

DOI: 10.11949/0438-1157.

基于低温逆布雷顿制冷系统的氖气高速离心压缩机工况范围优化

杨潇翎¹, 贾少锋², 马元², 陈双涛¹, 陈良¹, 侯予¹(¹ 西安交通大学深低温技术与装备教育部重点实验室, 陕西 西安 710049; ² 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710010)

摘要: 随着我国航天技术的发展与长期在轨任务增多, 深低温区大冷量制冷技术的需求日益迫切。氖气-逆布雷顿制冷系统因具有高可靠性、低振动、维护简单等特点, 是获取 30 K–80 K 大冷量的重要方式。系统流量在降温初期较小, 加之氖气工质的特殊物性, 易引起离心压缩机喘振。因此拓展氖气离心压缩机工况范围, 对于制冷系统的稳定运行具有重要意义。本文采用数值仿真方法, 分析了氖气离心压缩机内部的流道损失来源, 并针对小型高速氖气压缩机的工况范围拓展开展了深入研究。结果表明, 叶轮进口的轴向倾角对离心式压缩机的工况范围有显著影响。而且, 将最佳进口轴向倾角叶片与分流叶片组合使用, 相比于仅采用分流叶片的方案, 喘振裕度增加 11.1%, 设计点效率提升 1.5 个百分点。

关键词: 低温逆布雷顿制冷系统; 氖气; 高速离心压缩机; 工况范围; 压缩机; 计算流体力学; 熵

中图分类号: TB 652

文献标志码: A

文章编号: 0438-1157 (XXXX) XX-0001-12

Optimization of operating range for neon high-speed centrifugal compressors based on cryogenic reverse-Brayton refrigeration system

YANG Xiaoling¹, JIA Shaofeng², MA Yuan², CHEN Shuangtao¹, CHEN Liang¹, HOU Yu¹(¹ MOE Key Laboratory of cryogenic technology and equipment, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, Shaanxi, China; ² Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710010, Shaanxi, China)

Abstract: With the advancement of China's aerospace technology and the increasing demand for long-term in-orbit missions, the need for deep cryogenic technology with large cooling capacity has become increasingly urgent. The neon-reverse Brayton refrigeration system, characterized by high reliability, low vibration, and simple maintenance, is a key approach to achieving substantial cooling capacity between 30 K and 80 K. During the initial cooling process of the cryogenic reverse Brayton refrigeration system, the low flow rates and unique physical properties of neon refrigerant can easily induce surge in centrifugal compressors, threatening the stable operation of the refrigeration system. Therefore, expanding the operating range of neon centrifugal compressors is crucial for ensuring the stable operation and reliability of the refrigeration system. A three-dimensional numerical model of a high-speed neon centrifugal compressor was established. Utilizing numerical calculation methods and incorporating the thermophysical properties of neon gas, an in-depth study was conducted on expanding the operating range of small high-speed neon gas compressors. The calculation results indicate that the high-speed neon centrifugal

收稿日期: 2026-02-08 修回日期: 2026-05-13

通信作者: 侯予(1973—), 男, 博士, 教授, yuhou@mail.xjtu.edu.cn

第一作者: 杨潇翎(1995—), 男, 博士, 助理研究员, xlyang@mail.xjtu.edu.cn

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金项目(52406028); 航天器热控全国重点实验室开放基金项目(NKLST-JJ-20241014)

引用本文: 杨潇翎, 贾少锋, 马元, 陈双涛, 陈良, 侯予. 基于低温逆布雷顿制冷系统的氖气高速离心压缩机工况范围优化[J]. 化工学报, XXXX, XX(XX): 1–12

Citation: YANG Xiaoling, JIA Shaofeng, MA Yuan, CHEN Shuangtao, CHEN Liang, HOU Yu. Optimization of operating range for neon high-speed centrifugal compressors based on cryogenic reverse-Brayton refrigeration system[J]. CIESC Journal, XXXX, XX(XX): 1–12

compressor exhibits a large low-entropy region near the blade tip, resulting in relatively low isentropic efficiency and a narrow operating range. With the inlet axial inclination angle of the impeller blade increases, isentropic efficiency of the compressor first increases and then decreases. Moreover, the axial inclination angle at the impeller blades inlet has a significant impact on the operating range of the centrifugal compressor. The optimal axial inclination angle can improve the isentropic efficiency by 2.5 percentage points and increase the surge margin by 8.2% at the design point. Furthermore, blades with the optimal inclination angle can be combined with splitter blades. Compared to traditional splitter blade designs, the combined blade design improves the design-point isentropic efficiency by 1.5 percentage points and increases the surge margin by 11.1%.

Keywords: cryogenic reverse Brayton refrigeration system; neon gas; high-speed centrifugal compressor; operating range; compressor; computational fluid dynamics; entropy

引 言

随着我国航天事业的持续迈进,空间站长期在轨运营、深空探测以及各类空间科学实验对空间低温环境提出了更多要求,尤其是对深低温区(如30K–80K)且具备大冷量特征的制冷技术形成了迫切需求^[1–6]。在低温制冷方案中,逆布雷顿循环制冷系统凭借其高效率、高可靠性、低振动噪声以及能够提供较大工质流量等优势,成为实现空间环境低温大冷量获取的关键技术路径之一^[7–10]。

目前,在30K–80K温区范围内,逆布雷顿系统常选用氦气作为循环工质,这主要基于其在深低温条件下具备适宜的热物性以及良好的流动与传热特性。氦气离心压缩机作为系统的核心动力部件,其性能不仅直接决定系统的制冷效率与最终制冷温度,更对整个系统的长期稳定运行具有关键影响。在实际运行过程中,随着系统降温,膨胀机内工质的温度与密度会发生显著变化。然而,低温流通部件通常依据低温工况下的工质密度进行设计,导致其在降温初期的流通能力受限,系统循环流量因而被迫处于较低水平,而且系统在部分负荷工况下也需要维持较低流量运行。若系统流量接近离心压缩机的喘振边界,极易引发压缩机喘振^[11–12],引起气流振荡和性能急剧下降,严重时甚至导致机组部件损坏,威胁整个制冷系统的安全与稳定运行。

