

文章编号: 1000-8055(2009)05-1079-10

旋转冲压压缩转子三维进气流道数值研究

韩吉昂¹, 钟兢军², 严红明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: 借鉴典型三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三维进气流道, 并采用三维雷诺平均 N-S 方程和 Spalart Allmaras 湍流模型对其流场进行了数值研究. 计算结果表明: 与三维超声速进气道中的平直激波系不同, 三维进气流道中的激波为曲线激波; 与二维进气流道中的激波系相比, 三维进气流道中的激波系要相对模糊和复杂; 转速和背压对三维进气流道的性能有较大影响.

关 键 词: 旋转冲压压缩转子; 三维超声速进气道; 三维进气流道; 数值研究

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical research of three dimensional flow-path in a ram rotor

HAN Ji ang¹, ZHONG Jing jun², YAN Hong ming¹, 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 a typical three dimensional supersonic intake, a kind of three dimensional flow-path of a ram rotor was designed. The three dimensional Reynolds-averaged Navier Stokes equations and the Spalart Allmaras turbulent model were adopted to simulate numerically the flow field of the designed three dimensional flow-path of the ram rotor. It has been found that, unlike the linear shock wave system in three dimensional supersonic intake, the shock wave in the three dimensional flow-path is curved shock wave. As compared to the two dimensional flow-path, the shock wave system in the three dimensional flow-path is more vaguer and complex. The back pressure and the rotational speed have great influence on the performance of the three dimensional flow-path.

Key words: ram rotor; three dimensional supersonic intake;
three dimensional flow-path; numerical research

从系统的观点看, 航空发动机是以部件技术为基础的, 先进的部件技术是获得高性能航空发动机的必要前提. 压气机作为航空发动机一个技术含量高、研制难度大的核心部件, 不仅关系到航空发动机的推重比、耗油率等关键性能, 而且对整机的稳定性、可靠性也有重大影响, 其性能的好坏直接影响着航空发动机总体性能的优劣. 研究具

有单级压比高、效率高而又重量轻的压气机是提高航空发动机推重比、降低其耗油率和成本的有效途径之一. 为此, 需要不断发展新概念、新方法、开发新技术并将其应用于压气机的设计之中以期获得性能优良的压缩系统.

随着压气机设计技术的发展, 一些新的气动概念和有效措施开始逐渐应用于压气机的设计

收稿日期: 2008-05-09; 修订日期: 2008-09-16

基金项目: 国家高技术研究发展计划(863计划)(2007AA05Z255); 大连海事大学青年教师科研资助及重点项目基金

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.

中,如叶片三维造型技术、大小叶片设计技术、宽弦叶片、掠形转子叶片、高的叶尖切线速度、更低展弦比的叶片、更高的稠度和非定常流动研究等^[1-3],这些都使压气机的级压比和性能有了较大幅度的提高.与此同时,一些新结构在压气机设计中的应用,也使高增压比压气机的设计成为可能.如吸附式压气机^[4]、对转压气机^[5]和旋转冲压压气机(Rampressor)^[6-7]等.旋转冲压压气机是美国 Ramgen 动力系统公司提出的一种基于激波压缩技术的新型压缩系统,其在设计过程中融合了轴流和离心式压气机的设计技术,与常规压气机相比,旋转冲压压气机具有单级压比高(可达 15^[8]或更高)、结构简单、体积小、重量轻等优点.对于飞行状态比较固定且对发动机流量要求不大的航空飞行器,旋转冲压压气机有着值得期待的应用前景.

旋转冲压压缩转子是旋转冲压压气机的核心部件,其性能的好坏对旋转冲压压气机的性能优劣有决定性影响.因此,研究旋转冲压压缩转子的设计方法,特别是旋转冲压压缩转子进气流道的设计方法就显得非常必要.本文设计了一种旋转冲压压缩转子的进气流道,并对其设计在非设计工况下的流场进行了数值研究,以获得其内部流动特点,评估其性能.

1 三维进气流道设计

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^[9]所示),其进气流道中的激波系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.而旋转冲压压缩转子进气流道中的激波系结构和形式主要由进气流道中设计的气流压缩面所决定,所以,合理的设计旋转冲压压缩转子进气流道中的气流压缩面就显得非常必要.由于旋转冲压压缩转子进气流道可近似看作超声速进气道经过弯曲变换而来(如图 2^[6]所示),因而在旋转冲压压缩转子三维进气流道中气流压缩面、喉部和亚声扩压器的设计过程中可以在旋转冲压压缩转子二维进气流道设计的基础上借鉴三维超声速进气道的设计经验.本文所设计的三维进气流道是在二维进气流道设计的基础上添加 z 轴坐标来实现的.

