

文章编号: 1000 8055(2008)10 1896-07

微小流量离心压缩机叶轮流场性能模拟计算

花严红^{1,2}, 袁卫星¹, 袁修干¹, 杨春信¹, 陈江³

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 九江职业技术学院 机电设备系, 九江 332007;

3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院仿真中心, 北京 100191)

摘 要: 设计了一种空气工质低压比的微小流量、高转速离心压缩机三元叶轮, 并对其流场特性进行数值模拟。研究表明: 该类叶轮出口与进口区域面积比小于 1; 采用高转速可以改善该类叶轮的效率; 叶轮的最佳叶片数较源于大流量低转速离心压缩机理论的叶片数经验公式计算值要小; 叶轮出口角一般在 60° 以上; 叶尖顶部间隙增大时, 叶轮总压比及效率显著下降。研究方法和结果为飞机高性能空气循环制冷系统和蒸汽压缩制冷系统中微小流量高转速离心压缩机的工程化设计提供了有益的参考。

关 键 词: 微小流量; 高转速; 离心压缩机; 叶轮; 性能

中图分类号: TH 45

文献标识码: A

Numerical simulation of the flow field and performance of a micro flowrate centrifugal compressor impeller

HUA Yan hong^{1,2}, YUAN Wei xing¹, YUAN Xiur gan¹,
YANG Chun xin¹, CHEN Jiang³

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Department of Electromechanical Equipment,

Jiujiang Vocational and Technical College, Jiujiang 332007, China;

3. Simulation Center, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A 3-D impeller for a micro flowrate high speed centrifugal air compressor (MHCA C) was designed and the performance of flow field was numerically studied. The results show that the ratio of outlet to inlet area of MHCA C impellers is less than 1.0, the efficiency of a micro flowrate centrifugal compressor can be improved by high rotating speed; the optimum number of blades of MHCA C impellers is less than that given by empirical formula originated from the theory of high flowrate low speed centrifugal compressor; the outlet angle of a MHCA C impeller is generally bigger than 60°; the overall pressure ratio and efficiency of the impeller decrease with the increase of tip clearance. The methods and results of this paper provide valuable reference for engineering design of a MHCA C in aircraft air cycle or vapor compression refrigeration systems.

Key words: micro flowrate; high speed; centrifugal compressor; impellers; performance

收稿日期: 2007 10 16; 修订日期: 2008 01 15

基金项目: 航空科学基金(02E51039)

作者简介: 花严红(1976-), 男, 安徽巢湖人, 北京航空航天大学硕士生, 九江职业技术学院教师, 主要从事制冷空调系统、离心压缩机仿真研究。E-mail: huayanhongbuaa@126.com

近年来,离心压缩机因其可靠性高、体积小、重量轻等优点在航空航天、能源动力、石油化工等行业发挥着重要作用.离心压缩机内部流动因受旋转、曲率及粘性等诸多因素的影响及相互作用而表现为相当复杂的非定常、有粘性的三维湍流流动,从而引起了国内外专家学者的长期关注^[1-2].德国宇航院(DFVLR)Krain博士通过CAD方法,完成了一种离心压缩机后弯叶轮的设计,并应用激光测试技术对这个叶轮内部流场进行了详细地测量^[3].NASA路易斯研究中心在上世纪90年代,运用激光技术对其研制的大尺度低转速离心压缩机(LSCC)的三维流场进行了测量并给出了较为详细的结果^[4].在国内,席光等尝试了一种以三维粘性分析为参考准则来设计离心压缩机三元叶轮的实用方法,并利用CFD软件FLUENT5.4进行了数值计算,计算结果表明:角动量的不同分布对叶轮的压比和效率有明显的影响^[5].初雷哲、杜建一等采用CFD软件对微型燃气轮机的离心叶轮进行了数值模拟,讨论了叶片数及分流叶片位置对叶轮性能的影响,并进行了流场分析^[6].缪俊、谷传纲等将激光相位多普勒测速技术(PDA)应用于离心压缩机叶轮内部流场的测量,分析了小流量工况下流道内气流速度矢量的变化趋势等流动特性^[7].杨策等开发了一套离心式叶轮辅助设计系统,并用其设计出一种高转速离心压气机,且对其性能进行了详细地分析研究^[8].前述研究人员在各自的研究过程中针对的基本是较大流量的离心压缩机,文献查询表明,微小流量高转速离心压缩机性能还少有研究.

