

氦气离心压气机高压比设计研究

王少良¹, 刘 博², 岳国强¹, 姜玉廷¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘 要: 氦气离心压气机是预冷发动机氦回路的核心部件, 但国内对氦气离心压气机的相关探究较少。为探究氦气离心压气机的压比设计方法, 从离心压气机进口和出口速度三角形的角度, 分析了出口安装角、滑移因子以及进气负预旋对叶轮做功的影响。提出了基于低出口安装角、高滑移因子和进气负预旋的高压比设计方法。根据此方法设计出了总压比为 2.521、等熵效率为 83.2%、喘振裕度为 18.55% 的氦气离心压气机, 并通过数值模拟的方法对此压气机的气动特性以及流场进行了分析, 证明了高压比设计方法的可行性。

关 键 词: 氦气; 离心压气机; 高压比; 气动设计

中图分类号: TK474.8⁺2

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.019

[引用本文格式] 王少良, 刘 博, 岳国强, 等. 氦气离心压气机高压比设计研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(10): 147-154. WANG Shao-liang, LIU Bo, YUE Guo-qiang, et al. Research on high pressure ratio design of helium centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 147-154.

Research on High Pressure Ratio Design of Helium Centrifugal Compressor

WANG Shao-liang¹, LIU Bo², YUE Guo-qiang¹, JIANG Yu-ting¹

(1. School of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;

2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: The helium centrifugal compressor is the core component of the helium circuit of the pre-cooling engine, but there are few domestic researches on helium centrifugal compressors. In order to explore the design method of the pressure ratio of the helium centrifugal compressor, the influence of the outlet installation angle, slip factor and negative pre-swirl of the air intake on the impeller's work is analyzed from the perspective of the inlet and outlet velocity triangles of the centrifugal compressor, and a high pressure ratio design method based on low outlet installation angle, high slip factor and negative pre-swirl of the air intake is proposed. According to this method, a helium centrifugal compressor with total pressure ratio of 2.521, isentropic efficiency of 83.2% and surge margin of 18.55% is designed. And through the compressor the aerodynamic characteristics and flow field analysis, proved the feasibility of the high pressure design method.

Key words: helium, centrifugal compressor, high pressure ratio, aerodynamic design

收稿日期: 2020-04-13; 修订日期: 2020-05-07

基金项目: 国家科技重大专项(2017-I-0011-0012, 2017-I-0011-0010)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0011-0012, 2017-I-0011-0010)

作者简介: 王少良(1995-), 男, 湖北襄阳人, 哈尔滨工程大学硕士研究生。

通讯作者: 姜玉廷(1987-), 男, 吉林辽源人, 哈尔滨工程大学副教授。

引 言

氦气压气机作为预冷发动机氦回路的核心部件,直接影响发动机的工作性能^[1-2]。氦气具有高比热容、低密度等特点,因此难以压缩。采用多级设计方式对氦气离心压气机进行设计,会使气路复杂、发动机的尺寸增大、重量增加、推重比降低。因此开展单级高压比氦气离心压气机的相关研究,对预冷发动机性能的提高有着巨大的影响^[3]。

国外对高压比离心压气机的设计和实验研究开展较早^[4-5],国内的相关研究开展较晚。杨策等人^[6]以 SRV2 叶轮为基准,采用自行开发的离心压气机设计方法进行了级压比为 6 的跨声速离心压气机的设计并分析了内部流场。蒋松廷等人^[7-8]采用自编程的方式,设计出单级总压比为 9.5 的双分流叶片离心压气机,并通过数值模拟的方式分析了进口激波和出口射流尾迹等结构。谢卫红等人^[9]开展了单级压比高达 9 的离心压气机气动特性及内部复杂流场分析,揭示了主叶片与分流叶片合理布置对叶尖泄漏流动的有效抑制机制。这些研究都以空气为工质展开,国内对以氦气为工质的高压比离心压气机的设计过程以及详细的气动分析准则提及较少,相关工作亟待展开。

本文以级总压比 2.52 的氦气离心压气机为设计目标,从离心叶轮进出口速度三角形优化的角度出发,探索氦气离心压气机的高压比设计方法。

1 氦气离心压气机设计简介

1.1 氦气的物性

表 1 为氦气与空气在 20 ℃,0.1 MPa 情况下的主要物性。在此情况下氦气的比定压热容大约是空气的 5 倍,在循环工质流量相同的情况下,氦气循环系统功率为空气的 5 倍。同时导致了相同压比下,压缩氦气所需要的功是空气的 5 倍;氦气的音速是空气的 3 倍,极大的临界音速避免了压气机设计时音速对压气机设计的限制,这意味着对氦气进行高压比设计时,可以不考虑跨音速现象,降低了氦气压气机进口的设计难度。

