

文章编号: 1000-8055(2008)06-1054-07

旋转冲压压缩转子二维进气流道数值研究

韩吉昂¹, 严红明¹, 钟兢军¹, 孙 鹏², 于 洋²

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 借鉴二维超声速进气道的设计方法, 设计了一种旋转冲压压缩转子的二维进气流道, 并采用二维雷诺平均 N-S 方程和 Spalart-Allmaras 湍流模型对其流场进行了数值仿真, 研究了转速、背压对二维进气流道中波系结构、内部流动特性和性能的影响. 计算结果表明: 所提出的旋转冲压压缩转子二维进气流道设计方法是可行的; 二维进气流道中产生的激波系与二维超声速进气道中产生的激波系相类似, 所不同的是二维进气流道中产生的激波为弯曲激波, 而二维超声速进气道中产生的激波为平直激波; 转速和背压对二维进气流道的性能有较大影响.

关 键 词: 旋转冲压压缩转子; 二维进气流道设计; 二维超声速进气道; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical research of two-dimensional flow path in ram-rotor

HAN Ji-ang¹, YAN Hong-ming¹, ZHONG Jing-jun¹, SUN Peng², YU Yang²

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: According to the design method of 2D supersonic inlet, a kind of 2D flow-path of a ram-rotor is designed. The 2D Reynolds-averaged Navier-Stokes equations and the Spalart-Allmaras turbulent model are adopted to simulate the flow field of the designed 2D flow-path of the ram-rotor. The influence of rotational speed and the back pressure on the structure of shock wave, the characteristic of inner flow and the performance of the ram-rotor are researched. It has been found that the design method of the ram-rotor flow-path presented in this paper is feasible. The shock wave system in the flow-path is similar to that in the 2D supersonic inlet. The difference is that the shock wave in the flow-path is curve shock wave, and the shock wave in the 2D supersonic inlet is line shock wave. The back pressure and the rotational speed have great influence on the performance of the 2D flow-path.

Key words: ram-rotor; design of 2D flow-path; 2D supersonic inlet; numerical simulation

压气机是航空发动机的三大部件之一, 其性能的好坏直接影响着涡轮发动机能否正常工作、工作效率的高低, 进而影响航空飞行器的总体性能. 轴流压气机是目前应用较多的一种压气机形式, 具有单级效率高、应用广泛和技术成熟的优点, 但是其单级压比低, 达到高压比需多级压缩,

压缩系统重量大, 结构复杂, 效率降低. 离心压气机的单级压比较高, 结构简单, 但是其效率较低. 这两种压气机也可以混合使用, 但对提高航空发动机的推重比没有本质的影响. 为了满足未来高性能航空发动机对压气机性能提出的要求, 就需要研究单级压比和总压比高、压缩效率高、结构简

收稿日期: 2007-10-11; 修订日期: 2008-03-25

基金项目: 国家高技术研究发展计划(863 计划)资助项目(2007AA05Z255)

作者简介: 韩吉昂(1979-), 男, 河南襄城人, 博士生, 主要从事发动机气动热力学研究.

单、重量轻的新型压缩系统。

激波压缩是一种利用超声速气流流过物体时产生的激波来对气流进行压缩的压缩方式,现阶段主要应用在超声速进气道中。与涡轮发动机中经常采用的轴流式和离心式气流压缩方式相比,激波压缩具有增压比高、压缩效率高、结构简单、重量轻、没有或转动部件少等优点,是一种高效而有巨大潜在应用价值的气流压缩方式。但是,要想应用这种气流压缩方式需要满足超声速来流条件。如果我们在低速来流条件下仍能实现激波压缩将会大大扩展这种高效气流压缩方式的应用范围,并为压气机的性能改进提供一个新的发展方向。基于这样的思想,美国 Ramgen 动力系统公司提出了基于激波压缩技术的新型压缩系统——Rampressor 的概念^[1-2],我们称之为旋转冲压压气机,其核心部件就是旋转冲压压缩转子。这种新型的压缩系统融合了超声速进气道中所用的激波压缩技术与传统轴流式和离心式压气机的设计技术,与传统轴流和离心压气机相比,具有单级压比高(可达 15^[3]或更高),在宽马赫数范围内工作及在高的单级负荷条件下可获得较高的级效率、产生损失的气动面积小、结构简单、轴向长度短和重量轻的优点。这种新型压缩系统本身所具有的诸多优点使其能够满足未来高性能航空发动机对压气机的要求,因此,对这种新型高效的压缩系统开展深入的研究具有重要的理论意义和实际应用价值。