微小流量高转速离心制冷压缩机的开发和应用是新型战机蒸汽压缩制冷循环系统的关键技术,根据Balje的分析,高效离心压缩机的比转速一般在0.62~1.08之间,因此对于微小流量离心压缩机来说,为使其比转速在高效范围内,一般均采用高转速.Gui F. et al^[9]设计了一种低压比微小流量高转速离心空气压缩机并进行了实验,结果表明,以三元流理论设计的微小流量高转速离心压缩机叶轮可以获得较高的效率,应用于机载蒸汽压缩制冷系统中是可行的.本文以文献[9]提供的主要几何尺寸为依据,设计了一种低压比微小流量高转速离心压缩机叶轮,并利用ANSYS CFD软件对其性能进行了数值模拟研究,研究方法和结果为飞机高性能空气循环制冷系统和蒸汽压缩制冷系统中微小流量高转速离心压缩机的工程化设计提供了有益的参考.

1 数值模拟方法

为开展微小流量高转速离心压缩机叶轮的工程化设计和研究,以文献[9]提供的主要几何尺寸为依据设计了一种低压比微小流量高转速离心压缩机叶轮,并进行数值计算、分析.为检查数值模拟方法的正确性,在缺乏微小流量离心叶轮详细数据和资料的情况下,借用文献[10]的大流量离心压缩机叶轮进行考核.

1.1 控制方程及数值模拟方法

离心叶轮内部流场的控制方程为三维雷诺平均N-S方程组,湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型,采用耦合求解方法求解基本方程,用高分辨率格式的有限体积法进行空间离散,采用多重网格技术加速收敛,网格为H型网格.边界条件设置为:叶轮进口给定质量流量、流向、总温;叶轮出口给定静压;对轮毂、轮缘及叶片等固体壁面取光滑、不可渗透、无滑移及绝热壁面边界条件,使通过与固体边界重合的网格面的质量通量、动量通量及能量通量为零;计算区域的周向边界采用周期性边界条件;初场条件设为全场均匀静压,当残差小于 10^{-4} 时,认为计算已收敛.

1.2 数值模拟方法验证

采用上述方法计算了NASA路易斯研究中心的低转速大尺度离心压缩机(LSCC)叶轮^[10]的三维流场.NASA LSCC叶轮为一半开式后弯离心叶轮,基本参数为:出口直径为1.524 m,进口直径为0.87 m,出口宽度为0.141 m,进口宽度为0.218 m,叶尖间隙为2.54 mm,叶片数为20,叶片出口安装角为 35° (叶片切向与周向之间的角度),设计质量流量为30 kg/s,设计转速为1 862 r/min.计算网格最小倾斜角为 17.2° ,最大长宽比为61.1,网格节点数为358 776,网格数为336 384.

计算与实验结果比较如图1所示,可以看出:在设计流量下计算所得总压比与多变效率分别为1.131及0.940,相应的实验值为1.14及0.923,计算所得总压比比实验值略低,多变效率比实验值高1.7%,其中的误差主要是因为没有考虑轮盘损失,如考虑轮盘损失则多变效率仅比实验值高0.196%^[11];计算与实验所得性能曲线趋势也基本一致,计算与实验结果的误差均在允许范围内.因此可以认为本文所用数值方法可以用于离心压缩机叶轮三维流场性能模拟.