近年来,许多学者对于空气、天然气、二氧化碳等常规工质的高速离心压缩机的喘振特性和工况范围优化进行了研究^[13–17]。湘潭大学肖鹏等^[18]基于三维黏性流场与NSGA-II算法,对50mm直径叶轮实施多目标优化,在设计点效率提升3.99%,喘振流量降低2.7%,阻塞流量提高6.85%,稳定工况范围拓宽9.6%。肖鹏^[19]进一步将Kriging-GRG方法扩展到

多载荷变形工况,证实叶片前掠 12° 可使低流量区冲角减小 3° ,效率提升2.1%。Liang等^[20]提出低稠度叶片扩压器(LSVD)与改进二区模型,使单级多变效率达91%,喘振裕度提高60%。

变转速、可调进口导叶(IGV)与可调扩压器叶片(VDV)被公认为拓宽稳定运行范围的有效手段^[21–25]。实验表明,VDV单独调节可使喘振流量下降5%–12%,若与转速联合调节,稳定区宽度可增20%以上;但VDV结构复杂,小型高速离心压缩机难以布置。入口再循环加压方案在低流量区可推迟旋转失速,但会降低峰值效率1%–2%。2017年,Li等^[26]基于自组织映射(SOM)数据挖掘技术、时间序列自回归(AR)喘振检测方法和改进的NSGA-II遗传算法实现跨音速离心压缩机叶轮的气动优化设计,设计点效率提升了1.9%,喘振裕度提升6.8%。2020年,Ekradi等^[27]将3-D参数化、GA、人工神经网络与CFD耦合,实现跨声速离心叶轮设计/非设计性能全面超越原型,文章对分流叶片的角度分布进行优化,最终实现等熵效率提升0.97%和总压比提升0.74%。2025年,Yu等^[28]采用NSGA-III多目标遗传算法进行帕累托(Pareto)前沿优化,对跨声速离心叶轮子午型线进行多点/多目标优化,最终优化之后的叶轮压比提高1.0%,稳定工作流量范围扩大3.93%。2025年,西安交通大学郭焱等^[29]针对燃料电池用高速两级空气离心压缩机的实验显示:经多目标优化后设计点效率由81.19%提高到87.06%,压比2.5的稳定工况范围拓宽55%,高效区(效率>0.75)拓宽48%,验证了“连续曲率+多目标”策略的工程有效性。但是上述的研究仅是针对常规工质的压缩机,对于氦气压缩机的工况范围拓展研究的公开报道很少。

叶轮的叶片形状、出口角、稠度以及是否采用

分流叶片^[30]等都会影响失速和喘振的发生^[31],这些参数的变化都会影响出口流动均匀性,甚至在扩压器入口附近引起较大的失速涡团。现代高速离心压缩机多采用分流叶片(短叶片)来改善叶轮出口流场的均匀性,延缓失速的发生。

氦气的密度仅为空气的约0.7倍,绝热指数约为空气的1.2倍,因此,相比于空气、天然气、制冷剂气体等常规工质,其压缩难度较高;绝热指数大,使相同压升对应的温升更高,近喘振点声速面外移,喘振-阻塞边界收窄^[32]。目前,国内外针对氦气高速离心压缩机工况范围优化方面的公开研究较为有限,现有关于空气压缩机与二氧化碳压缩机的研究成果(主要集中于燃料电池空压机及超临界二氧化碳储能系统)由于热物理性质差异难以直接应用于氦气工况。

本文针对应用于低温逆布雷顿制冷系统的高速氦气离心压缩机,开展了设计与三维仿真分析,探究了流道损失的成因以及变流量工况的流场变化。系统研究了进口轴向倾斜角度对高速氦气离心压缩机喘振裕度及变工况性能的影响,并与分流叶片结构进行对比与组合,研究其对压缩机稳定运行范围的影响。本文的研究工作可以为低温逆布雷顿制冷系统中氦气压缩机的高效稳定运行提供新思路 and 理论依据。

1 仿真模型与方法

1.1 几何模型

本文以自主设计的70K@300W低温逆布雷顿制冷系统中氦气工质高速单级离心压缩机为研究对象,压缩机设计参数如表1所示。压缩机的设计质量流量为45 g/s,设计压比为1.65,设计转速为85000 rpm(1 rpm=1 r/min),采用无油润滑、结构简单、可靠性高的气浮动压轴承^[33-34]作为支撑。

经过设计,氦气高速离心压缩机的流道尺寸参

表1 氦气高速离心压缩机设计参数

Table 1 Design parameters for the high-speed neon centrifugal compressor

设计参数	设计值
质量流量 Q_m	45 g/s
转速 n	85000 rpm
进口压力 P_{in}	150 kPa
进口温度 T_{in}	303.2 K
设计压比 Pr	1.65

数如表2所示,其中压缩机的叶轮直径为76.3 mm,出口叶高为2.0 mm,叶片数为18,叶顶间隙为0.4 mm。叶轮出口采用叶片扩压器,叶片数为15,扩压器的出口直径为122.0 mm。最终设计完成的叶轮与扩压器模型如图1所示。离心压缩机的流道除了叶轮与扩压器之外,还有进口管道和出口蜗壳,蜗壳出口的直径为48.0 mm。

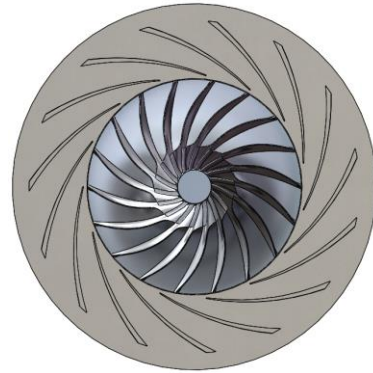


图1 高速氦气离心压缩机的叶轮与扩压器模型

Fig.1 Impeller and diffuser model of a high-speed neon centrifugal compressor

表2 氦气压缩机流道设计尺寸参数

Table 2 Design dimension parameters for the neon compressor flow passage

项目	设计值	项目	设计值
叶轮入口内径	12.0 mm	入口轮毂叶片角	52.2°
叶轮入口外径	29.1 mm	入口叶顶叶片角	30.5°
叶轮出口直径	76.3 mm	出口轮毂叶片角	67.0°
叶轮出口高度	2.0 mm	出口叶顶叶片角	58.1°
叶轮轴向长度	21.9 mm	叶轮叶片数	18
叶片根部厚度	1.5 mm	叶片顶部厚度	0.3 mm