本文设计了一种旋转冲压压缩转子的二维进气流道,并对其流场进行了数值仿真,旨在了解旋转冲压压缩转子二维进气流道中波系结构、内部流动特点,找出影响旋转冲压压缩转子进气流道中波系配置、气流压缩面设计的相关因素,以期能为这种新型高效压缩系统的设计研究工作提供一定的理论依据和数值仿真方式。

1 旋转冲压压缩转子进气流道设计

旋转冲压压缩转子是基于激波压缩技术的压缩系统,如图 1^[4]所示,其进气流道中激波系的配置方式将直接决定旋转冲压压缩转子的压缩性能和压缩效率。旋转冲压压缩转子进气流道中的激波系主要是由进气流道中设计的气流压缩面决定的,故旋转冲压压缩转子进气流道中气流压缩面的设计是旋转冲压压缩转子进气流道设计的关键之一。由于旋转冲压压缩转子的进气流道可近似看作由超声速进气道经过弯曲变换而来(如图 2 所示),因而在旋转冲压压缩转子二维进气流道设

计过程中可以借鉴二维超声速进气道的设计经验。图 3 是本文所设计的旋转冲压压缩转子二维进气流道。

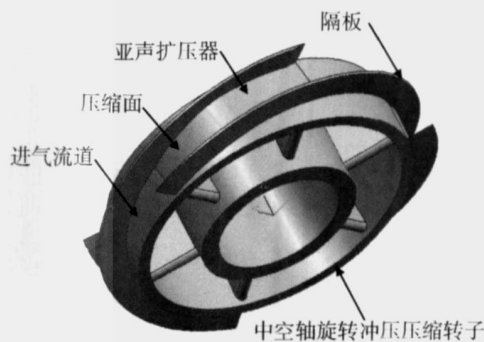


图 1 旋转冲压压缩转子结构图

Fig. 1 Schematic diagram of ram-rotor structure

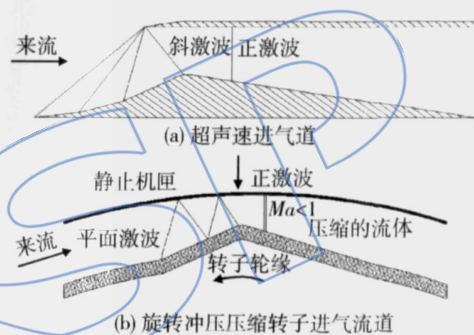
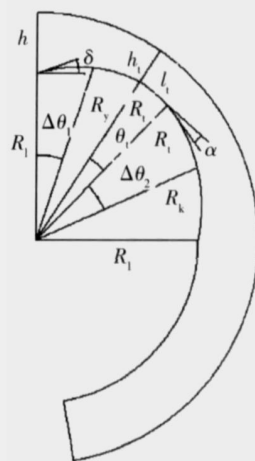


图 2 旋转冲压压缩转子流道转变示意图

Fig. 2 Change of the flow-path



进气流道喉部的长高比取为 1, 即

$$\frac{l_t}{h_t} = 1$$

式中 l_t, h_t 分别为进气流道喉部的长度和高度.

进气流道喉部长度所对应的圆心角为

$$\theta = \frac{l_t}{R_t}$$

式中 θ, R_t 分别为进气流道喉部长度对应的圆心角和半径.