表 1 氦气和空气在 20 ℃,0.1 MPa 条件下的主要物性^[10]

Tab. 1 Main physical properties of helium and air at 20 ℃ and 0.1 MPa ^[10]		
参 数	空气	氦
平均摩尔质量/g · mol ⁻¹	28.96	4
比定压热容/J · (kg · K) ⁻¹	1 006.6	5 193.2
比热容比	1.401 8	1.666 5
动力粘度/μPa · s	18.490 1	19.845 6
热导率/W · (m · K) ⁻¹	0.025 9	0.155 3
密度/kg · m ⁻³	1.184	0.163 5
音速/m · s ⁻¹	346.3	1 016.44

1.2 设计参数及设计流程

此氦气压气机主要应用于预冷发动机氦回路闭式布雷顿循环中,其主要设计参数如表 2 所示,

表 2 设计技术参数

Tab. 2 Design technical parameters	
参 数	数 值
总压比	2.52
质量流量/kg · s ⁻¹	2.47
转速/kr · min ⁻¹	40
进口总温/K	120.00
进口总压/MPa	1.50
出口圆周速度/m · s ⁻¹	≤550.00

氦气离心叶轮采用理论公式与 Compal NREC 软件结合的方法进行设计,图 1 为此离心压气机的设计流程图。首先根据给定的设计参数对此离心叶轮以及扩压器进行设计,然后与 Compal NREC 的设计结果进行对比,如果误差小于 1%,则完成一维设计,若误差大于 1%,则需调整相关输入参数进行重新计算。

1.3 网格划分及无关性验证

使用 IGG/Autogrid5 软件对离心叶轮进行网格划分,为了降低网格数量对数值计算结果的影响,对某双分流叶片离心压气机进行了网格无关性验证,图 2 为不同网格数目的数值模拟结果图。

从图 2 中可以看出,离心压气机的效率随着网格数目的增加而提高,当网格数达到 120 万左右时,效率几乎不再随网格数的提高而增加。综合考虑计算精度与计算成本的要求,选用 120 万网格进行

计算。

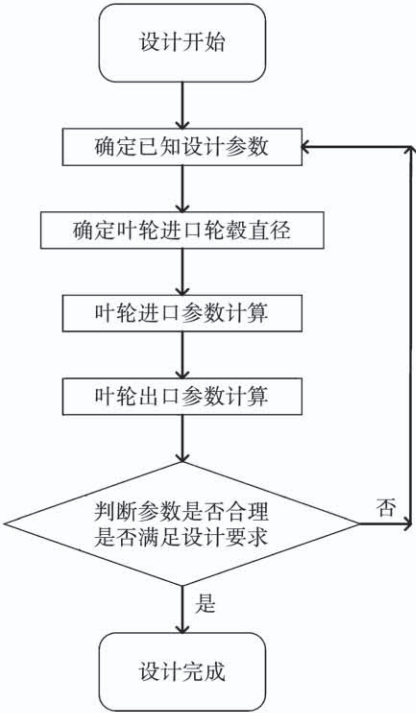


图 1 氦气压气机设计流程图

Fig. 1 Design flow chart of helium compressor

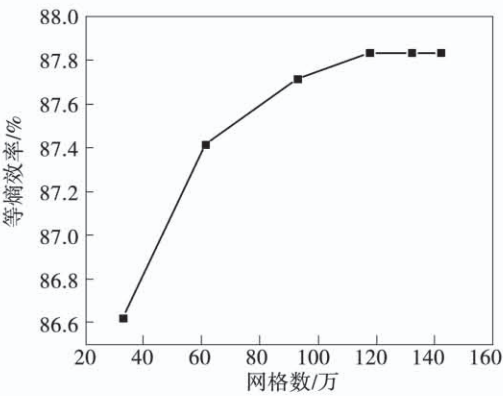


图 2 不同网格数的数值模拟结果

Fig. 2 Numerical simulation results with different grid numbers

1.4 数值计算方法及验证

使用 ANSYS CFX 软件对叶轮模型进行三维数值模拟。计算时进口边界条件设置为进口总温 120 K、总压 1.5 MPa,出口边界条件设置为单通道叶轮出口流量。各壁面设置为绝热无滑移壁面边界条件,叶轮给定转速,通道两侧设置周期性边界条件模拟整周计算,动静叶交界面采用混合交界面 Stage