如图 3 所示,三维进气流道中气流压缩面母线上的点所对应的半径为

$$R_y = R_1 \cdot e^{\Delta\theta_1 \cdot \tan \delta}$$

式中 R_y , R_1 , $\Delta\theta_1$ 和 δ 分别为气流压缩面母线上

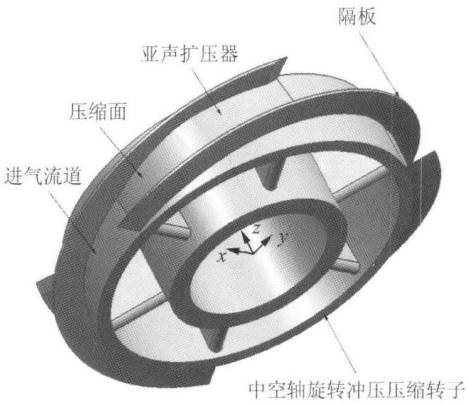


图 1 旋转冲压压缩转子结构图

Fig. 1 Schematic diagram of ram-rotor structure

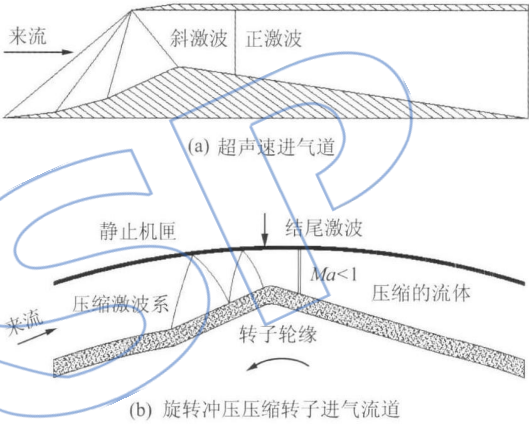


图 2 旋转冲压压缩转子流道转变示意图

Fig. 2 Change of the flow-path

的点所对应的半径、旋转冲压压缩转子轮盘半径、半径由 R_1 增加到 R_y 时气流压缩面长度所对应的圆心角、气流压缩面压缩角度.

三维进气流道喉部的长高比取为 c , 即

$$l_1/h_1 = c$$

式中 l_1 , h_1 分别为三维进气流道喉部的长度和高度.

三维进气流道喉部长度所对应的圆心角为

$$\theta_1 = l_1/R_1$$

式中 θ_1 , R_1 分别为三维进气流道喉部长度所对应的圆心角和半径.

三维进气流道亚声扩压段扩压面母线上点对应的半径为

$$R_k = R_1 \cdot e^{\Delta\theta_2 \cdot \tan \alpha}$$

式中 R_k , R_1 , $\Delta\theta_2$ 和 α 分别为扩压面母线上点所对应的半径、喉部母线上点对应的半径、半径由 R_1 减小到 R_k 时扩压面长度所对应的圆心角、扩

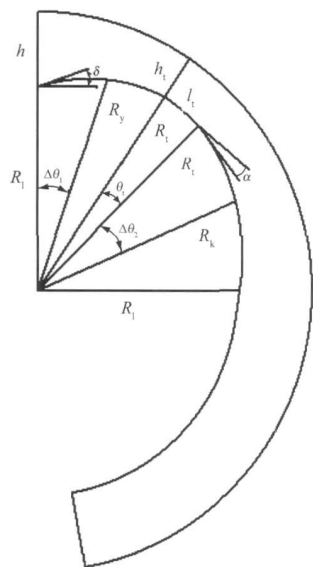


图 3 沿节距中间截面设计图

Fig. 3 Designed sketch of the middle surface along pitch wise

压角度。

三维进气流道气流压缩面母线、喉部和亚声扩压段扩压面母线上点的 z 坐标由以下公式给定:

$$\begin{aligned} z_y &= R_1 \cdot \tan \phi \cdot \Delta \theta_1 \\ z_t &= R_1 \cdot \tan \phi \cdot (\Delta \theta_1 + \Delta \theta_2) \\ z_k &= R_1 \cdot \tan \phi \cdot (\Delta \theta_1 + \Delta \theta_2 + \Delta \theta_3) \end{aligned}$$

式中 z_y , z_t , z_k 和 ϕ 分别为三维进气流道中气流压缩面、喉部、亚声扩压段扩压面母线上点对应的 z 轴坐标和隔板在旋转冲压压缩转子轮缘上的安装角度。

通过上述的计算公式, 获得三维进气流道中气流压缩面、喉部和亚声扩压段扩压面的母线, 然后采用 CAD 软件可以设计出旋转冲压压缩转子的三维进气流道, 如图 4 所示。



图 4 设计的旋转冲压压缩转子三维进气流道

Fig. 4 Designed three dimensional flow path of the ramr rotor

2 计算模型和数值方法

2.1 计算模型和边界条件

在前期对二维超声速内压式进气道和旋转冲压压缩转子二维进气流道研究的基础上, 本文所设计的旋转冲压压缩转子三维进气流道中气流压缩面的压缩角度取为 8° ; 亚声扩压段扩压角度取为 7° ; 进气流道喉部长高比取为 1; 进气流道喉部高度与进口高度比取为 0.6. 采用四面体/混合网格对设计的三维进气流道进行网格划分. 为了节省计算资源和提高计算速度, 仿照常规压气机常用的计算方式, 对旋转冲压压缩转子一个进气流道内的流场进行了数值仿真, 网格总数约为 9.7×10^5 , 如图 5 所示。