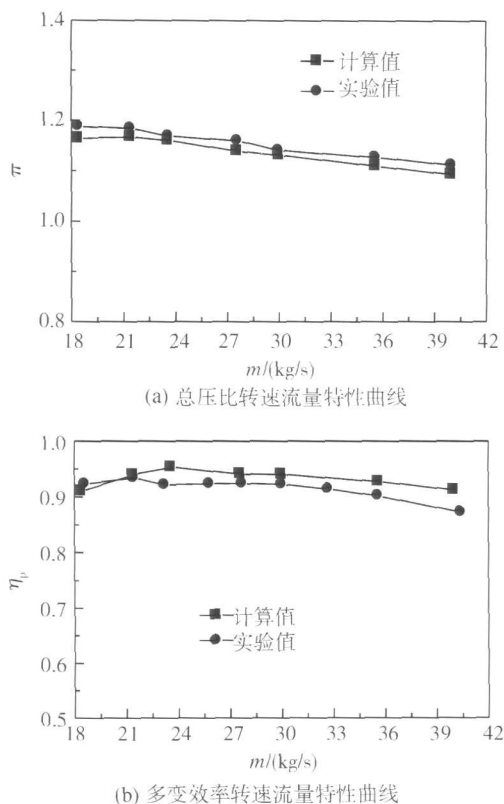


图1 NASA LSCC 叶轮性能计算与试验特性对比曲线图
Fig.1 Comparison performance characteristic curve of the NASA LSCC impeller between calculation and examination

1.3 数值方法对微小流量离心压缩机叶轮的适用性

考虑到 NASA LSCC 叶轮属大流量低转速离心叶轮, 其内部流动雷诺数较大, 而空气工质微小流量离心压缩机叶轮内部流动雷诺数较低(一般在 10^5 以下), 两者存在一定差别。

鉴于目前尚未发现关于微小流量离心压缩机叶轮研究的详细资料, 因此为检验该方法对微小流量离心压缩机叶轮的适用性, 本文以文献[9]提供的低压比微小流量离心压缩机叶轮主要几何尺寸为依据, 设计构造了一种等厚度半开式后弯叶轮, 其主要几何参数为: 进口轮盖直径为 43.64 mm, 进口轮毂直径为 14.00 mm, 出口直径为 63.00 mm, 出口宽度为 5.23 mm, 叶片厚度为 1.02 mm, 叶片数为 10, 出口角为 64° 。文献[9]给出该叶轮组成的单级离心压缩机在流量为 $0.027 \text{ m}^3/\text{s}$ 时静压比为 1.038, 等熵效率为 79%。本文在与文献[9]同样的工况下按前述方法进行了数值计算, 得到离心叶轮总压比为 1.043, 等熵效率为 86.88%。

文献[12]指出, 从叶轮流出的气体在经过扩压器后压缩机效率约下降 9%, 以此推测文献[9]中实验所得叶轮的等熵效率应在 87% 左右, 可以看出数值计算结果与之接近。同样根据固定元件

部分的静压恢复系数在 0.6~0.7 左右, 也可以得出数值计算得到的叶轮总压比与文献[9]实验结果接近。但也应指出, 文献[9]仅提供了叶轮的主要尺寸, 因此本文设计并构造的叶轮与实验叶轮之间可能存在一定差别, 虽然在现有条件和结果下可以认为数值计算误差在仿真允许的范围之内。但检验本文数值计算方法和结果的可靠性最终将依赖于对此类离心压缩机叶轮的实验研究。

2 流场数值模拟结果及分析

2.1 研究对象

以 1.3 设计叶轮为研究对象进行数值计算。计算以理想空气为工质, 叶轮进口空气总温设为 298 K, 垂直进口边界进气, 出口静压根据进口静压在 100 kPa 左右来调整。在转速分别为 20 000 r/min, 24 000 r/min, 30 000 r/min, 40 000 r/min 时, 在不考虑泄漏情况下分别对不同质量流量下叶轮流场进行了模拟计算, 计算网格最小倾斜角为 21.3° , 最大长宽比为 67.2, 网格节点数为 130 074, 网格数为 118 368。叶轮的流量-压比、流量-效率特性曲线如图 2 所示。由图 2 可以发现: 在流量