(Mixing-Plane)传递总压的方式。

采用 RadiVe^[11] 压气机模型,对 RadiVer 叶轮设计转速下的若干工况点进行数值模拟计算,得到数值结果与实验结果对比,如图 3 所示。在低工况区域,效率的数值模拟结果较试验结果偏高,在高工况区域,效率的数值模拟结果较试验结果偏低,总体上模拟值趋势与试验值吻合良好。

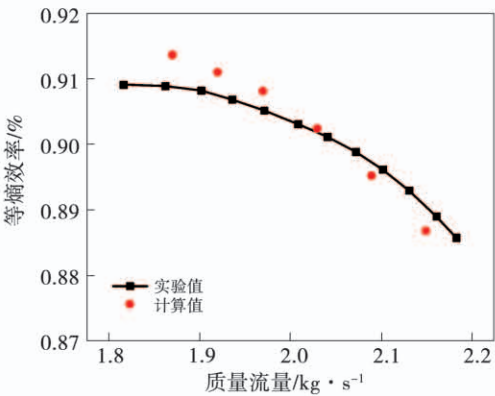


图 3 数值计算验证图

Fig. 3 Numerical calculation verification diagram

2 高压比设计分析

2.1 出口安装角对叶轮做功的影响

根据欧拉公式,在离心压气机中,叶轮对单位质量气体所做的理论功为:

$$W_{th} = c_{2u}u_2 - c_{1u}u_1 \tag{1}$$

式中: c —绝对速度; c_{2u} —叶轮出口气流周向分速度; u_1 —叶轮进口圆周速度; u_2 —叶轮出口圆周速度。

假设气体为轴向进气时,进口气流的周向分速度 $c_{1u}=0$ 。图 4 为前弯和后弯叶轮的出口速度三角形。

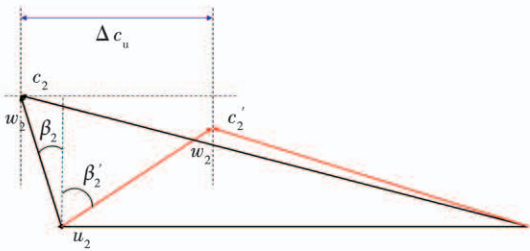


图 4 前弯/后弯叶轮出口速度三角形

Fig. 4 The outlet velocity triangles of forward curved and backward curved impellers

叶轮气流出口周向分速度 c_{2u} :

$$c_{2u} = u_2 - w_2 \cdot \sin\beta_2 \quad (2)$$

式中: u_2 —叶轮出口气流的圆周速度, m/s; w_2 —后弯叶轮出口气流的相对速度, m/s; β_2 —后弯叶轮出口安装角($^\circ$)。

规定前弯(w_2 与 u_2 相同)为负, 后弯为正, 则叶轮的理論功:

$$W_{th} = (u_2 - w_2 \cdot \sin\beta_2) u_2 \quad (3)$$

前弯叶轮与后弯叶轮的做功增量 ΔW_{th} 为:

$$\Delta W_{th} = (w_2 \cdot \sin\beta_2 + w_{2'} \cdot \sin\beta_{2'}) u_2 \quad (4)$$

式中: $w_{2'}$ —前弯叶轮出口气流的相对速度, m/s; $\beta_{2'}$ —前弯叶轮出口安装角($^\circ$)。

由此可知, 叶轮的出口安装角越小, 叶片的理論功越大; 前弯叶轮的对气体的做功能力高于后弯叶轮。

为进一步分析叶片出口安装角对叶轮做功能力的影响, 改变叶轮出口安装角, 对叶轮进行数值模拟计算, 得到出口安装角与压比变化关系曲线如图 5 所示。由图可知, 随着安装角的降低, 压气机的压比在逐渐升高。当安装角在 -15° 左右时, 压比上升的曲率逐渐趋于平缓, 可见氦气离心压气机前弯角度应小于 -15° 。