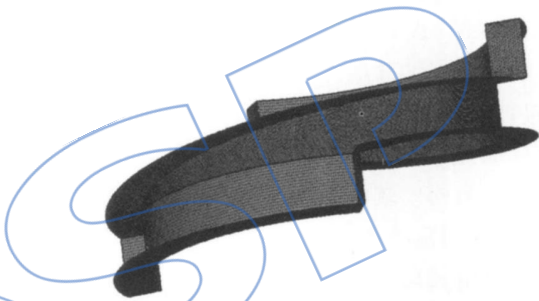


图 5 计算网格

Fig. 5 Computational grid

本文数值仿真过程中需要处理的边界条件主要有进口边界条件、出口边界条件、壁面边界条件和周期性边界条件, 如图 6 所示. 对于进口边界条件, 给定进口总压、静压、总温和来流方向. 由于进气流道出口气流相对马赫数小于 1, 故对于出口边界条件只需给定静压即可. 三维进气流道的下壁面、侧壁面(左、右隔板)和进出口延伸段的下壁面都设定为与流体一起转动的绝热壁面, 而三维进气流道的上壁面、进出口延伸段的上壁面都设置为绝对静止的绝热壁面. 进出口延伸段与三维进气流道左、右隔板相接的侧壁面设置为旋转周期性边界条件。

2.2 数值仿真方法

本文采用目前国际上通用性较强的计算流体力学商用软件, 有着比较广泛应用^[10-11]的 Fluent 软件包对旋转冲压压缩转子三维进气流道流场进行数值仿真. 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, 如在进气道内外流场数值仿真方面^[12-13]. 本文计算所采用的控制方程为

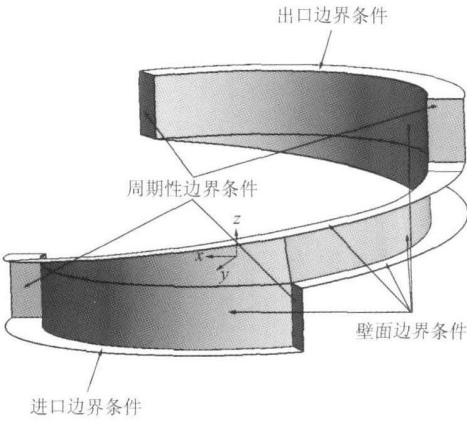


图 6 计算域和边界条件

Fig. 6 Computational domain and boundary conditions

三维定常雷诺平均 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涡轮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离散.

2.3 计算条件设定

本文对所设计的旋转冲压压缩转子三维进气流道在设计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和背压改变对三维进气流道流场和性能的影响. 无论是在设计工况还是在非设计工况数值仿真时, 计算所采用的来流条件均如表 1 所示.

表 1 计算来流条件

Table 1 Incoming flow conditions for computation

来流马赫数 Ma_0	来流静压 p_0/Pa	来流静温 T_0/K
0.348	101 325	288.15

旋转冲压压缩转子三维进气流道的设计工况时的计算条件为: 转速 $n_d = 25\,523\text{ r/min}$, 进口相对马赫数 $Ma_d = 2.5$, 背压 $p_b = 0.75\text{ MPa}$. 在非设计工况时, 计算了旋转冲压压缩转子三维进气流道在 90% 设计转速和 110% 设计转速以及背压为 0.57, 0.69, 0.75 MPa 和 0.78 MPa 时的流场.

3 计算结果与分析

为便于对计算结果进行分析, 本文采用的三维进气流道总压比、等熵绝热效率和总压恢复系

数计算公式在如下给出:

三维进气流道总压比

$$\pi^* = p_k^*/p_i^*$$

式中 p_i^* 和 p_k^* 分别为三维进气流道进口和出口的绝对总压.

三维进气流道等熵绝热效率

$$\eta^* = \frac{\pi_k^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{T_k^*/T_i^* - 1}$$

式中 T_i^* , T_k^* 和 κ 分别为三维进气流道进口绝对总温、出口绝对总温和绝热指数.

三维进气流道总压恢复系数

$$\sigma = p_{\text{outrel}}^*/p_{\text{inrel}}^*$$

式中 p_{inrel}^* , p_{outrel}^* 分别为三维进气流道进口相对总压和出口相对总压.

另外, 为了便于对计算结果进行说明, 把涡轮机械中常用的 S_1 和 S_2 流面的概念引入到旋转冲压压缩转子三维进气流道中. 三维进气流道两个隔板之间的距离, 也就是三维进气流道左、右两个侧壁之间的距离定义为节距(t), 沿节距由右侧隔板到左侧隔板的距离方向定义为节距方向, 而沿节距顺气流流动方向在三维进气流道中切出的截面定义为 S_2 流面. 沿三维进气流道隔板高度方向定义为径向(r), 沿径向从一侧隔板到另一侧隔板在三维进气流道中切出的截面定义为 S_1 流面, 具体定义如图 7 所示.