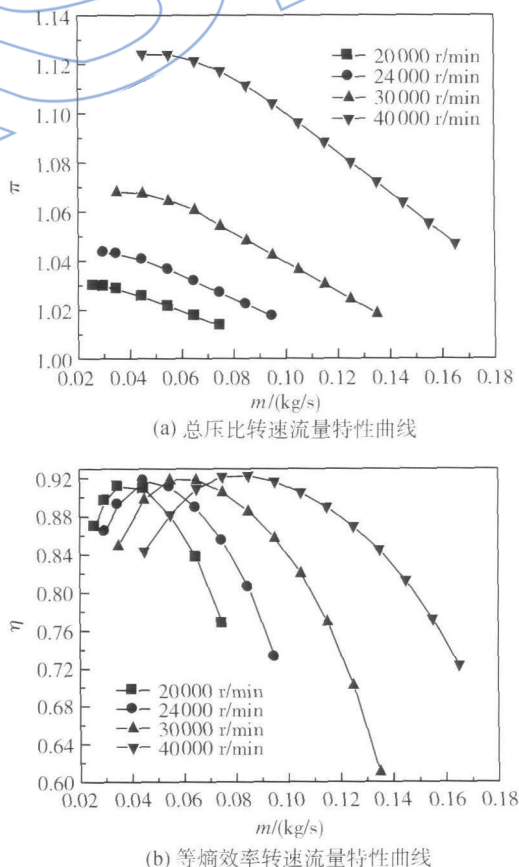


图2 设计叶轮性能特性曲线图

Fig.2 Performance characteristic curve of designed impeller

不变时,叶轮的总压比随着转速的增加而明显增加;转速一定时,其总压比随着流量增大呈下降趋势;转速的增加可一定程度提高叶轮的最大效率,但效率特性曲线仍保持同样的趋势,且随着转速的增加特性曲线向高流量侧偏移.该空气工质低压比微小流量高转速离心压缩机叶轮的出口与进口区域面积比约为 0.93,而大流量低转速离心叶轮的这一数值一般大于 1(前文所述 NASA LSCC 叶轮这一比值为 1.64 左右),这是该类叶轮区别于大流量低转速离心叶轮的标志之一.

2.2 流道内气流熵分布图

为研究设计叶轮内的流动损失情况,沿流动方向分别截取进口、中间和出口处的 3 个拟 S_3 流面观察和分析其气流熵等值线云图(图中叶片左侧为压力面侧,右侧为吸力面侧),如图 3 所示.