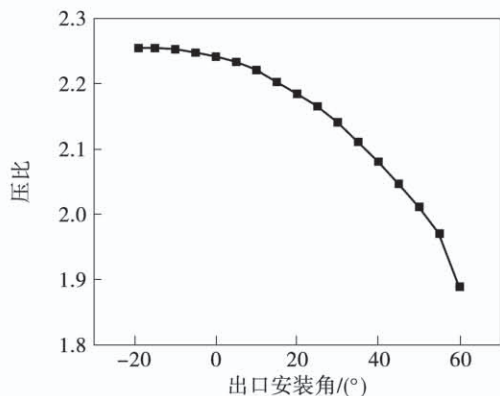


图 5 出口安装角与压比

Fig. 5 Diagram of outlet installation angle and pressure ratio

2.2 滑移因子对叶轮做功的影响

理想状态下, 假设叶轮出口有无数个叶片, 此时气流在叶片出口的流动方向和叶片出口安装角的几何方向一致。在实际情况下, 叶轮出口叶片数目有限, 在叶轮出口处气流和叶片间存在滑移现象, 导致

叶轮出口气流的流动方向和叶片出口的几何方向不相同。图 6 为考虑滑移情况下后弯叶轮出口的速度三角形, 其中下角标“ ∞ ”表现理想状态下气流的方向。

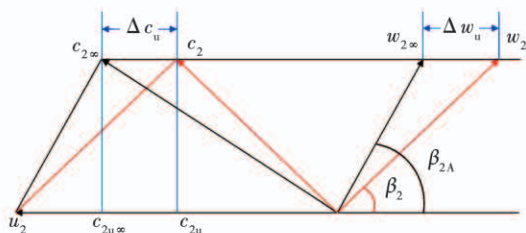


图 6 考虑滑移的后弯叶轮出口速度三角形对比图

Fig. 6 Contrast diagram of the triangles of the outlet velocity of the backward curved impeller considering the slip

滑移现象使得 $\beta_2 < \beta_{2A}$, $c_{2u} < c_{2u\infty}$, 进而导致了叶轮对气体的做功能力小于预期, 其中圆周速度的降低量 $\Delta c_u = \Delta w_u$ 被称为滑移速度。滑移因子表达式为:

$$\mu = 1 - \frac{\Delta c_u}{u_2} = 1 - \frac{c_{u2\infty} - c_{u2}}{u_2} \quad (5)$$

滑移因子与叶轮出口的叶片数成正比, 叶片数越多, 滑移因子越大, 气流在叶轮出口的实际 c_{2u} 越大, 叶轮对气体做功能力越大。

在高压比离心压气机中, 常采用分流叶片的设计方式增加叶轮出口的滑移因子来减小气流的滑移。为探究分流叶片布置形式对出口气流滑移的影响, 对 9 个主叶片的离心叶轮分别采用无分流叶片、单分流叶片以及双分流叶片的形式进行数值模拟。

图 7(a) 为叶轮子午面沿流线方向 13 个截面示意图, 其中 0~2 代表进口段, 2~10 代表叶片段, 10~13 代表无叶扩压器段。图 7(b) 为 3 种叶轮在各截面的总压分布。从图中可以看出, 3 种叶轮在位置 6 之前, 总压几乎相同, 在位置 6 之后, 双分流叶片叶轮的做功能力更强, 在叶轮出口的总压更高。在无叶扩压器段, 双分流叶片叶轮的的压力损失更小, 说明其叶轮出口的流场更好, 气流与叶轮的滑移更小。所以, 选用双分流叶片的形式能够有效地控制气流的滑移, 提高叶轮的實際做功能力。

2.3 进气负预旋对叶轮做功能力的影响

为体现进气负预旋对叶轮输出功的影响, 控制

叶轮的几何尺寸和转速不变,气流的进气总温、总压和流量不变,只改变气流进气方向。此时叶轮进口的速度三角形如图 8 所示。

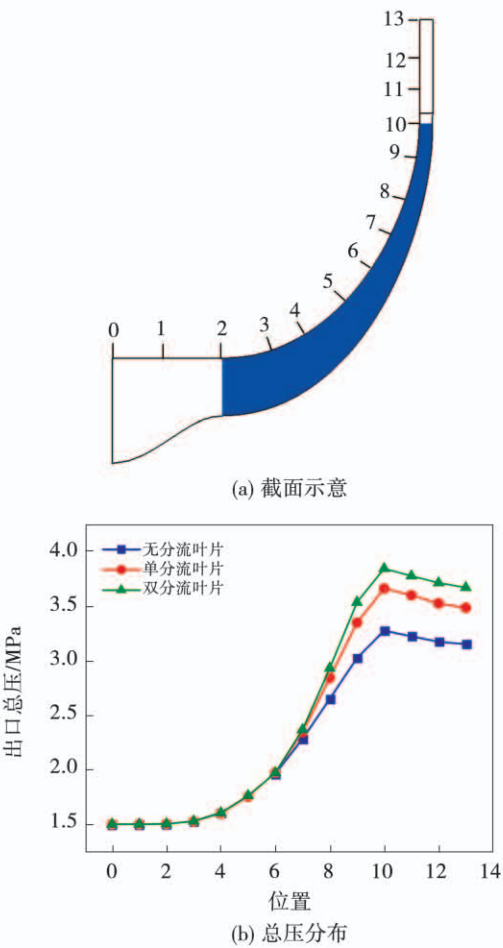


图 7 沿流向方向叶轮各截面总压分布
Fig. 7 The total pressure distribution diagram of each section of the impeller along the flow direction