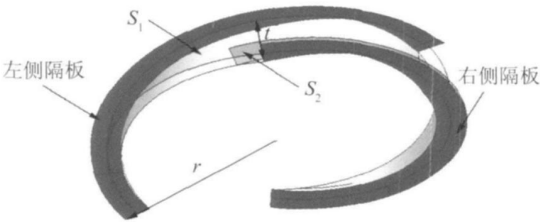


图 7 旋转冲压压缩转子三维进气流道流场表示方法

Fig.7 Flow field representation method of the three dimensional flow-path in the ramr rotor

3.1 设计工况时三维进气流道数值仿真

图 8~ 图 16 给出了从不同节距 S_2 流面相对马赫数与静压等值线和熵与流线分布. 从不同节距 S_2 流面相对马赫数和静等值线可以看出在三维进气流道喉部入口前主要有两道曲线激波对气流进行压缩, 其中一道是由气流压缩面前缘诱导的入射激波, 另一道是入射激波在三维进气流道上壁面反射后的反射激波. 虽然三维进气流道中的曲线激波系与二维进气流道中(图 17)的激波

系相比不是特别清晰,但其曲线激波系结构却与二维进气流道中的相一致,这符合预期的设计目标.另外,反射激波在三维进气流道下壁面的入射线位于喉部下壁面起始位置前面的压缩面上,这与二维进气流道中的情况略有差异.三维进气流道中喉部入口前的激波系与典型三维超声速进气道中的相比,差别在于激波的形状不同.在三维超声速进气道中,激波的形状是线性的,也就是斜激波;而三维进气流道中的激波形状为曲线形状,即曲线激波.这主要是因为,在来流均匀的条件下,进气流道的旋转使进气流道进口的相对马赫数沿径向逐渐增大,在气流折转角相同的情况下,相对马赫数沿径向的逐渐增大会造成激波强度沿径向逐渐增强,也就是激波角沿径向逐渐减小,从而造成激波形状的改变,形成曲线激波.

在亚声扩压器中,激波串稳定在三维进气流道喉部出口位置附近.在图 8 和图 9 中,亚声扩压器中激波串的大部分附着在进气流道的上壁面上,并在上壁面上形成相对马赫数和静压峰值交替出现的现象.这主要是由于进气流道上壁面静止,使其与进气流道中旋转的流体之间存在相对

运动,从而形成上述现象.主气流分离区也紧贴进气流道上壁面并位于激波串尾部之上.从图 10 可以看出,由于进气流道的旋转及在激波串的作用下,亚声扩压器中流线从上壁面向下壁面折转.

如图 11 和图 12 所示,由于受三维进气流道左、右隔板壁面附近气流流动的影响较小,50% 节距 S_2 流面的激波系比 20% 节距 S_2 流面的要清晰,并随着亚声扩压器中主气流分离区的扩大和前移(图 13),激波串逐渐从上壁面向下壁面方向移动.到 80% 节距时,激波串结构被破坏(如图 14 和图 15 所示),这主要是由于导致熵增的气流分离区几乎充满了整个亚声扩压器流道(图 16)所致.

综合比较不同节距 S_2 流面的气流参数分布情况可知,亚声扩压器中主气流分离区的位置和尺寸是不同的,这表明亚声扩压器中的气流流动是非均匀的,具有很强的三维性,即气流沿径向的掺混现象比较剧烈和明显.另外,三维进气流道两侧的左、右隔板的壁面效应对进气流道中激波系和气流流动情况影响较大.

图 18~ 图 26 给出了不同喉部高度 S_1 流面的相对马赫数与静压等值线和熵与流线分布,由

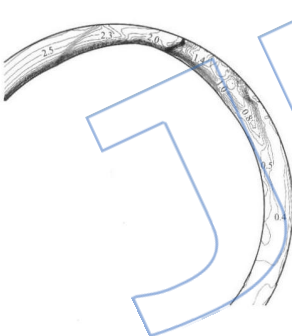




图 14 80%节距 S_2 流面相对马赫数等值线
Fig. 14 Relative Mach number contour of S_2 at 80% pitch

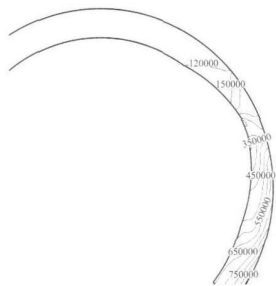


图 15 80%节距 S_2 流面静压等值线
Fig. 15 Static pressure contour of S_2 at 80% pitch

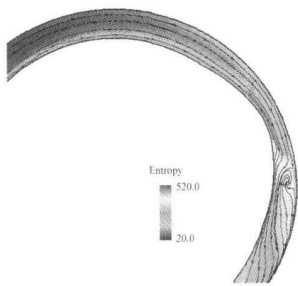


图 16 80%节距 S_2 流面熵和流线
Fig. 16 Entropy and streamlines of S_2 at 80% pitch



图 17 二维进气流道相对马赫数等值线
Fig. 17 Relative Mach number contour of the two dimensional flow-path

不同喉部高度 S_1 流面的相对马赫数等值线可知, 在三维进气流道亚声扩压器中激波串前面存在两个明显的气流减速区, 有两道激波与 S_1 流面相交, 这与上述三维进气流道喉部进口前主要由两道激波对气流进行压缩的现象相一致。由图 18 和图 19 可以看出, 亚声扩压器中激波串比较模糊, 但是从相对马赫数分布仍可看到。总体来说激波