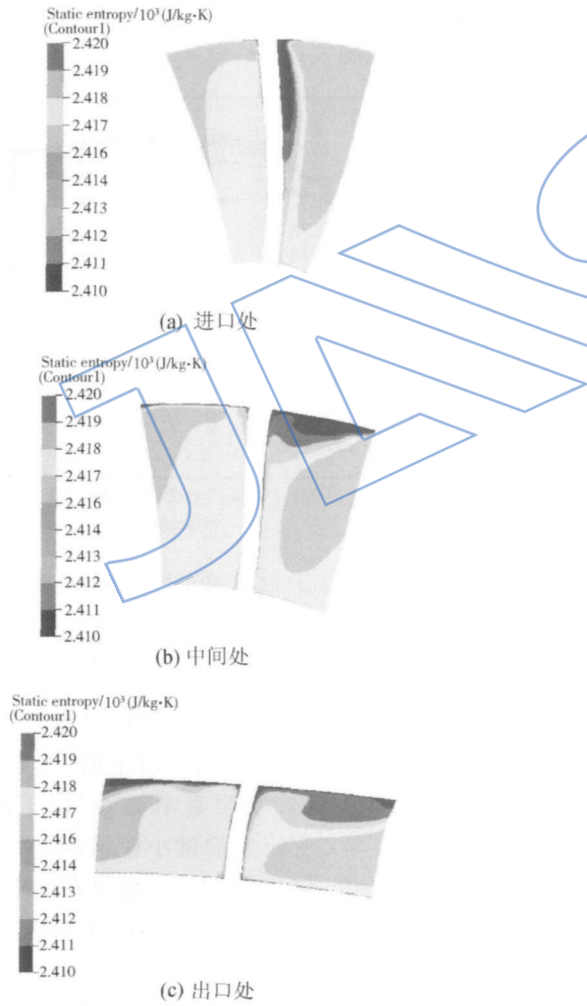


图 3 流道不同位置拟 S_3 流面气流熵分布图
Fig.3 Distributions of airflow entropy of S_3 flow surfaces at different positions in flow path

由图 3 可以看出,进口处拟 S_3 流面流动损失主要集中在叶片靠近吸力面的壁面附近,随着流

动的发展,损失逐渐在叶顶处加大,并逐步沿轮盖向中间区域扩展.总体来看,轮盖附近损失比轮盘处要大,叶片附近损失比流道中间区域要大.

2.3 叶片表面压力分布图

图 4 所示为流道中不同叶高(距轮盘 10%, 50%, 90%) 处的叶片压力面与吸力面上的静压分布情况,可以发现:叶轮进口处存在一定的正攻角,这将会对流场内二次流动及附面层产生影响;叶片负荷分布比较均匀,这样就避免了负荷过于集中在出口端而导致的流道出口区域强烈的二次流动及其对叶轮和扩压器等气动部件效率的不良影响.总体看,设计叶轮基本合理,可以用于进一步模拟研究该类叶轮的性

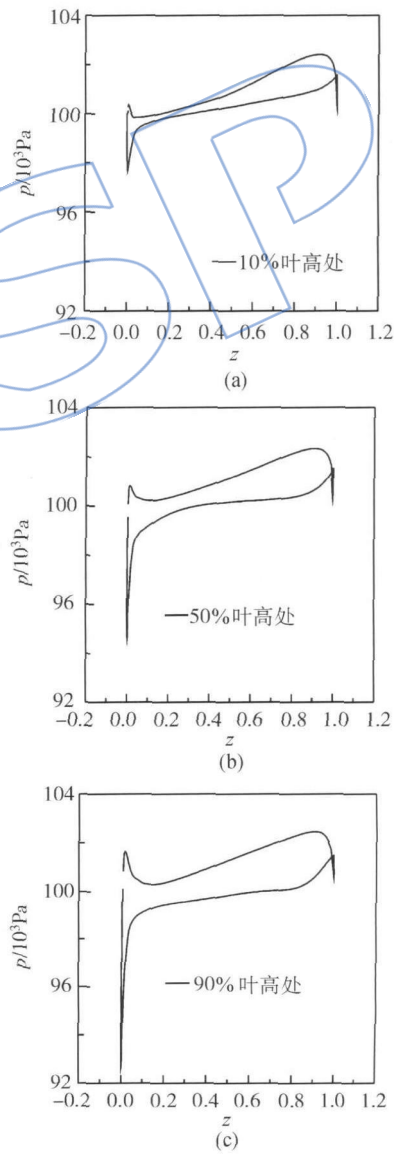


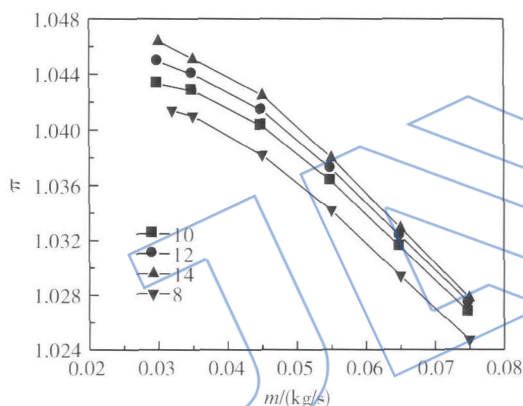
图 4 不同叶高处叶片表面压力分布图
Fig.4 Distributions of surface pressure at different blade heights