1.2 控制方程和边界条件

本文采用三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行数值计算。由于流道内雷诺数较高,流动处于充分发展的湍流状态,因此选用基于 $k-\omega$ 的 SST 湍流模型进行仿真。考虑到该高速离心压缩机转速高、气体流速快、结构尺寸小,气体在流道内通过时间极短,可忽略壁面对气体的传热影响,故将所有流动壁面设置为绝热边界条件。

本文的数值模拟基于商用软件 ANSYS CFX 开展,建立的三维仿真模型如图2所示。计算中,压缩机入口给定总温和总压边界条件,蜗壳出口设为质量流量出口,参考压力设为0 kPa,壁面采用无滑移壁面条件。叶轮区域置于旋转坐标系,其余区域采用静止坐标系。针对旋转机械的动静交界面的处

理方式,本文在叶轮与扩压器之间采用冻结转子法(Frozen Rotor),而在其余静止部件之间选用混合平面法(Mixing Plane)。

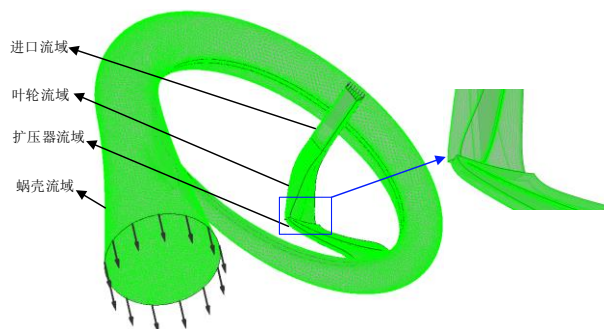


图2 高速氖气离心压缩机的流道计算模型

Fig.2 Flow path computational model of the high-speed neon centrifugal compressor

在仿真求解过程中时还需要对氖气工质的物性进行计算。氖气的基本物性采用NIST REFPROP数据库中的氖气物性。对于氖气的动力黏度和导热系数的物性参数通过在ANSYS CFX中建立关于温度、压力的函数表格进行插值计算,物性数据采用NIST REFPROP数据库中相关数据。

为兼顾数值仿真的效率和精度,验证网格无关性,对氖气压缩机流域分别划分了65万、87万、102万、135万、184万、212万六组数量的网格,以压缩机关键性能指标—出口压力 P_{out} 和等熵效率 η 作为验证指标进行了设计工况点的数值仿真计算,仿真结果如图3所示。在网格数量达到135万后出口压力和等熵效率基本不再随网格数量的增加而变化,后续有限元仿真均采用该组网格进行计算。

对于离心压缩机,在小流量工况下易发生喘

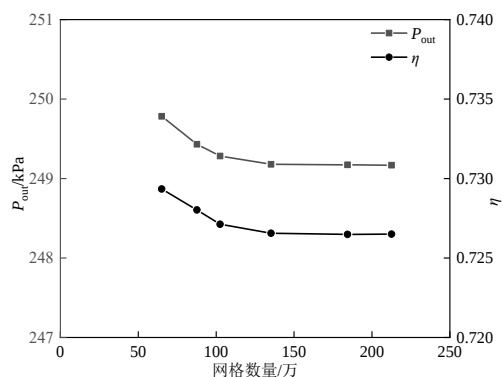


图3 氖气离心压缩流域网格无关性验证

Fig.3 Grid-independent verification of the neon centrifugal compressor model meshes

振,导致工况范围受限。为了评估氖气离心压缩机的工况范围,采用喘振裕度来进行评价。喘振裕度MR的计算公式如下:

$$MR = \frac{Q_{m,rated} - Q_{m,choke}}{Q_{m,rated}} \times 100\% \quad (1)$$

其中 $Q_{m,rated}$ 为额定工况下的质量流量, $Q_{m,choke}$ 为压缩机喘振点的流量。

2 仿真结果与讨论

2.1 氖气离心压缩机的仿真结果

由于离心压缩机为三维扭曲结构,沿通道高度方向的流场分布不均,尤其体现在主流区与近壁区。本文在靠近轮毂侧选取0.1倍通道高度处的流场进行分析(通道高度定义如图4所示:0倍为轮毂面,1倍为轮盖面),在靠近轮盖侧则选取0.9倍通道高度处的流场。

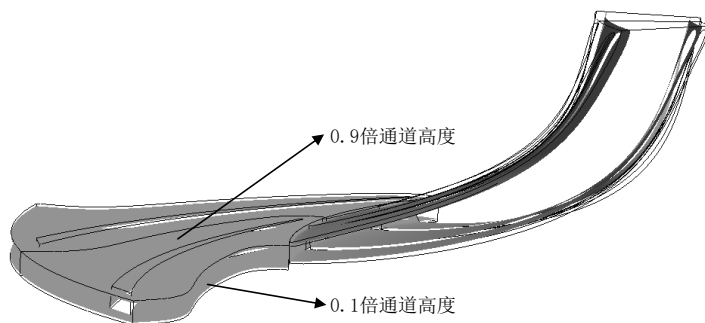


图4 压缩机通道高度说明

Fig.4 Description of compressor flow channel height

图5所示为设计工况下氖气离心压缩机叶轮0.1倍、0.5倍和0.9倍通道高度处的速度(V)云图,从流道截面的速度云图可以观察到,叶轮叶片前缘在

不同通道高度处均存在冲击损失,形成低速涡流区,一部分沿吸力面流动,另一部分沿压力面流动,而且越靠近叶尖,流速越大。在0.1倍通道高度处

低速涡流区最大,主要是考虑到强度要求,叶根处厚度最大。在0.9倍通道高度处明显存在大范围的低速涡流区,这是由于其靠近叶顶间隙,而且氖气密度小易泄漏的特性使得通道内流动易受到叶顶

