关键技术及分析[J]. 航空发动机,2010,16(1): 58-62.
WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, CAI Yuan-hu, et al. Key technologies and analysis of aeroengine with thrust to weight ratio up to level of 15 [J]. Aeroengine, 2010, 16(1): 58-62.
- [2] 方昌德. 航空发动机的发展前景[J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 1-5.
FANG Chang-de. Prospective development of aeroengines [J]. Aeroengine, 2004, 30(1): 1-5.
- [3] 江义军. 推重比12-15发动机技术途径分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 103-107.
JIANG Yi-jun. Technical approaches to thrust-weight ratio 12-15 of aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 103-107.
- [4] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Mao-zhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15.
- [5] Copenhaver W W. Summary of transonic compressor research [R]. ADA402377, 2002.
- [6] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressor: history and current developments [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 567-578.
- [7] 毛明明. 跨声速轴流压气机动叶弯和掠的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
MAO Ming-ming. Numerical investigation of bowed and swept rotor in a transonic axial compressor [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.
- [8] Strazisar A J, Wood J R, Hathaway M D, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor [R]. NASA-TP-2879, 1989.

(陈滨 编辑)



燃料和空气的混合对低排放燃烧室内燃烧过程的影响

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2015.03.013

据《Теплоэнергетика》2013年9月刊报道,全俄热工研究所的专家对在低排放燃烧室内的燃烧过程进行了分析研究。

传统意义上,在燃气轮机装置的燃烧室内进行燃料扩散燃烧能保证燃烧过程的可靠性、稳定性和经济性。但是,该燃烧方法会导致 NO_x 的高排放。

考虑到生态环境的要求,需要更加严格控制预混贫燃料空气混合物的燃烧。这个方法能大大减少由热而造成的 NO_x 的形成。燃烧室的研制任务之一就是燃料和空气预混的过程并评定这个过程的效果。

这种贫燃料空气混合物燃烧方法在一些特定的工况下在燃气轮机装置内常导致产生振动或不稳定的燃烧。在这种条件下,燃烧室内发生相当大振幅的压力变化,可能引起发动机零件的振动和破坏。

提议利用数值模拟方法预测低排放燃烧室的 NO_x 排放和燃烧过程的稳定性。

(吉桂明 摘译)

waste heat, organic Rankine cycle, thermodynamic performance, working medium

变稠度条件下跨音速压气机激波结构和流场性能的数值研究 = **Numerical Study of the Shock Wave Configuration and Performance of the Flow Field in a Transonic Compressor Under the Condition of a Variable Solidity** [刊, 汉] ZHENG Tan, QIANG Xiao-qing, TENG Jin-fang (College of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2015, 30(3) . - 358 - 363

With a transonic compressor rotor in the software NASA Rotor 67 serving as the object of study, a quasi-two-dimensional and three-dimensional numerical method were used respectively to study the influence of the solidity on the shock wave configuration and performance of the flow field in the rotor cascade of a transonic compressor. The research results show that the solidity characteristics calculated by using the quasi-two-dimensional and three-dimensional numerical method are not fully identical. Under the current conditions for the research tasks, the quasi-two-dimensional calculation results cannot qualitatively reflect those obtained from the three-dimensional calculation and the complicated three-dimensional flow phenomena in the flow passages of the rotor of the compressor constitute an important cause for the difference between the calculation results obtained by using the two methods. **Key Words:** transonic compressor, solidity characteristics, shock wave configuration, flow field characteristics

CAES 系统离心压缩机设计及优化 = **Design and Optimization of a Centrifugal Compressor in a CAES (Compressed Air Energy Storage) system** [刊, 汉] LIANG Qi, ZUO Zhi-tao, CHEN Hai-sheng, TAN Chun-qing (Engineering Thermophysics Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2015, 30(3) . - 364 - 371

An aerodynamic design and optimization were performed of the first-stage impeller and diffuser in the medium and low pressure centrifugal section of a compressed air energy storage system. It has been found that the efficiency of the impeller at its design point reaches 93.1% and the total pressure ratio is up to 4.1, thus, its aerodynamic performance is good. A total of five kinds of vaneless diffuser and three kinds of vaned diffuser were designed and they all met the design requirements. The diffusion effectiveness of the vaned diffuser is superior to that of the vaneless one. The former has a relatively small flow loss and a more uniform air flow at the outlet. When the radii at the outlet are identical, the aerodynamic performance of a cascade type diffuser is superior to those of a wedge, aerofoil and