3 性能的数值模拟结果及分析

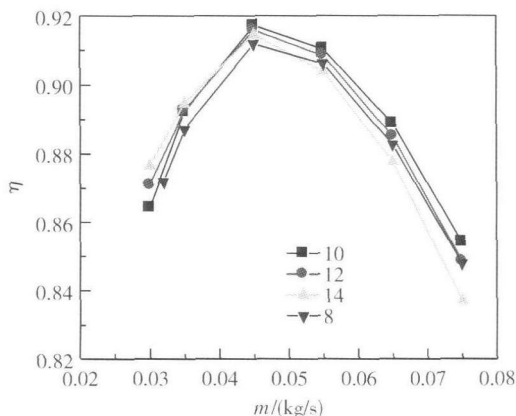
采用上述模型及方法模拟研究了叶片数、出口角及叶尖间隙等主要参数变化对上述微小流量离心压缩机叶轮性能的影响。

3.1 叶片数的变化对性能的影响

为研究叶片数对微小流量高转速离心压缩机叶轮性能的影响,在其它条件均相同的情况下,只改变叶片数来考察微小流量高转速离心压缩机叶轮的总体性能,图5所示为叶片数分别为8, 10, 12, 14时计算所得的流量-压比、流量-效率特性曲线。由图5可以看出,叶片数对总压比和效率均有较大影响,增加叶片数可以改善叶轮的流动状态,因此可提高总压比,但叶片数超过最佳叶片数以后,效率随表面摩擦损失增大而开始降低,总压比因滑动系数的增加而稍有增加;由图5看出本文研究模型的最佳叶片数应该为10,这与文献[9]所给参数是一致的。



(a) 总压比流量特性曲线



(b) 等熵效率流量特性曲线

图5 不同叶片数叶轮性能特性曲线图

Fig.5 Performance characteristic curve of impeller at different blade numbers

微小流量高转速离心压缩机叶轮的最佳叶片数与源于大流量离心压缩机理论的叶片数经验公式^[1]估计值存在明显差别。对本文模型来说,如按照经验公式计算得到的最佳叶片数应在20以上,这显然远大于实际的最佳叶片数;这主要是因为微小流量离心压缩机叶轮直径较小,如叶片数过多,则叶片厚度会导致严重的堵塞,这也是该类叶轮不同于大流量低转速离心压缩机叶轮的重要特征之一。

3.2 出口角的变化对性能的影响

出口角是叶轮最重要的参数之一,在一定程度上决定了叶片数、流量系数、进口角等参数的最佳值。为研究出口角的影响,假设所有其它参数保持不变,分别计算了出口角为38°, 48°, 55°, 60°, 64°, 70°, 75°, 80°, 85°和90°时微小流量离心压缩机叶轮的性能,计算所得不同出口角叶轮的效率特性曲线如图6所示。