间隙泄漏流动的影响。受到叶片厚度的影响,叶轮叶片尾部会形成低速涡流区,造成尾迹损失。同时,在扩压器进口叶片前缘存在气流冲击,也会形成一定区域的低速区。

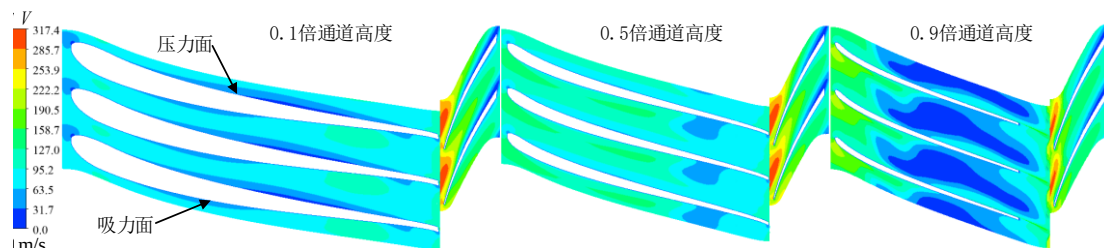


图5 氖气离心压缩机设计工况点速度云图

Fig.5 Velocity contour of the design operating point for the neon centrifugal compressor

湍动能是在湍流流动中因速度脉动所引起的动能,是大尺度脉动的产物。图6、7展示了叶轮以及扩压器流道在设计工况点湍动能分布情况。在叶轮叶片尾缘处以及扩压器叶片前缘两侧均存在小范围的高湍动能区域,在叶轮与叶片扩压器的交界处以及扩压器叶片前缘,因叶轮出口来流冲击,

存在一定的流动分离。而且高湍动能的区域往往伴随着高熵值区域,说明,涡流产生的动能损失是流道损失的主要来源。此外,随着通道高度的增加,湍动能高的区域逐渐增大,熵增越明显,流道损失越大。

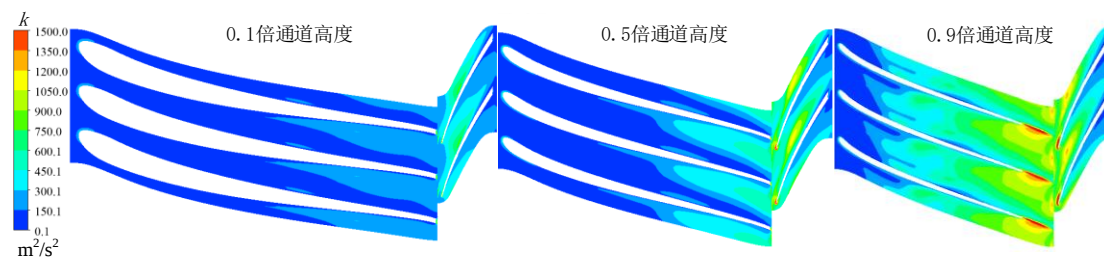


图6 氖气离心压缩机设计工况点湍动能云图

Fig.6 Contour of turbulent kinetic energy at the design point for the neon centrifugal compressor

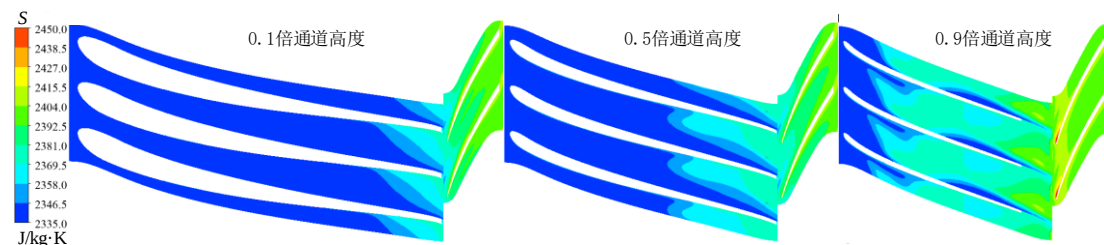


图7 氖气离心压缩机设计工况点熵分布云图

Fig.7 Contour of entropy at the design point for the neon centrifugal compressor

为了计算氖气离心压缩机的流量工况范围,需要考虑超出和低于设计流量的工况。尤其是离心压缩机在较小流量工况下会发生喘振,导致压缩机失稳。

图8显示了氖气离心压缩机在设计转速下的压比/效率-流量特性曲线,可以看出在设计工况下,压

缩机的压比 Pr 达到了 1.661,等熵效率 η 达到 72.6%。但是在设计流量附近,压比、等熵效率已经基本达到稳定边缘,说明其离喘振点较近,设计点的运行稳定性较差,这主要是由于叶片根部较厚,氖气的动力黏度大,进口的阻塞效应较为严重;此外,氖气的密度小,叶顶间隙的泄漏较为严重。双

重作用下,靠近叶顶的主流也存在一定程度的涡流,容易诱发喘振。根据仿真计算,设计转速下压力稳定的下限流量约为45.0 g/s。

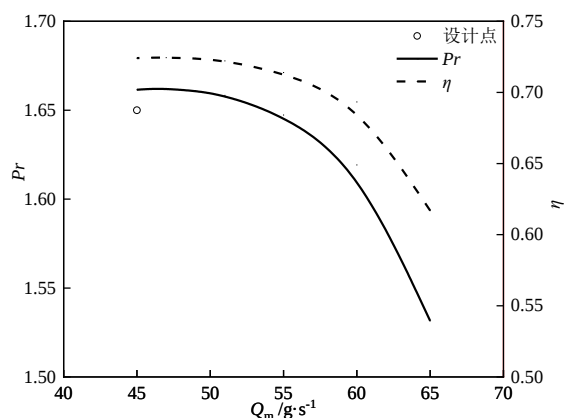


图8 氖气离心压缩机设计转速下性能曲线

Fig.8 Performance curves of the neon centrifugal compressor at rated speed: a) pressure ratio curve; b) isentropic efficiency curve