进气流道扩压面上点对应的半径为

$$R_k = R_t \cdot e^{\Delta\theta_2 \tan \alpha}$$

式中 $R_k, R_t, \Delta\theta_2, \alpha$ 分别为扩压面上点所对应的半径、喉部上点对应的半径、半径由 R_t 减小到 R_t 时扩压面长度所对应的圆心角、扩压角度.

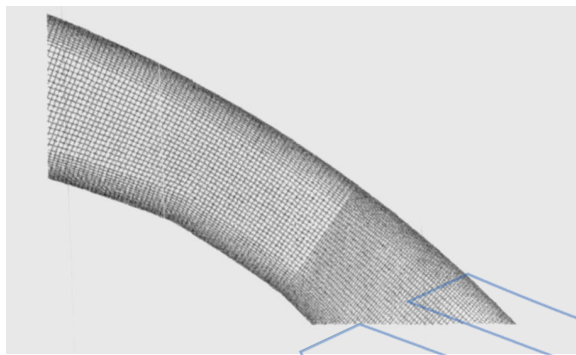


图 4 喉部附近区域计算网格

Fig. 4 Computational grid at the throat

2 计算模型和数值方法

2.1 计算模型

根据前期对二维内压式超声速进气道的研究结果及旋转冲压压缩转子要实现的压比和流量要求, 本文所设计的旋转冲压压缩转子二维进气流道的压缩角度 δ 取为 8° , 扩压角度 α 取为 7° , 进气流道喉部与进口高度比 $h_t/h = 0.6$, 进气流道喉部长高比 $l_t/h_t = 1$. 为了提高计算的精度和速度, 采用结构化网格对设计的旋转冲压压缩转子二维进气流道进行网格划分, 同时为了更好地仿真进气流道壁面附近的流动情况, 在上、下壁面附近进行了附面层处理, 附面层设置为 15 层, 上、下壁面附面层总高度约占进气流道高度的 $1/4$. 对亚声扩压段靠近喉部的区域采用等比法进行了加密, 网格总数约为 2.3×10^4 . 由于网格较密, 图 4 只给出了喉部附近区域的网格.

2.2 数值方法

本文采用 Fluent 软件包对旋转冲压压缩转子二维进气流道流场进行数值仿真. Fluent 软件

是目前国际上通用性较强的计算流体力学商用软件, 有着比较广泛的应用^[5-6]. 由于 Fluent 软件本身所具有的特点, 使得其在高速可压缩性流动的数值仿真中也能获得比较理想的结果, 如在进气管道内外流场数值仿真方面^[7]. 计算所采用的控制方程为二维定常雷诺平均 N-S 方程, 湍流模型为 Spalart-Allmaras (S-A 模型) 一方程模型. S-A 模型是用于求解动力粘输运方程的相对简单的一种模型, 它包含了一组最新发展的单方程模型. 对于有固壁边界的流动, 利用 S-A 模型计算附面层内的流动以及压力梯度较大的流动都可得到较好的结果. 计算中选用隐式耦合求解算法, 方程对流项采用二阶迎风格式.

2.3 边界条件

本文流场计算中需要处理的边界条件有:

压力进口边界条件: 给定来流的总温、总压、气流方向和静压;

压力出口边界条件: 由于是亚声速出口, 故只需给定出口的静压;

壁面边界条件: 进气流道下壁面设置为与流体一起旋转的移动绝热壁面, 上壁面设置为绝对静止的绝热壁面.

2.4 计算初始条件

本文对所设计的旋转冲压压缩转子二维进气流道在设计工况和非设计工况下的流场进行了数值仿真, 非设计工况主要考虑了转速改变和背压改变对二维进气流道流场的影响. 不管是设计工况或非设计工况, 计算所采用的来流条件均为

马赫数: $Ma_0 = 0.348$, 静压: $p_0 = 101\,325\text{ Pa}$, 静温: $T_0 = 288.15\text{ K}$.

2.4.1 设计工况时计算初始条件

转速: $n = 25\,523\text{ r/min}$, 进口相对马赫数: $Ma_d = 2.5$, 背压: $p_b = 0.76\text{ MPa}$.