串大约位于 S_1 流面的中间位置, 只是在激波串起始位置, 有两个气流分离区(图 20)位于激波串的两侧, 造成激波串的宽度变窄。同时, 由于右侧(靠近右侧隔板的一侧)气流分离区相对较大, 从而使激波串偏向左侧隔板; 随后, 激波串宽度增加, 并几乎占据整个 S_1 流面宽度。

由图 21 和图 22 可以看出, 与 10% 喉部高度 S_1 流面相比, 50% 流面时进气流道中的激波系更加清晰, 同时由于亚声扩压器中激波串起始位置左侧气流分离区的扩大及向进气流道出口延伸和右侧气流分离区的减小, 激波串在亚声扩压器中的位置逐渐向右侧隔板靠近(图 23)。到 90% 喉部高度时, 由于左侧气流分离区的进一步增大和向后延伸以及右侧气流分离区的消失, 亚声扩压器中的激波串紧贴于进气流道右侧隔板上(如图 24~ 图 26 所示)。

综合比较不同喉部高度 S_1 流面的气流参数分布情况, 可以看出亚声扩压器中的激波串和气流分离区的位置和影响范围沿径向是变化的, 这表明亚声扩压器中气流沿节距方向的掺混现象相当剧烈。



图 18 10%喉部高度 S_1 流面相对马赫数等值线
Fig. 18 Relative Mach number contour of S_1 at 10% throat height

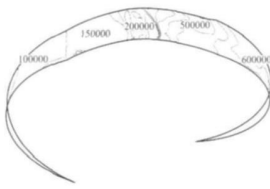


图 19 10%喉部高度 S_1 流面静压等值线
Fig. 19 Static pressure contour of S_1 at 10% throat height

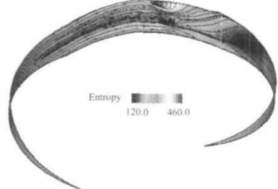


图 20 10%喉部高度 S_1 流面熵和流线
Fig. 20 Entropy and streamlines of S_1 at 10% throat height

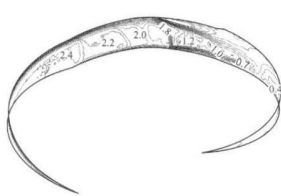


图 21 50%喉部高度 S_1 流面相对马赫数等值线

Fig. 21 Relative Mach number contour of S_1 at 50% throat height

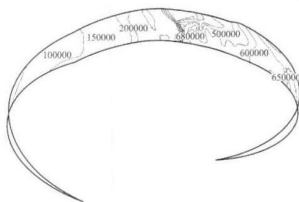


图 22 50%喉部高度 S_1 流面静压等值线

Fig. 22 Static pressure contour of S_1 at 50% throat height

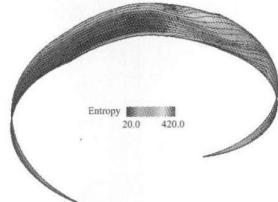


图 23 50%喉部高度 S_1 流面熵和流线

Fig. 23 Entropy and streamlines of S_1 at 50% throat height

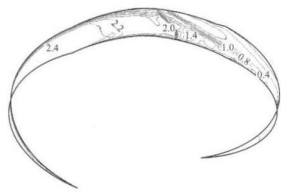


图 24 90%喉部高度 S_1 流面相对马赫数等值线

Fig. 24 Relative Mach number contour of S_1 at 90% throat height

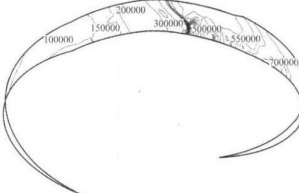


图 25 90%喉部高度 S_1 流面静压等值线

Fig. 25 Static pressure contour of S_1 at 90% throat height

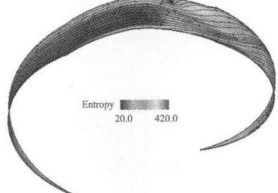


图 26 90%喉部高度 S_1 流面熵和流线

Fig. 26 Entropy and streamlines of S_1 at 90% throat height

设计工况时三维进气流道的一些性能参数如表 2 所示. 与常规轴流和离心压气机相比, 旋转冲压压缩转子的单级增压比较高, 达到 13.664, 但是其等熵绝热效率相对较低, 只有 0.702. 另外, 三维进气流道的总压恢复系数与相同设计马赫数的超声速进气道相比, 也显得较低. 由于旋转冲压压缩转子是基于激波压缩技术的压缩系统, 激波系的存在会导致激波损失, 从而引起气流的流动损失. 同时, 亚声扩压器中较强的气流分离和掺混也会导致气流损失的增加. 因此, 为了提高旋转冲压压缩转子的综合性能, 除了在设计过程中需要对进气流道结构进行优化和对激波系进行合理配置之外, 折衷选择旋转冲压压缩转子的增压比和转速也是非常必要的.