为了分析变流量工况条件下流道内部流场的变化,在设计转速下分别在小流量($Q_m = 42.0$ g/s)、额定流量($Q_m = 45.0$ g/s)、大流量($Q_m = 65.0$ g/s)的工况下进行仿真计算,虽然小流量工况下仿真计算的出口压力不稳定,但是为了流场分析,本文选取压力振荡的中间点作为结果文件进行分析。图9显示了在压缩机设计转速下不同流量工况的子午面上湍动能分布。在小流量工况下,叶轮进口附近即存在较大的湍动能区域,而且随着流动发展,湍动能

逐渐增大,最终在叶轮出口和扩压器进口附近,从叶片顶部到根部均存在较大的湍动能区域,表明整个通道高度均存在高强度的涡流,这导致了压缩机出口压力的振荡。设计工况下,叶轮进口附近的高湍动能区域减少,且在叶轮出口和扩压器进口处湍动能明显降低。大流量工况下,流道内部的湍动能分布与设计工况类似,但湍动能更大,流道损失更大。图10显示了在压缩机设计转速下不同流量工况的近叶顶处熵分布。从小流量到大流量,叶轮流道内部靠近叶顶间隙处均存在较大的高熵值区域,这也说明叶顶间隙导致的泄漏涡流及其与主流混合产生的涡流是造成流道损失的主要原因。

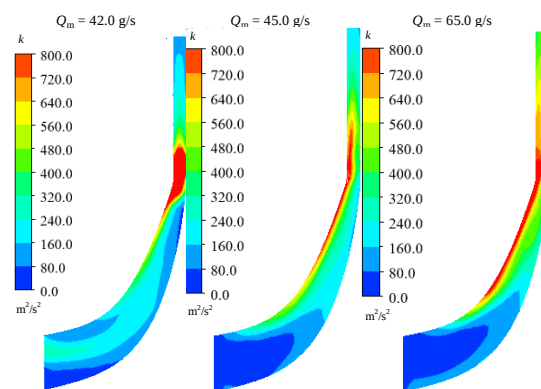


图9 氖气离心压缩机设计转速下不同流量工况湍动能云图

Fig.9 Contour of turbulent kinetic energy at different flow conditions under rated rotating speed for the neon centrifugal compressor

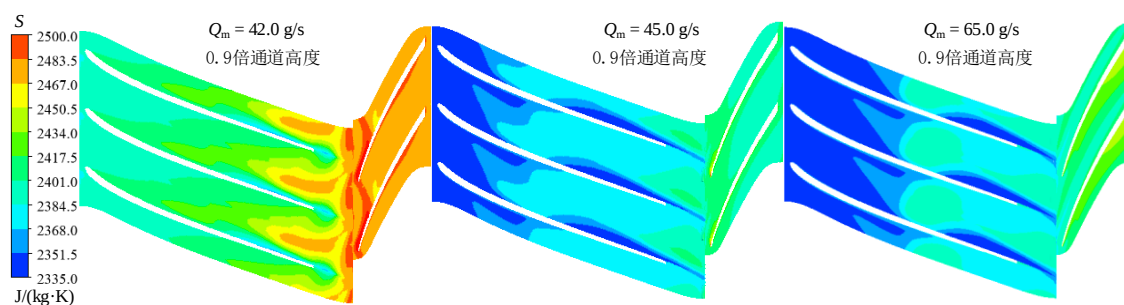


图10 氖气离心压缩机设计转速下不同流量工况靠近叶顶处熵分布云图

Fig.10 Contour of entropy distribution near the blade tip at different flow conditions under rated rotating speed for the neon centrifugal compressor

为了提升离心压缩机的喘振裕度,一般采用分流叶片的形式,减少叶片进口的阻塞,但是其往往会导致叶轮做功能力下降与压比的降低。本文针对氖气动力黏度大进口易阻塞的特点,提出进口叶片轴向倾斜的方案,避免叶轮进口轮毂处的阻塞。

2.2 叶轮进口轴向倾角的影响

图11所示为叶轮进口轴向倾斜角的示意说明和等熵效率随轴向倾斜角的变化。前文所述的叶轮,其叶片进口无轴向倾斜,即 $\theta = 0^\circ$ 。通过对不同进口轴向倾角的叶轮进行数值模拟发现,随着倾角 θ 的增大,氖气压缩机的等熵效率呈现先升高后降

低的趋势,表明存在一个最佳倾角可使压缩机性能达到最优。经过仿真计算,前文所设计叶轮的最佳轴向倾角为 $\theta=51.6^\circ$ 。为便于对比分析,同时选取了一个轴向倾斜角在最佳值与最大值($\theta=90.0^\circ$)之间