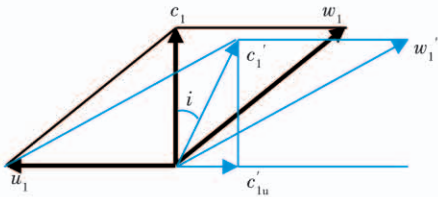


图 8 叶轮进口速度三角形
Fig. 8 Impeller inlet velocity triangle

根据欧拉公式,负预旋条件下,预旋角度为 i 的叶轮的输出功为:

$$W_{th} = c_{2u}u_2 + c_1 \cdot \sin | i | \cdot u_1 \tag{6}$$

负预旋进气条件下,预旋角度 i 越大,则进口周

向分速度 c_{1u} 越大,叶轮的做功越大。
一般情况下,离心叶轮进口处的气流均为轴向进气,若想改变进气方向,需要在离心叶轮前加装诱导叶轮,通过调节其出口安装角,来控制气流进气方向。为了准确地研究进气负预旋对叶轮的影响,对同一离心压气机不同诱导轮出口安装角的压气机进行 CFD 模拟,规定诱导轮出口安装角 θ 为叶轮尾缘切线与法线夹角,与叶轮旋转方向相同为正,相反为负。分别取 θ 为 $+5^\circ, 0^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, -20^\circ, -25^\circ, -30^\circ$ 和 -35° 对预旋压气机进行仿真计算,如图 9 所示。

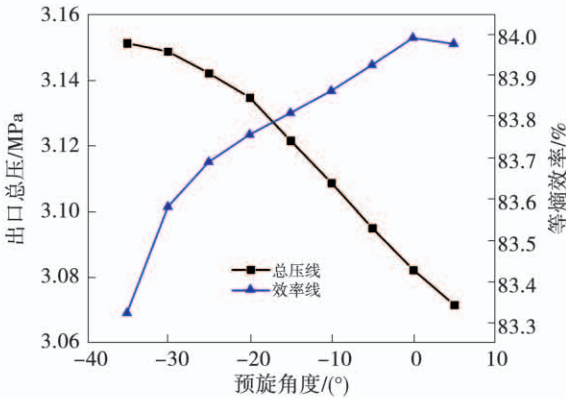


图 9 负预旋压比效率变化
Fig. 9 Variation of negative pre-swirl pressure ratio efficiency

从图 9 中可以看出,随着预旋角度的降低,压气机的压比逐渐增加,效率逐渐降低,这与理论推导的结果相符。但是随着预旋角度的降低,压比增加的幅度逐渐趋于平缓,在预旋角度达 -30° 后,压比增长的趋势大幅降低,效率下降的趋势大幅度增加。可见,负预旋的角度不是越大越好,其范围不应超过 -30° 。

3 数值计算结果及分析

3.1 设计结果

采用叶轮前弯和双分流叶片的方式对氦气叶轮进行设计,在保证叶轮出口气流的圆周速度 $u_2 \leq 550 \text{ m/s}$ 的前提下,进行了大量的设计,发现在前弯 10° 时,氦气叶轮的压比和效率均处于最佳范围内。但是此时叶轮的压比仅有 2.496,距离 2.52 的设计

需求还有一定差距,采用进气负预旋的方式,在离心叶轮前加装诱导轮。通过大量的数值计算,确定负预旋的角度为 20°时,该氦气压气机在设计工况点的压比符合设计要求。图 10 为设计出的氦气压气机的三维结构。表 3 为此氦气压气机的最终设计参数。