2.4.2 非设计工况时计算初始条件

分别对转速为: $21\,000\text{ r/min}$, $23\,000\text{ r/min}$, $25\,523\text{ r/min}$, $28\,000\text{ r/min}$ 和 $31\,000\text{ r/min}$; 背压为: $0.64, 0.67, 0.70, 0.73, 0.76\text{ MPa}$ 时的二维进气流道流场进行数值仿真.

3 计算结果与讨论

为便于对计算结果进行分析, 本文采用的进气流道总压恢复系数、动能效率、静压比和增压比计算公式分别如下所示.

进气流道总压恢复系数

$$\sigma = \frac{p_{outrel}^*}{p_{inrel}^*}$$

式中 p_{outrel}^* 和 p_{inrel}^* 分别为进气流道出口截面相对总压和进口截面相对总压.

进气流道动能效率

$$\eta = 1 - \frac{2}{(\kappa - 1) Ma_{inrel}^2} \left[\left(\frac{1}{\sigma} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]$$

式中 $\kappa, Ma_{inrel}, \sigma$ 分别为绝热指数、进气流道进口气流相对马赫数和总压恢复系数.

进气流道静压比

$$\pi = \frac{p_{out}}{p_{in}}$$

进气流道增压比^[8-9]

$$\pi^* = \frac{p_{outrel}^*}{p_0} = \sigma \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

式中 p_{out}, p_{in} 分别为进气流道出口和进口的静压, 增压比 π^* 的影响因素包括进气道总压损失、来流速度和温度.

3.1 设计工况时二维进气流道数值仿真

由图 5 和图 7 可以看出, 二维进气流道中的激波系与二维超声速进气道中的激波系相似, 所不同的是, 二维进气流道中压缩面所产生的激波是弯曲激波, 而二维超声速进气道中压缩面所产生的激波为平直激波, 这主要是因为二维进气流道中的气流压缩面是曲线形状, 而二维超声速进气道中的气流压缩面是直线形状. 由图 5 和图 6 可以看出, 在设计工况下, 二维进气流道压缩面产生两道弯曲激波, 第二道弯曲激波在下壁面的入射点刚好是进气流道喉部曲线的起始点, 而进气流道亚声扩压器中的激波串却稳定在进气流道喉部曲线的结束点附近. 亚声扩压器中的激波串紧贴进气流道的上壁面, 并由于上壁面绝对静止使其与进气流道中流体之间存在相对运动而在上壁面上形成相对马赫数峰值和静压峰值交替出现的现象. 图 9 和图 10 从上、下壁面压力分布方面印证了此现象. 亚声扩压器中, 从喉部曲线结束点开始, 在下壁面附近区域形成了气流分离区, 这一气流分流一直延伸到进气流道的出口. 由图 9 和图 10 还可以看到, 在下壁面靠近进气流道出口的地方压力有一突跃的升高, 而在上壁面静压在此区域确是突然降低, 这主要是由进气流道的折转和流体的旋转作用, 使进气流道靠近出口区域的压力分布发生了改变, 如图 8 所示. 表 1 是设计工况下二维进气流道的性能参数. 其中出口平均马赫数指的是进气道出口的平均绝对马赫数.