的近似中间值($\theta=73.0^\circ$),作为轴向过度倾斜叶轮的参照案例,以便进一步说明轴向倾角对性能的影响。

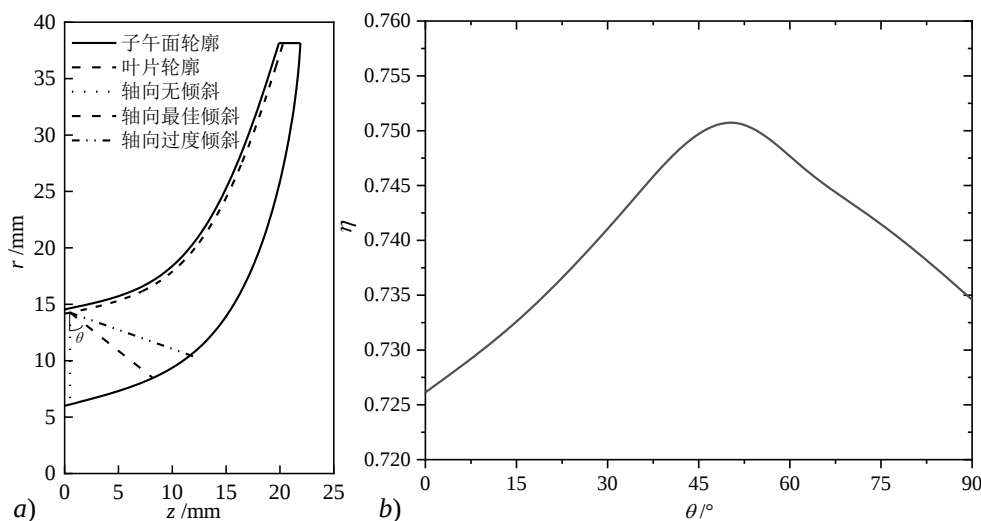


图 11 a)压缩机进口叶片轴向倾角说明;b)等熵效率随倾斜角度的变化

Fig.11 a) Axial inclination angles at inlet of compressor blades; b) Isentropic efficiency variation with inclination angle

图 12 展示了氖气离心压缩机进口叶片不同轴向倾角下子午面湍动能的对比,图中的 n 代表压缩机的转速。可以看出,在叶顶附近,轴向最佳倾斜叶轮的高湍动能区域最小,叶根附近的湍动能相比于轴向无倾斜和过度倾斜的叶轮都更小。而且由于叶轮叶顶顶部区域湍动能的减少,最佳轴向倾角叶片在扩压器进口附近的湍动能也明显下降,这就是最佳轴向倾斜角流道损失最小的原因。

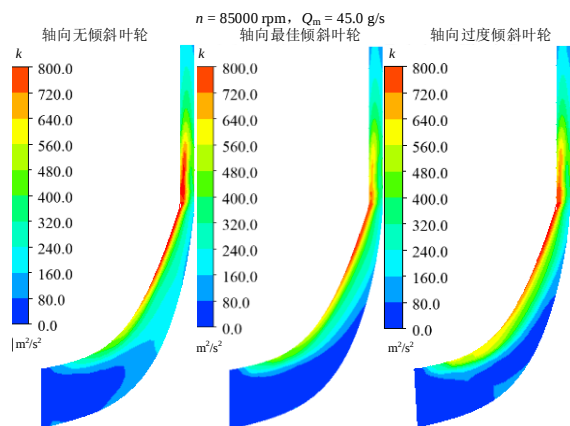


图 12 氖气离心压缩机叶片不同进口轴向倾角下湍动能对比

Fig.12 Comparison of turbulent kinetic energy at different inlet axial inclination angles of the neon centrifugal compressor blades

图 13 显示了氖气离心压缩机进口叶片不同轴向倾角下 0.1 倍通道高度处熵分布云图。从熵分布对来看,由于轴向倾斜,叶片在靠近轮毂侧部分区域缺失,使得入口处叶片前缘附近的分离流动较弱,叶片附近的熵增区域较小;向下游延伸至叶轮出口及扩压器流域时,熵增也更小,因此其流道损失较小。另外,相比于过度倾斜的叶轮,适当倾斜的叶轮可以及时引导气流,避免进口冲击引起过大熵增,所以适当倾斜可以实现最佳效率。

图 14 显示了不同进口倾角的氖气离心压缩机在设计转速下的压比/效率-流量特性曲线,随着倾角的增大,压缩机的压比逐渐降低,这是由于叶片部分缺失引起的做功能力下降,不过,压比下降的幅度较小。根据仿真计算,轴向最佳倾斜角度的叶轮在设计工况下的压比达到 1.661,略低于无倾斜叶轮,但是满足设计要求,而且等熵效率达到了 75.1%,相比于无倾斜叶轮提高了 2.5 个百分点。此外,在设计转速下喘振流量约为 41.3 g/s,无倾斜叶轮几乎无喘振裕度,而该叶轮的喘振裕度 MR 达到 8.2%。但在较大流量工况下,轴向倾斜的叶轮相比于无倾斜的叶轮的压比下降幅度更大,且等熵效率也较低。图 15 显示了大流量工况下不同倾斜角叶轮子午面湍动能分布云图,在大流量工况下,轴向倾斜叶轮在叶轮区域的湍动能更小,但是其在扩压

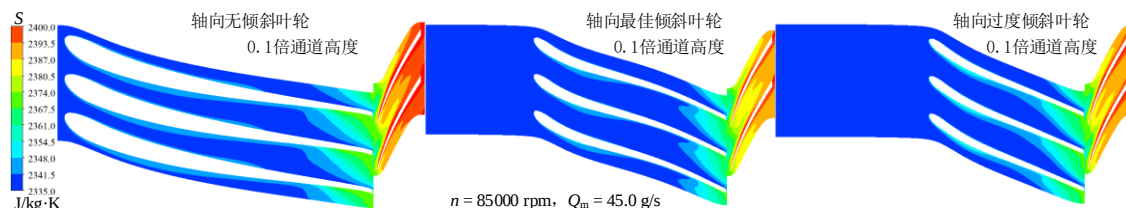


图13 氖气离心压缩机进口叶片不同轴向倾角近叶根处熵分布对比

Fig.13 Comparison of entropy distribution near the blade hub at different inlet axial inclination angles of the neon centrifugal compressor blades