图 10 氦气压气机三维结构

Fig. 10 Three-dimensional structure of helium compressor

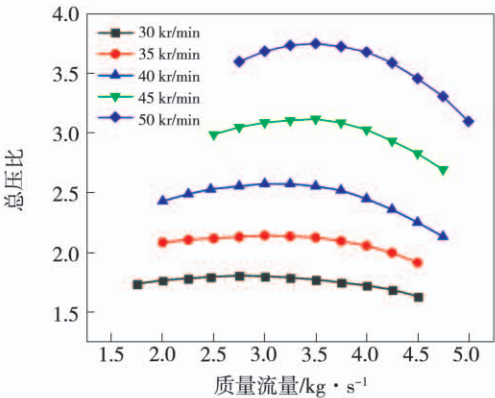
表 3 氦气压气机设计参数

Tab. 3 Design parameters of helium compressor

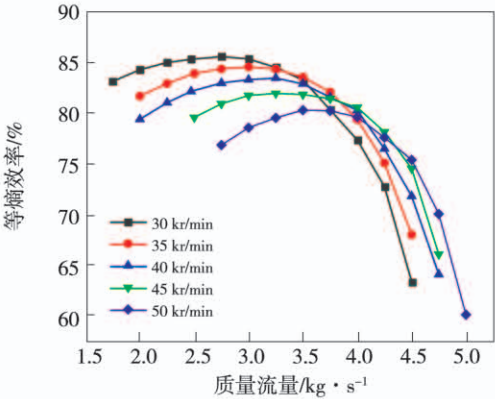
参 数	数 值
总压比	2.521
等熵效率/%	83.2
诱导轮出口安装角/(°)	-20
叶轮出口安装角/(°)	-10
进口轮毂半径/mm	20
出口半径/mm	131
出口叶高/mm	5
主叶片数	9
无叶扩压器出口叶片高度/mm	166

图 11 为氦气压气机变工况特性曲线。从图中可以看出,随着转速的增加,效率和压比最高点向右偏移。低转速工况时,流量变化时压气机的压比变化幅度不大,随着转速的提高,压比的变化幅度逐渐

增大。在设计流量附近,转速增加,压气机的效率降低。总体来看,该压气机具有高效率 and 宽广的高压比区域,变工况工作能力强,符合设计需求。



(a) 流量-压比



(b) 流量-效率

图 11 氦气压气机变工况特性曲线

Fig. 11 Characteristic curve of helium compressor under variable working conditions

3.2 叶轮内部流场分析

图 12 为压气机进口段角度分布图。诱导轮出口气流角度约为 -20°,气流流向与诱导轮出口叶片角度的偏移不大。气流流出诱导轮后,经过整流段的整流,气流的角度发生一定程度的偏移,在叶轮进口处,气流的绝对气流角约为 -17°,虽然与设计的 -20°预旋角度有微小偏差,但达到了提高叶轮做功能力的目的。

图 13 为设计工况点下,叶轮 20% ,50% ,80% 叶高的截面和叶轮出口的相对马赫数分布云图。在图 13(a) 中,主叶片和第 1 级分流叶片的压力面在沿流向方向 50% 位置处出现低速区域,这是由于在此位置轮毂和叶片的弯曲曲率较大,气流发生了分

离损失。前弯叶轮叶片的弯曲曲率相比于后弯叶轮更大,所以分离损失现象更加严重,图 13(a)中低速分离区域较小,图 13(b)中没有明显的低速区,可见气流在流道内流动顺畅。氦气离心叶轮内存在典型的射流尾迹结构,其形成与叶片通道内的二次流分布有密切联系^[12]。在图 13(c)中可以清楚地观察到叶顶间隙泄漏涡和射流尾迹的掺混现象,掺混区域在叶片通道尾缘不断增强,掺混区内气流的子午速度较低、总压较低,在相对马赫数云图中体现为低速区域。相比后弯叶轮,前弯叶轮由于出口安装角小,叶片曲率大,叶片通道内的二次流损失更加严重,所以在叶片尾缘的射流尾迹现象更加严重。结合图 13(c)和图 13(d)可以发现掺混形成的低速区域一般位于叶片尾缘吸力面和机匣角区附近。