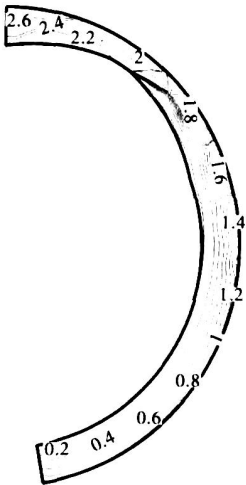


图 5 设计工况时相对马赫数等值线
Fig. 5 Relative Mach contour at design point

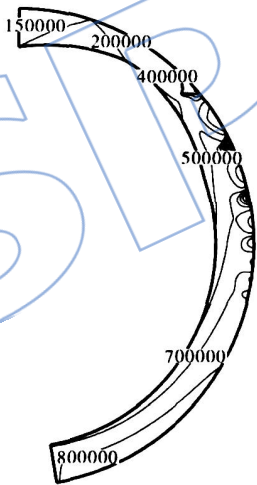


图 6 设计工况时静压等值线
Fig. 6 Static pressure contour at design point



图 7 二维超声速进气道马赫数等值线
Fig. 7 Mach contour in 2D supersonic inlet

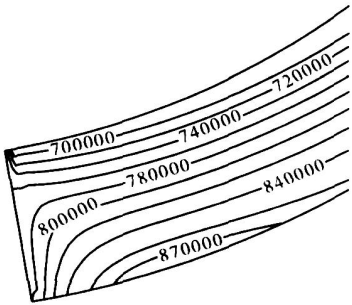


图 8 设计工况时出口附近静压等值线
Fig. 8 Static pressure contour near exit at design point

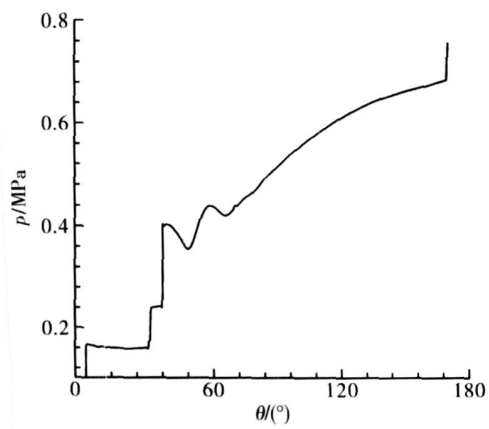


图 9 设计工况时二维进气流道下壁面静压分布
随圆心角的变化

Fig. 9 Static pressure distribution of the bottom wall of the
2D flow-path at design point vs central angle

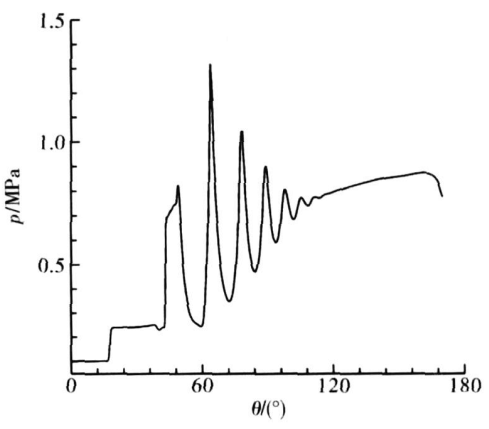


图 10 设计工况时二维进气流道上壁面静压分布
随圆心角的变化

Fig. 10 Static pressure distribution of the top wall of the
2D flow-path at design point vs central angle

表 1 设计工况时二维进气流道性能参数

Table 1 Performance parameters of the 2D flow-path at design point

参数	静压比	增压比	总压恢复系数	动能效率	出口平均相对马赫数	出口平均马赫数
数值	7.52	11.5	0.658	0.898	0.733	0.818

3.2 不同转速时二维进气流道数值仿真

本文在计算中通过不断调整背压,使进气流道在不同转速时,亚声扩压器中的激波串都稳定在喉部下壁面曲线结束点所对应的位置处(图 5),计算结果如图 11 到图 14 所示.由图 11 和图 12 可以看出进气流道的静压比和增压比随着转速增加是逐渐增加的,这主要是因为进口来流条件不变的情况下,随着转速的增加,进气流道进口的相对马赫数是逐渐增加的,又因为进气流道气流压缩面、喉部和亚声扩压器几何参数保持不变,所以进气流道中气流压缩面所产生的弯曲激波系的强度是逐渐增强的,这就使得进气流道的压缩能力不断增强,从而使其静压比和增压比升高.同时,由于弯曲激波系的强度增加,在使进气流道增压能力提高的同时会使进气流道的激波损失增加,从而造成进气流道总压恢复系数的降低,如图 13 所示.进气流道的动能效率是一个涉及进气流道总压恢复系数和进口相对马赫数的评价进气流道性能的综合参数,由图 14 可以看出,在进气流道正常工作范围内,进气流道的动能效率随着转速的增加是逐渐减小的.因此,为了获得性能优良的并满足压比要求的进气流道就需要对旋转冲压压缩转子的转速进行合理的折中选择.