器流道内的湍动能更大,导致整体的流道损失 更大。

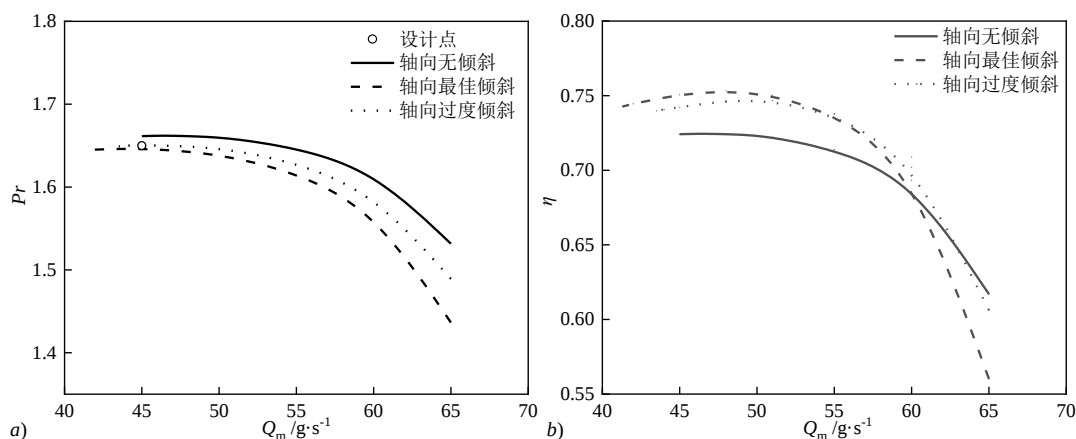


图14 不同进口轴向倾角下设计转速的性能曲线:a)压比-流量曲线;b)等熵效率-流量曲线

Fig.14 Performance curves at rated rotating speed under inlet different axial inclination angles: a) pressure ratio vs. mass flow rate; b) isentropic efficiency vs. mass flow rate

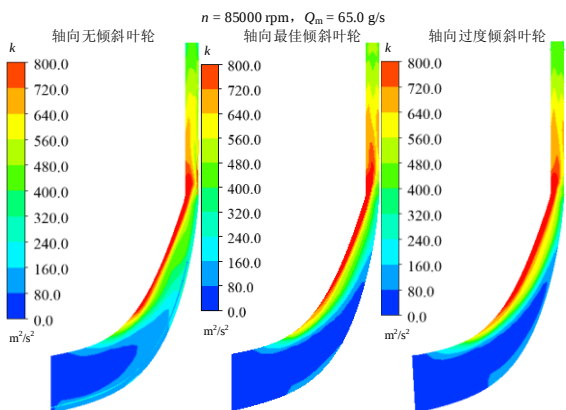


图15 不同进口轴向倾角下设计转速大流量工况的子午面湍动能对比

Fig.15 Comparison of turbulent kinetic energy in the meridional plane under different inlet axial inclination angles at the rated rotating speed and the large flow condition

总体而言,适当轴向倾斜的叶轮在设计工况附近展现了更好的性能特性,虽然压比稍有降低,但是有更高效率的同时有更低的喘振流量点,表明其相比于进口无轴向倾斜叶轮的工况范围更宽。

2.3 叶轮进口轴向倾斜与分流叶片对比

目前对于小型高速离心压缩机,由于尺寸限制,不方便采用进口可调导叶。为了提升离心压缩机的工况范围,学者一般采用分流叶片的方式来实现,对于前文所述的进口轴向倾斜叶片,其可以与分流叶片兼容存在。为了对比进口轴向倾斜与分流叶片对氖气离心压缩机工况范围的影响,如图16所示,保持叶型不变,对分别采用最佳轴向倾斜叶片、分流叶片以及进口轴向倾斜+分流叶片三种不同配置叶轮的氖气高速离心压缩机进行了仿真计算。

针对三种不同配置的叶轮,分别取不同子午长度(0.1倍、0.3倍、0.5倍、0.7倍、0.9倍)处的流道截面。图17为不同截面上的相对马赫数分布云图。从图中可以看出,流道内的低速区主要集中在叶顶附近,特别是在入口附近,存在较大区域的低马赫数区。另外,相比于采用分流叶片的叶轮,采用进口轴向倾斜叶片的叶轮在入口顶部的低速区更小。这主要是由于采用分流叶片的叶轮在入口附近只

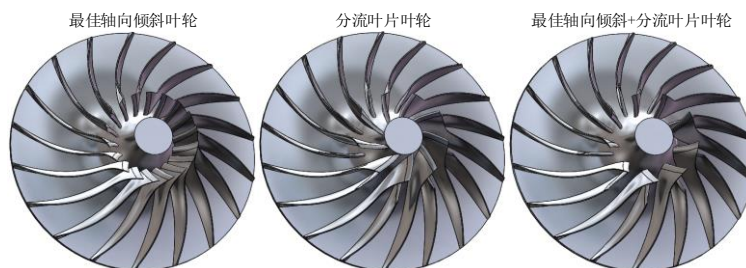


图16 最佳轴向倾斜、分流叶片以及进口轴向倾斜+分流叶片三种不同配置叶轮

Fig.16 Three different impeller configurations: optimal axial inclination angle blades, splitter blades, optimal axial inclination angle + splitter blades

有主叶片,缺少分流叶片的引导。

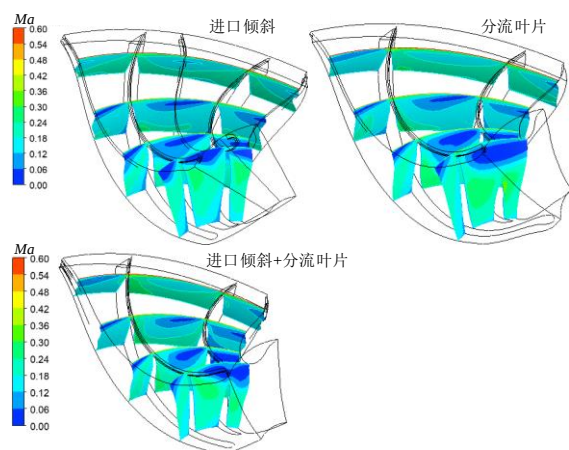
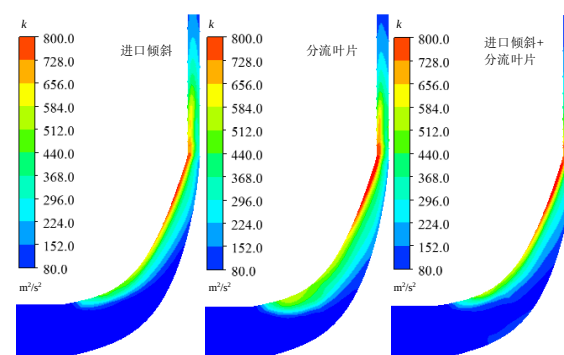