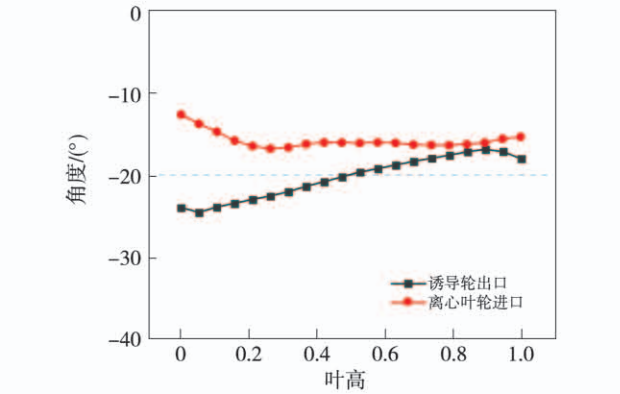


图 12 压气机进口段角度分布

Fig. 12 Angle distribution of the inlet section of the compressor

图 14 为叶轮出口绝对气流角和相对气流角沿叶高的分布。从图中可以看出,气流在叶轮出口的平均相对气流角约为 -10° ,与叶轮的出口安装角相符,气流的滑移现象不严重。可见采用双分流叶片的方式对氦气叶轮进行设计,能够有效控制气流的滑移。在 80% 叶高以上,气流角度出现大幅度下降,这是由于叶顶间隙泄漏涡和射流尾迹的掺混引起气流发生了回流现象,所以在角度分布图中表现为角度的大幅下降,在氦气离心叶轮中,这种掺混现象尤为明显。

总体来看,在叶片通道内,主流区流速分布均匀,无明显低速区域,说明氦气在此高压比离心叶轮

中的流动状况较好,也证明了氦气离心压气机高压比设计方法的可行性。

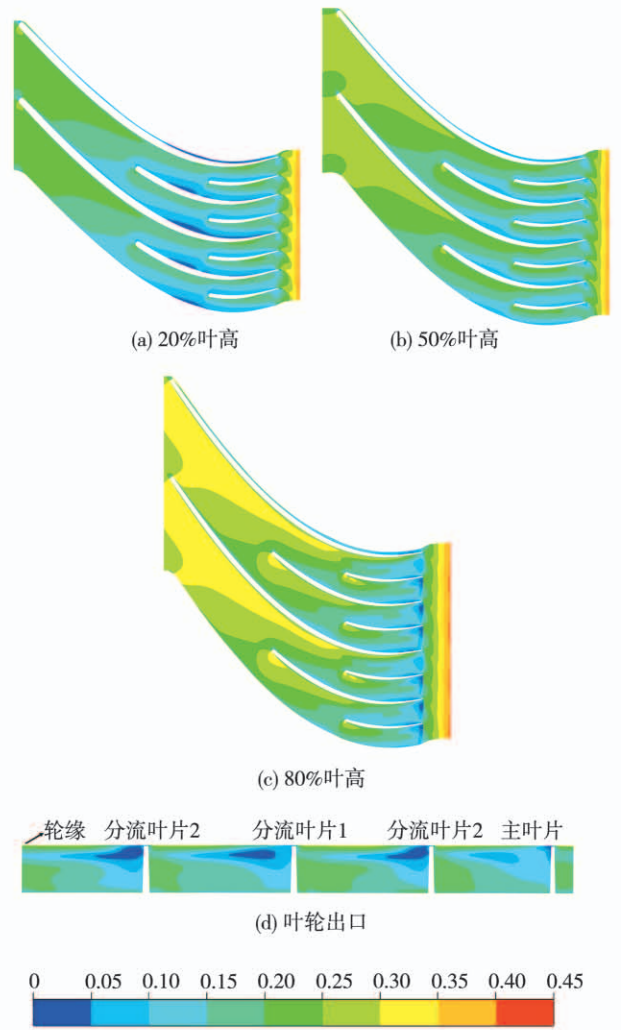


图 13 相对马赫数分布云图

Fig. 13 Cloud chart of relative Mach number distribution

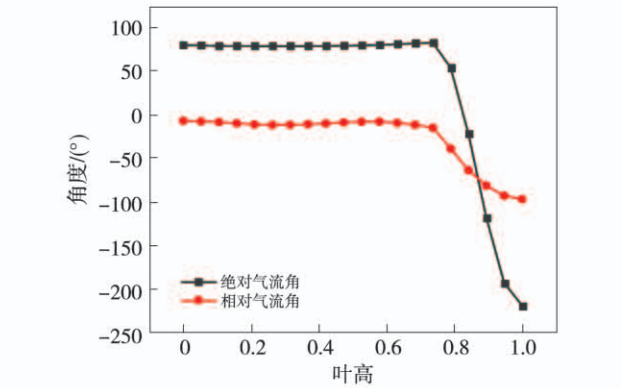


图 14 叶轮出口角度分布

Fig. 14 Angle distribution of the impeller outlet

4 结 论

(1) 降低叶轮出口安装角可以提高叶轮的做功能力,当出口安装角降低至 -15° 时,叶轮的做功能力不再随出口安装角的降低而增加。

(2) 在叶轮出口处气流和叶轮的滑移会导致叶轮做功能力降低。采用双分流叶片的布置方式可以增加滑移因子,有效控制气流在叶轮出口的滑移现象,提高叶轮的做功能力。

(3) 进气负预旋可以增加叶轮的输出功,且负预旋的角度越大,做功增量越多。但是负预旋角度过大,会引起压气机内二次流损失加剧,甚至会导致压气机堵塞。一般负预旋角度不应超过 -35° 。