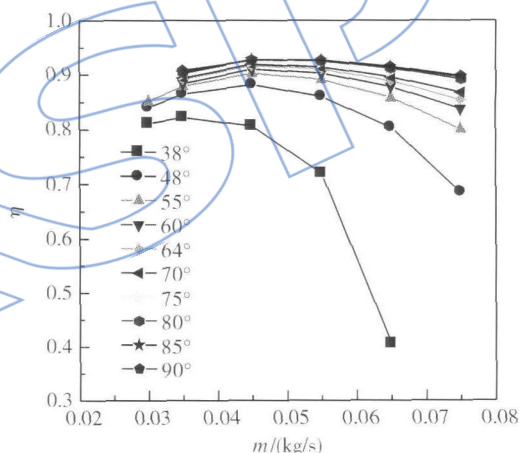


图6 不同出口角叶轮等熵效率特性曲线图

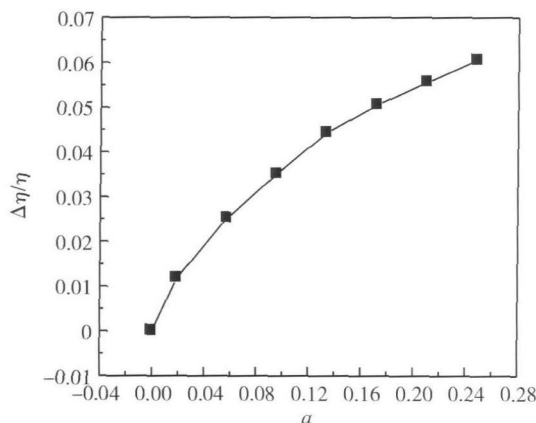
Fig.6 Characteristic curve of impeller total to total isen efficiency at different outlet angles

由图6可以看出,当叶轮出口角为60°以上时,等熵效率较高,且在60°以上时,出口角的变化对叶轮效率的影响明显不如60°以下时突出。可以发现,本文所研究的微小流量离心压缩机叶轮的出口角取值相对较大,一般应在60°以上,这也是其区别于大流量低转速离心压缩机叶轮的特征之一。

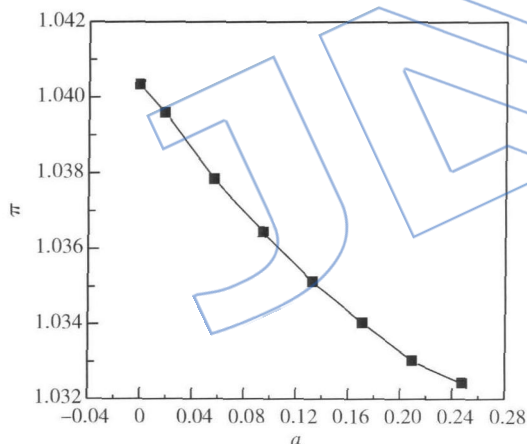
3.3 叶尖顶部间隙变化对性能的影响

离心叶轮机械叶尖间隙内流机理十分复杂,本文仅在改变叶尖顶部间隙大小而不改变其它条件的情况下研究叶尖顶部间隙变化对性能的影响。为保证间隙内有足够的网格,对网格进行了加

密处理. 通过在 24 000 r/min, 进口流量为 0.045 kg/s 时分别对叶尖顶部相对间隙 a (间隙宽度与叶轮出口宽度之比) 为 0, 0.019 1, 0.057 4, 0.095 6, 0.133 8, 0.172 1, 0.210 3 和 0.248 6 情况进行数值计算, 得到等熵效率相对变化率及总压比与叶尖顶部相对间隙关系曲线, 如图 7 所示. 可以看出叶尖顶部间隙的存在对该类微小流量离心压缩机叶轮的性能有较大影响, 当叶尖顶部间隙增大时, 叶轮总压比减小, 效率下降, 这种变化与理论分析结果吻合.



(a) 等熵效率的相对变化



(b) 总压比

图 7 叶尖顶部间隙与气动性能参数关系曲线

Fig. 7 Relative curve of tip clearance versus pneumatic performance parameters

4 结 论

微小流量高转速离心压缩机叶轮在几何特征、性能等方面与大流量低转速离心压缩机叶轮存在不少差别, 研究表明:

- 1) 该类空气工质低压比微小流量高转速离心压缩机叶轮的出口与进口区域面积比小于 1;
- 2) 采用高转速可以改善该类叶轮的效率; 增加转速可以在一定程度上提高叶轮的最高效率,

但效率特性曲线仍保持同样的趋势, 且随着转速的增加特性曲线向高流量侧偏移;