3.3 不同背压时二维进气流道数值仿真

由图 15 和图 16 可知,随着进气流道出口背

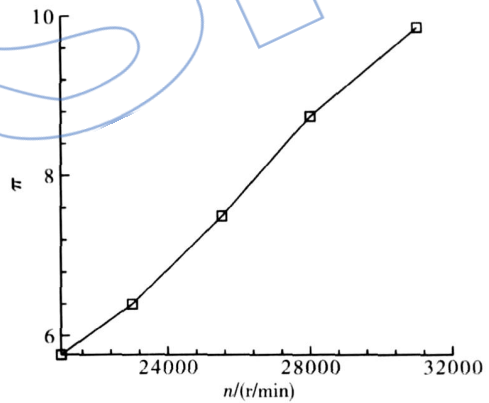


图 11 二维进气流道静压比随转速的变化
Fig. 11 Static pressure ratio of the 2D flow-path
vs rotational speed

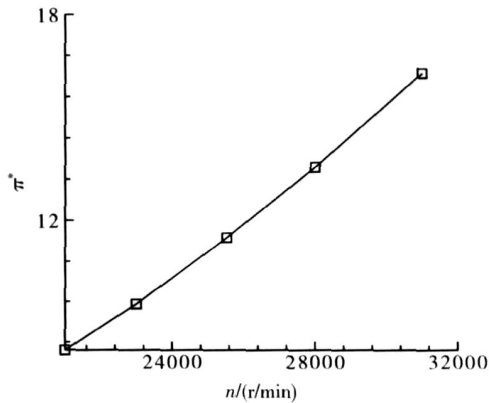


图 12 二维进气流道增压比随转速的变化
Fig. 12 Total-to-static pressure ratio of the 2D
flow-path vs rotational speed

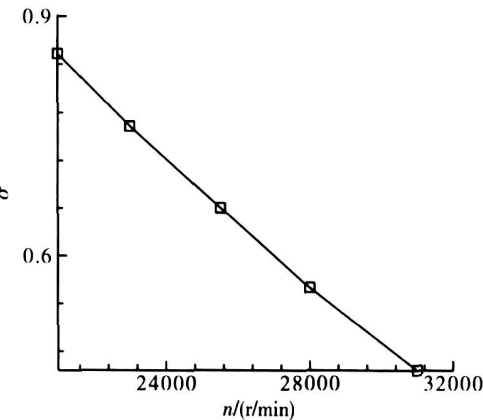


图 13 二维进气流道总压恢复系数随转速的变化
Fig. 13 Total pressure recovery of the 2D flow-path vs rotational speed

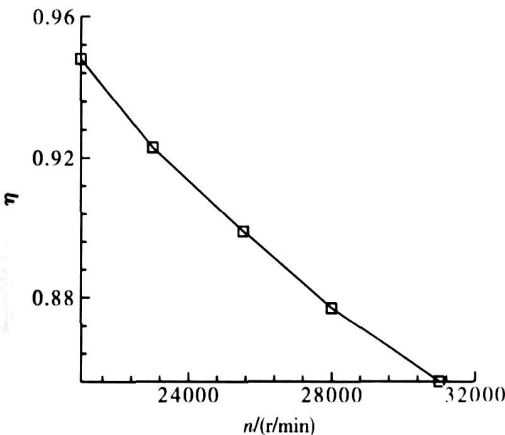


图 14 二维进气流道动能效率随转速的变化
Fig. 14 Kinetic efficiency of the 2D flow-path vs rotational speed