表 2 设计工况时三维进气流道性能参数

Table 2 Performance parameters of three dimensional flow path at design point

总压比 π^*	绝热效率 η^*	总压恢复 系数 σ	出口绝对 马赫数 Ma_e
13.664	0.702	0.565	1.074

从表 2 中还可以看出, 三维进气流道出口的绝对马赫数是超声速的, 这与大多数常规压气机不同, 这会导致下游静叶栅的设计难度增加和其

内部气流损失的增加. 由于三维进气流道出口的绝度马赫数主要受进气流道的转速和其内部由压缩面形式决定的波系配置方式所影响. 因此, 为了降低旋转冲压压缩转子出口的气流速度, 也需要合理的选择转速和对进气流道进行结构优化.

3.2 转速对三维进气流道性能的影响

90% 转速和 110% 设计转速时的计算结果如图 27~ 图 32 所示, 设计转速时的计算结果如 3.1 部分所示(图 29 和图 32 中的相对转速是指实际转速与设计转速的比值). 由不同转速时 50% 节距 S_2 流面相对马赫数等值线图(图 11、图 27 和图 28) 可以看出, 随着转速的增加, 三维进气流道喉部前的曲线激波系在上壁面和下壁面的入射点逐渐后移, 即曲线激波系逐渐靠向进气流道下壁面, 这主要是因为随着转速的增加, 进气流道入口的相对马赫数逐渐增大, 导致曲线激波系的强度逐渐增强所致. 在 90% 设计转速时, 由于三维进气流道进口的相对马赫数较低, 使第二道曲线激波(即反射激波) 入射到压缩面上, 诱导出第二道反射激波(图 27), 并反射到喉部的上壁面. 这道反射激波之后, 喉部的波系开始紊乱. 由于激波系强度的逐渐增加, 会使三维进气流道的压缩能力增加, 故进气流道的增加压比随转速是逐渐增加的, 如图 29 所示.

随着转速的增加, 三维进气流道亚声扩压器

中沿径向的主气流分离区有逐渐加大的趋势(图 13、图 30 和图 31), 这无疑会增加进气流道的总损失, 并且随着转速的增加, S_1 流面中靠左侧隔板的高

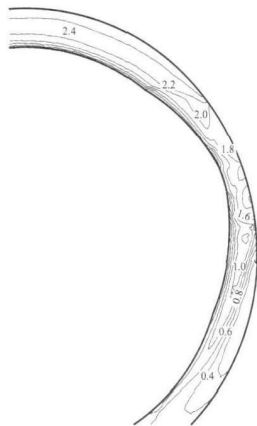


图 27 90%转速时 50%节距 S_2 流面相对马赫数
Fig. 27 Relative Mach number contour of S_2 at 50% pitch under 90% design rotational speed

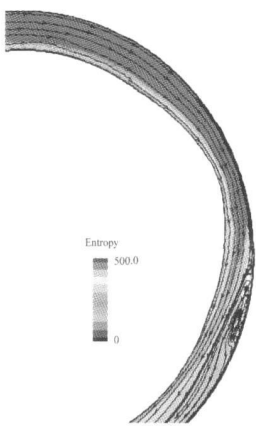


图 30 90%转速时 50%节距 S_2 流面熵和流线
Fig. 30 Entropy and streamlines of S_2 at 50% pitch under 90% design rotational speed

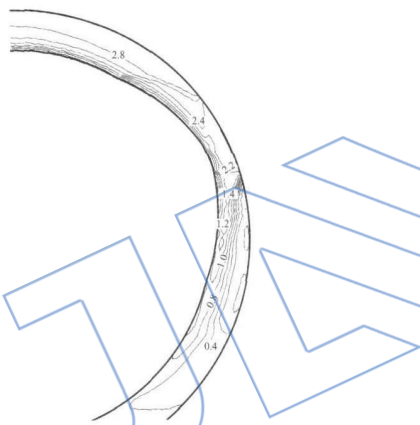


图 28 110%转速时 50%节距 S_2 流面相对马赫数
Fig. 28 Relative Mach number contour of S_2 at 50% pitch under 110% design rotational speed

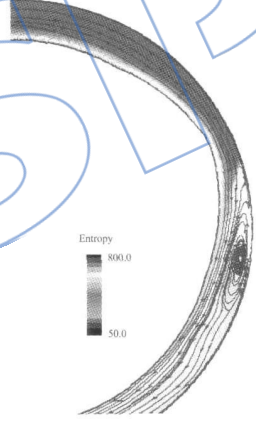


图 31 110%转速时 50%节距 S_2 流面熵和流线
Fig. 31 Entropy and streamlines of S_2 at 50% pitch under 110% design rotational speed