3) 该类叶轮的最佳叶片数明显小于源于大流量离心压缩机理论的叶片数经验公式估计值;

4) 该类空气工质微小流量高转速离心压缩机叶轮的出口角一般应在 60° 以上;

5) 叶尖顶部间隙对该类叶轮性能的影响较大流量离心压缩机要大, 当叶尖顶部间隙增大时, 叶轮总压比及效率显著下降;

6) 微小流量高转速离心压缩机是机载蒸汽压缩制冷循环的关键技术, 目前国内尚未系统开展此类小流量离心压缩机的实验研究, 本文数值模拟的研究结果尚待进一步实验验证, 因此有必要尽快开展此类微小流量离心压缩机的实验研究, 以大力推动我国先进战机环控系统的快速发展.

参考文献:

- [1] 叶振帮, 常鸿寿. 离心式制冷压缩机[M]. 北京: 机械工业出版社, 1980: 1-11, 91-92.
- [2] 于志强, 袁卫星. 高转速离心式制冷压缩机研究现状及前景[J]. 制冷与空调, 2005, 5(3): 1-3.
YU Zhiqiang, YUAN Weixing. Current state of high rotation speed centrifugal compressor[J]. Refrigeration and Air Conditioning, 2005, 5(3): 1-3. (in Chinese)
- [3] Krain H. A CAD method for centrifugal compressor impellers[J]. Transaction of ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 150-157.
- [4] Hathaway M D, Chriss R M, Wood J R, et al. Laser anemometer measurements of the three dimensional rotor flow field in the NASA Low-Speed centrifugal compressor[R]. NASA Technical Paper 3527, June 1995.
- [5] 席光, 王晓峰, 蒋三红, 等. 基于三维粘性流动分析的离心压缩机叶轮设计方法[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(增刊): 55-57.
XI Guang, WANG Xiaofeng, JIANG Sanhong, et al. Design method of centrifugal compressor impellers based on 3-D viscous flow analysis[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(Supplement): 55-57. (in Chinese)
- [6] 初雷哲, 杜建一, 汤华, 等. 计及几何参数变化的离心压缩机特性分析[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 405-407.
CHU Leizhe, DU Jianyi, TANG Hua, et al. Characteristic analysis of a centrifugal compressor with different geometry parameters[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 405-407. (in Chinese)
- [7] 缪骏, 谷传纲, 王彤, 等. PDA 技术在离心压缩机叶轮内部流场测量中的应用[J]. 通用机械, 2003, 4: 66-68.
MIU Jun, GU Chuangang, WANG Tong, et al. Application of PDA technique in the measurement of flow field inside centrifugal compressor impellers[J]. General Machinery

ery, 2003, 4: 66-68. (in Chinese)

[8] 杨策, 施新. 径流式叶轮机械理论及设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.

[9] Gui F L , Reinarts T R, Scarng R P. Design and experimental study of high-speed low-flow-rate centrifugal compressors[R]. IECEC Paper No. CT-39, ASME 1995.

[10] Hathaway M D, Chriss R M, Wood J R, et al. Experimental and computational investigation of the NASA low-speed centrifugal compressor flow field[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 527-542.

[11] 张楚华, 王宝潼, 栾辉宝, 等. 叶顶间隙对离心叶轮气动性能影响研究[J]. 流体机械, 2006, 34(12): 13-16.

ZHANG Chuhua, WANG Baotong, LUAN Huibao, et al. Study of influence of tip clearance on aerodynamic performance of centrifugal impeller[J]. Fluid Machinery, 2006, 34(12): 13-16. (in Chinese)

[12] 杨策, 马朝臣, 王航, 等. 离心压缩机叶轮设计方法研究进展[J]. 内燃机工程, 2002, 23(2): 54-59.

YANG Ce, MA Chaochen, WANG Hang, et al. Centrifugal compressor design methods progress [J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2002, 23(2): 54-59. (in Chinese)