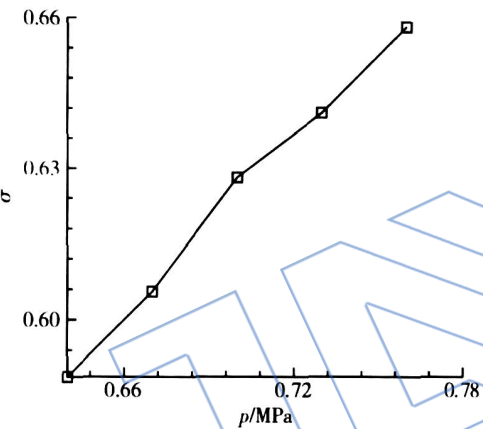


图 15 二维进气流道总压恢复系数随背压的变化
Fig. 15 Total pressure recovery of the 2D flow-path vs back pressure

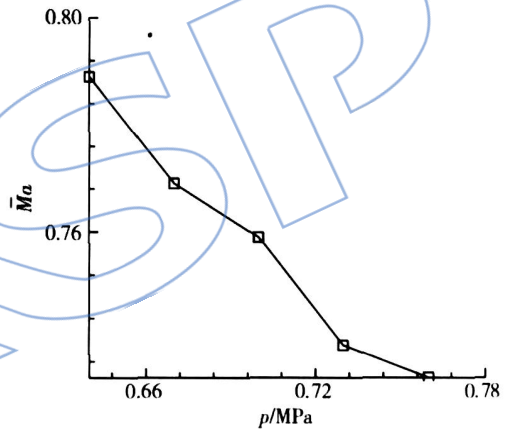


图 16 二维进气流道出口平均相对马赫数随背压的变化
Fig. 16 Averaged relative Mach of the 2D flow-path at exit vs back pressure

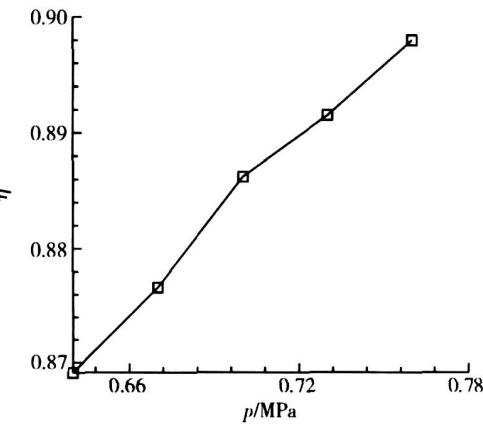


图 17 二维进气流道动能效率随背压的变化
Fig. 17 Kinetic efficiency of the 2D flow-path vs back pressure

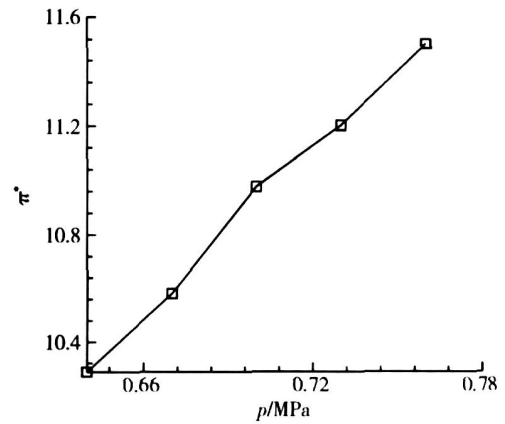


图 18 二维进气流道增压比随背压的变化
Fig. 18 Total-to-static pressure ratio of the 2D flow-path vs back pressure