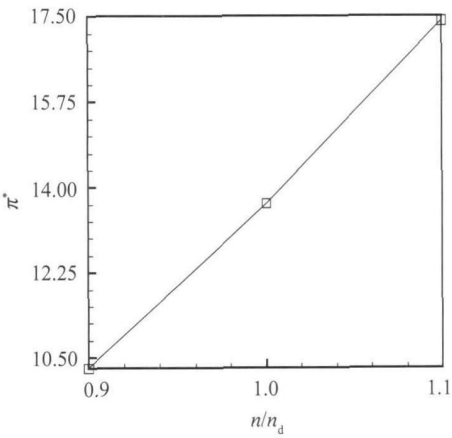


图 29 增压比随相对转速的变化
Fig. 29 Total pressure ratio vs. relative rotational speed

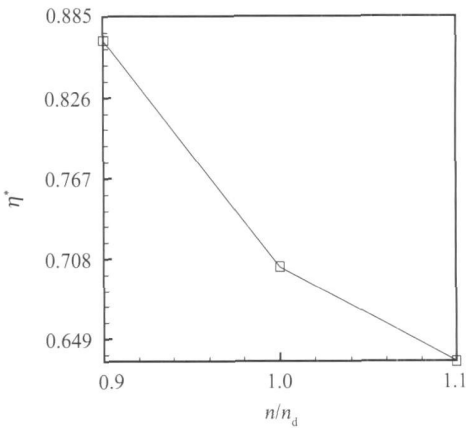


图 32 绝热效率随相对转速的变化
Fig. 32 Adiabatic efficiency vs. relative rotational speed

熵值区不断扩大, 表明亚声扩压器中的气流损失不断增加, 这些和进气流道中的激波损失都会导致进气流道绝热效率的下降(如图 32). 因此, 为了获得具有良好综合性能的旋转冲压压缩转子三维进气流道, 就需要在转速和增压比之间进行合理的折衷选择.

3.3 背压对三维进气流道性能的影响

随着三维进气流道出口背压的增加, 进气流道的增压比不断提高(图 33), 这主要是因为随着进气流道出口背压的提高, 进气流道出口的相对速度减小, 在旋转冲压压缩转子进口相对速度不变的条件下, 压缩转子的扭速增加, 也就是转子对气流的加功量增加, 从而使进气流道的增压比提高. 同时, 背压的提高, 会使进气流道亚声扩压器中激波串的位置逐渐向喉部靠近(图 34), 使亚声扩压器中气流之间的相互扰动作用逐渐减弱, 亚声扩压器中的气流损失不断减小, 这也有利于三维进

气流道绝热效率的增加和增压比的提高, 但是过高的背压会导致三维进气流道绝热效率的降低(图 35), 这一现象与常规轴流压气机中的相似.

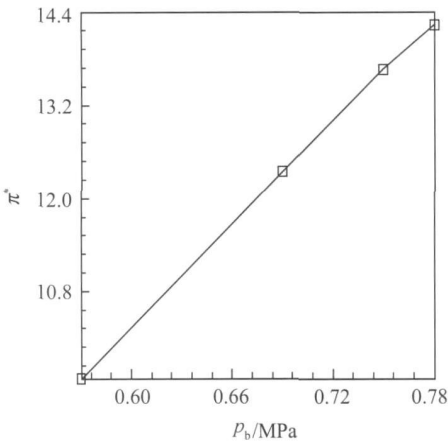


图 33 增压比随背压的变化
Fig. 33 Total pressure ratio vs. back pressure

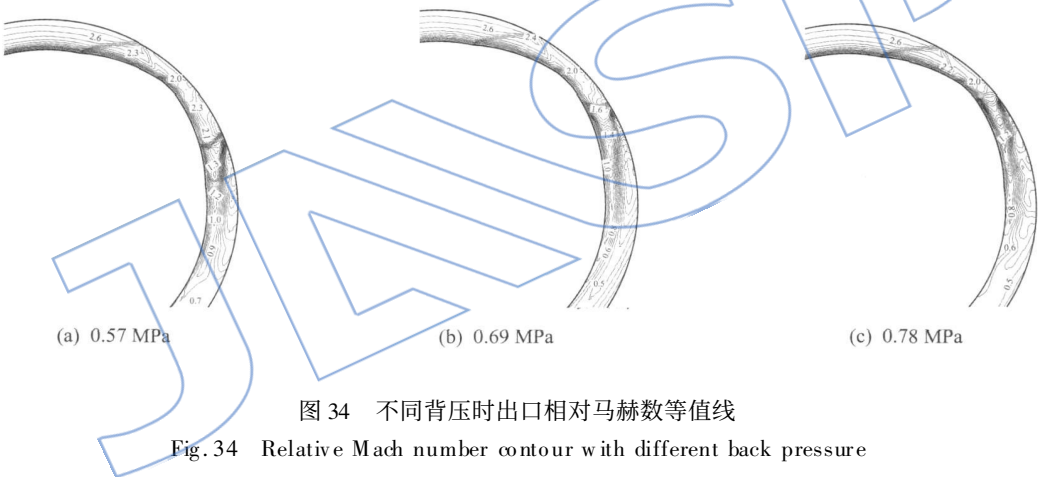


图 34 不同背压时出口相对马赫数等值线
Fig. 34 Relative Mach number contour with different back pressure