根据上述结论,提出了基于低出口安装角、高滑移因子和进气负预旋的高压比设计方法,并成功设计出总压比为 2.521、等熵效率为 83.2%、喘振裕度为 18.55% 的高压比氦气离心压气机。

参考文献:

- [1] 聂万胜,周思引,雷 旭. 协同吸气式火箭发动机研究进展[J]. 装备学院学报,2016,27(6):57-64.
NIE Wan-sheng, ZHOU Si-yin, LEI Xu. Research progress of cooperative aspirating rocket engine[J]. Journal of Equipment Academy, 2016, 27(6): 57-64.
- [2] 邓 帆,谭慧俊,董 昊,等. 预冷组合动力高超声速空天飞机关键技术研究进展[J]. 推进技术,2018,39(1):1-13.
DENG Fan, TAN Hui-jun, DONG Hao, et al. Research progress on key technologies of pre-cooling combined power hypersonic aerospace aircraft[J]. Propulsion Technology, 2018, 39(1): 1-13.
- [3] 邹正平,刘火星,唐海龙,等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报,2015,36(8):2544-2562.
ZOU Zheng-ping, LIU Huo-xing, TANG Hai-long, et al. Research on hypersonic aero-engine strong pre-cooling technology[J]. Acta Aeronauticae Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2544-2562.
- [4] DOLAN F X, RUNSTADLER P W. Design, development and test of a laser velocimeter for a small 8:1 pressure ratio centrifugal compressor[R]. NASA CR-134781, 1979.

- [5] COLANTUONI S, COLELLA A. Aerodesign and performance analysis of a radial transonic impeller for a 9:1 pressure ratio compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 573-571.
- [6] 杨 策,闫兆梅,张 广,等. 带楔形扩压器的跨声速离心压气机设计及内部流场计算[J]. 机械工程学报,2006,42(2):71-75.
YANG Ce, YAN Zhao-mei, ZHANG Guang, et al. Design of transonic centrifugal compressor with wedge diffuser and calculation of internal flow field[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(2): 71-75.
- [7] 蒋松廷,刘锡阳,董学智. 高压比离心压气机气动设计与分析[J]. 燃气轮机技术,2016,29(2):21-27,33.
JIANG Song-ting, LIU Xi-yang, DONG Xue-zhi. Aerodynamic design and analysis of high pressure ratio centrifugal compressor[J]. Gas Turbine Technology, 2016, 29(2): 21-27, 33.
- [8] 蒋松廷. 高压比离心压气机设计方法研究[D]. 北京:中国科学院研究生院(工程热物理研究所),2016.
JIANG Song-ting. Research on design method of high pressure ratio centrifugal compressor[D]. Peking: Graduate University of Chinese Academy of Sciences(Institute of Engineering Thermophysics), 2016.
- [9] 谢卫红,周 进,王 毅. 高压比离心压气机气动特性研究[J]. 机械工程与自动化,2018(2):32-34,37.
XIE Wei-hong, ZHOU Jin, WANG Yi. Study on the aerodynamic characteristics of high pressure ratio centrifugal compressor[J]. Mechanical Engineering and Automation, 2018(2): 32-34, 37.
- [10] MCDONALD C F. Helium turbomachinery operating experience from gas turbine power plants and test facilities[J]. APPL THERM ENG 2012, 44(1): 108-142.
- [11] WEIB C, GRATES D R. Numerical investigation of the influence of the tip clearance on wake formation inside a radial impeller[J]. ASME Turbo Expo 2003, Power for Land Sea and Air, 2003, 52(12): 681-691.
- [12] 孙志刚. 离心压气机内部流动特性与流场结构研究[D]. 北京:中国科学院研究生院(工程热物理研究所),2011.
SUN Zhi-gang. Research on internal flow characteristics and flow field structure of centrifugal compressor[D]. Peking: Graduate University of Chinese Academy of Sciences(Institute of Engineering Thermophysics), 2011.

(姜雪梅 编辑)