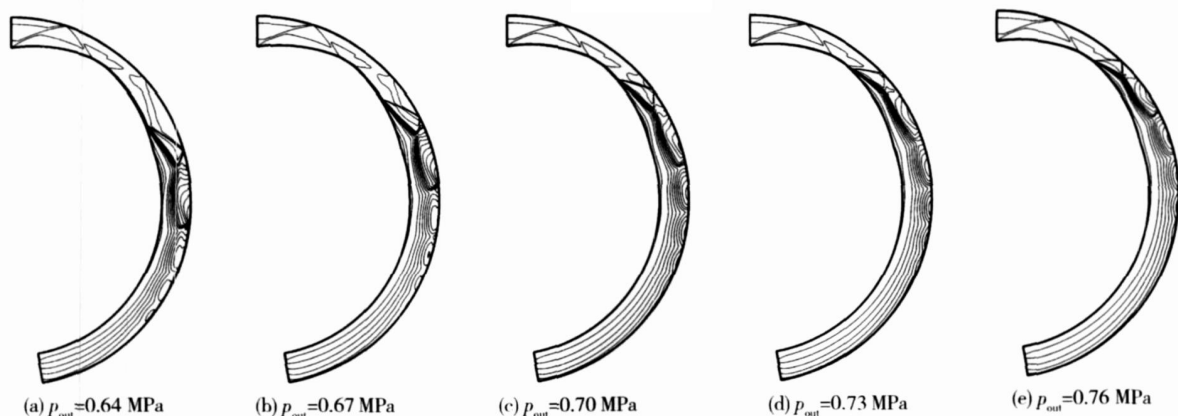


图19 不同背压时二维进气通道相对马赫数等值线

Fig. 19 Relative Mach contours of the 2D flow-path at different back pressure

压的增加,进气流道的总压恢复系数是逐渐增加的,而其出口平均相对马赫数是逐渐减小的。这是因为,随着出口背压的增加,亚声扩压器中的激波串向喉部靠近(图19),使亚声扩压器的壁面气流分离区减小,气流之间的相互扰动比较小,同时由于出口背压的增加使得进气流道的压缩能力增加,从而使出口的气流平均相对马赫数逐渐减小。图17和图18给出了进气流道的动能效率和增压比随背压的变化,从图中可以看出,随着出口背压的增加进气流道的动能效率和增压比是逐渐增加的,这主要是由于背压的提高使进气流道的总压恢复能力得到了提高,也即进气流道的损失减少了;同时,背压的提高也意味着进气流道压缩能力的增加,从而使得进气流道的动能效率和增压比得到了提高。因此,进气流道在正常工作条件下适当的提高背压对进气流道效率和增压比的提高是有利的,而压缩系统的效率提高和压比增加又有利于发动机热效率的提高。

4 结 论

本文借鉴二维超声速进气道的设计方法,设计了一种来流相对马赫数为2.5的旋转冲压压缩转子二维进气流道。从数值仿真结果可以得出以下结论:

1) 二维进气流道中所产生的激波系与二维超声速进气道中的激波系结构相类似,所不同的是,二维进气流道中产生的激波为弯曲激波,而二维超声速进气道中所产生的激波为平直激波;

2) 随着转速的增加,二维进气流道的增压比不断提高,但是其总压恢复系数和动能效率却不断降低,因此在二维进气流道设计时要在增压比和动能效率之间折中选择;

3) 随着背压增加,二维进气流道的总压恢复系数、动能效率和增压比都不断增加,因此,在二维进气流道正常工作范围内要尽可能提高其背压,这对提高发动机的热效率也是有利的。

参考文献:

- [1] Lawlor S P, Hinkey J B, Mackin S G, et al. Supersonic compressor stage design & test Results[R]. IMECE2004-59914, 2004.
- [2] Grosvenor A D, Brown P M, Lawlor S P. Design methodology and predicted performance for a supersonic compressor stage[R]. ASME GT2006-90409, 2006.
- [3] Victor D B. 485-kW turbine rated 35 % simple cycle at 1700F firing temperature[J]. Gas Turbine World, 2002, 32(5): 13-16.
- [4] 钟兢军, 韩吉昂. 基于激波压缩技术的中空轴旋转冲压压缩转子: 中国, 200710157305. 3[P]. CN101139995.
- [5] 李勇, 刘志友, 安亦然. 介绍计算流体力学通用软件-Fluent[J]. 水动力学研究与进展, 2001, 16(2): 254-258.
- [6] 姚征, 陈康民. CFD通用软件综述[J]. 上海理工大学学报, 2002, 24(2): 137-144.
- [7] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
- [8] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [9] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.