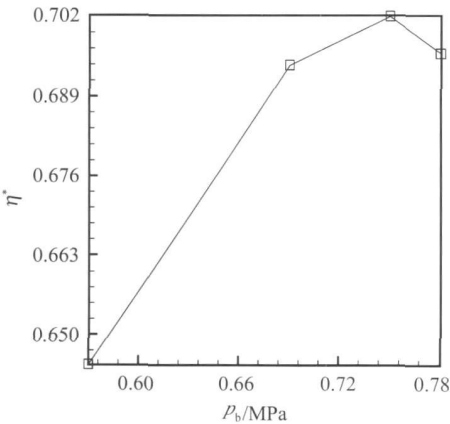


图 35 绝热效率随背压的变化
Fig. 35 Adiabatic efficiency vs. back pressure

转冲压压缩转子转速和出口相对气流角不变的条件下, 进气流道出口相对速度的减小, 会造成进气流道出口绝对速度的增大, 并且会使出口气流流动方向更加接近切向, 从而会导致下游静叶栅设计难度的增加和静叶内气流损失的增加. 因此, 在旋转冲压压缩转子正常工作范围内, 适当地提高背压有利于旋转冲压压缩转子总体性能的提高, 但是背压的提高要控制在一定范围内.

4 结 论

1) 旋转冲压压缩转子三维进气流道中的激波系与三维超声速进气道中的相类似, 不同的是三维进气流道中的激波为曲线激波, 而超声速进气道中的激波是平直激波(即斜激波). 与二维进气流道中的激波系相比, 三维进气流道中的激波

另外, 由压缩转子出口速度三角形可知, 在旋

系更为复杂.

2) 三维进气流道喉部之前主要有两道曲线激波对气流进行压缩. 亚声扩压器中激波串的位置和尺寸以及主气流分离区沿节距方向和径向是不同的, 说明亚声扩压器中的气流流动具有很强的三维性, 这会直接影响进气流道出口的气流参数分布.

3) 为了提高旋转冲压压缩转子的总体性能, 除了需要在增压比和绝热效率之间进行合理的折衷选择外, 还要对三维进气流道进行结构优化设计和波系优化配置, 这也有利于降低进气流道出口的绝对速度.

4) 随着转速的增加, 旋转冲压压缩转子三维进气流道的增压比不断提高, 而其绝热效率却不断降低. 因此, 在旋转冲压压缩转子设计过程中要综合考虑其设计及非设计工况性能, 以尽量拓宽其有效工作范围.

5) 随着背压的增加, 旋转冲压压缩转子三维进气流道的增压比逐渐提高, 其绝热效率却先增大再减小. 在旋转冲压压缩转子正常工作范围内, 适当的提高背压有利于其性能的改善, 但是背压的提高应控制在一定范围内.

另外, 对于具有内部压缩的进气道来说, 自启动能力是非常重要的. 考虑到旋转冲压压缩转子三维进气流道的结构特点, 对于本文设计的喉部与进口高度比为 0.6 的三维进气流道来说, 自启动也是个非常重要的问题. 为了解决这个问题, 旋转冲压压缩转子在低马赫数工作时可以采用放气门(或其他放气结构)对进气流道进行放气, 以使进气流道在达到设计马赫数时能够建立起所需的激波系, 从而实现进气流道的自启动.

参考文献:

- [1] 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): F5.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): F15. (in Chinese)
- [2] 梁春华. 高性能航空发动机先进风扇和压气机叶片综述[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 48-52.
LIANG Chunhua. Overview of advanced fan and compressor blade/vane in high performance aeroengine[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 48-52. (in Chinese)
- [3] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): F8.
CHENG Ronghui. Development of design technology for axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): F8. (in Chinese)
- [4] 刘波, 南向谊, 王掩刚, 等. 吸附式风扇/压气机技术的进展与展望[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 945-954.
LIU Bo, NAN Xiangyi, WANG Yangang, et al. Development and prospect of aspirated fan/compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 945-954. (in Chinese)
- [5] Sharma P B, Adekoya A. A review of recent research on counter rotation axial flow compressor stage[R]. ASME Paper 96 GT-254, 1996.
- [6] Lawlor S P, Hinkley J B, Machin S G, et al. Supersonic compressor stage design and test results[R]. IMEC2004 59914, 2004.
- [7] Grosvenor A D, Brown P M, Lawlor S P. Design methodology and predicted performance for a supersonic compressor stage[R]. ASME Paper GT2006-90409, 2006.
- [8] Victor D B. 485 kW turbine rated 35% simple cycle at 1700F firing temperature[J]. Gas Turbine World, 2002, 32(5): 13-16.
- [9] 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, 101139995[P]. 2008-03-12.
ZHONG Jingjun, HAN Jiaang. Hollow shaft ramrotor based on shock wave compression technology: China, 101139995[P]. 2008-03-12
- [10] 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.
LI Yong, LIU Zhiyou, AN Yiran. A brief introduction to Fluent — A general purpose CFD code[J]. Journal of Hydrodynamics, 2001, 16(2): 254-258. (in Chinese)
- [11] 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.
YAO Zheng, CHEN Kangmin. Review on the commercial CFD softwares[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2002, 24(2): 137-144. (in Chinese)
- [12] 孙波, 张堃元. Busemann 进气道风洞实验及数值研究[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 58-60; 96.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Experimental investigation and numerical simulation of hypersonic busemann inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 58-60; 96. (in Chinese)
- [13] 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.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scramjet inlet with forebody compression[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 508-512. (in Chinese)