图17 设计工况下三种配置叶轮在不同子午面长度的流道截面马赫数分布

Fig.17 Mach number distribution in flow passages with different meridional lengths for three impeller configurations at the design point

图18为三种不同配置叶片在设计流量与转速下的子午面截面上的湍动能分布云图,可以看出,相比于分流叶片,进口倾斜叶片在叶轮流道顶部附近的高端动能区域更小,但是在扩压器出口附件湍动能更大。而进口倾斜+分流叶片的组合配置则吸取了两种配置的优点,在叶轮流道顶部附近的湍动能区域较小,且在扩压器出口也具有较低的湍动能。

图19显示了三种不同配置叶片的氦气离心压缩机在设计转速下的压比/效率-流量特性曲线,可以看出,在小流量工况下,组合叶片的叶轮具有最低的喘振临界流量和最高的效率;在大流量工况下,进口轴向倾斜叶轮具有最大的压比和最高的等熵效率。根据仿真计算,轴向倾斜+分流叶片组合的叶轮在设计工况下的压比达到1.666,略低于分流叶片叶轮,但满足设计要求,而且等熵效率最高,达

图18 设计工况下三种配置叶轮在子午面的湍动能分布
Fig.18 Turbulent kinetic energy distribution on the meridional plane for three impeller configurations at the design point

到了75.6%,相比分流叶片增加了1.5个百分点。在设计转速下,分流叶片的叶轮喘振临界流量约为39.0 g/s,喘振裕度达到了13.3%。而组合叶片的叶轮喘振临界流量约为34.0 g/s,喘振裕度达到了24.4%。相比于轴向倾斜的叶轮,其喘振裕度增加约16.2%,相比于分流叶片增加约11.1%。

3 结论

本文针对应用于低温逆布雷顿制冷系统的高速氦气离心压缩机,开展了三维流道的数值仿真研究,分析了流道损失的产生机理。针对氦气动力黏度较大导致进口易堵塞,且初始设计中额定流量接近喘振点的问题,提出了在叶轮叶片进口采用轴向倾斜的改进方案,分析了轴向倾斜角度对离心压缩机工况范围的影响,并对比了采用分流叶片配置的变工况性能。得到如下结论:

(1) 氦气离心压缩机的内部流场分析表明,流动损失主要来源于叶片顶部附近的大范围涡流,该损失主要由叶顶间隙泄漏流与主流的相互作用以及由此引发的二次流所致。在初始设计中,叶轮在设计工况下的等熵效率仅为72.6%,且设计流量接

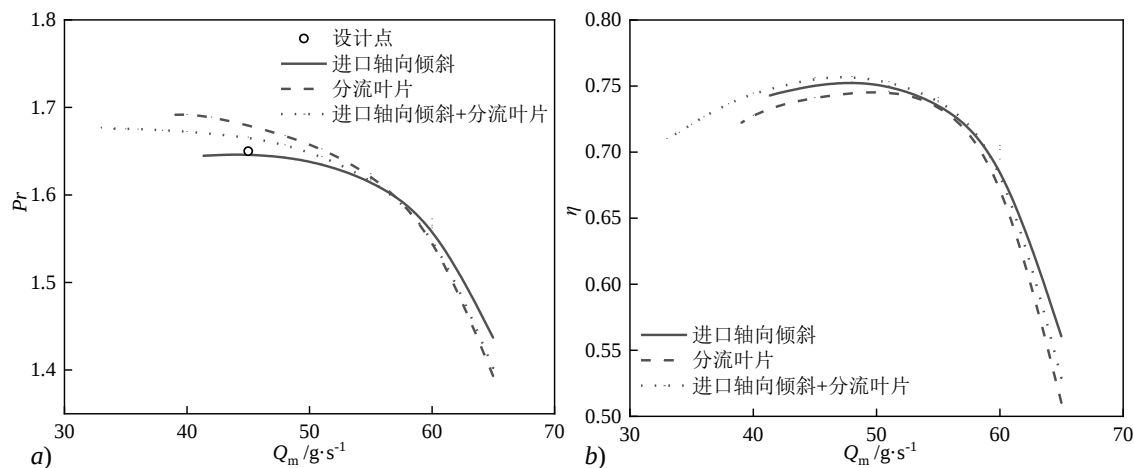


图19 三种不同配置叶轮在设计转速下的性能曲线:a)压比-流量曲线,b)等熵效率-流量曲线

Fig.19 Performance curves of three impeller configurations at rated rotating speed: a) pressure ratio vs. mass flow rate; b) isentropic efficiency vs. mass flow rate

近喘振点。

(2)随着叶轮叶片进口轴向倾斜角度的增大,压缩机的等熵效率呈现先升高后降低的趋势,存在一个最佳倾斜角度。在该角度下,设计点效率可达75.1%,较原始设计提高2.5个百分点。适当的轴向倾斜有效降低了叶轮流道内的熵增,减小了流动损失,提升了工况范围,喘振裕度增加8.2%。

(3)进口轴向倾斜可以与分流叶片组合使用,其综合了两种配置的优点,设计点效率达到75.6%。与单独采用进口轴向倾斜相比,组合叶轮喘振裕度增加16.2%;与单独采用分流叶片相比,喘振裕度增加11.1%,效率提高1.5个百分点。

符号说明

k ——喘动能, m^2/s^2
 Ma ——马赫数
 MR ——喘振裕度
 n ——转速, rpm
 P ——压力, kPa
 P_r ——压比
 Q_m ——质量流量, g/s
 r ——半径, mm
 S ——熵, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
 T ——温度, K
 V ——速度, m/s
 z ——轴向尺寸, mm
 η ——等熵效率
 θ ——轴向倾斜角度, $^\circ$

下角标

choke——喘振点
 in——进口
 out——出口
 rated——额定状态

参考文献

- [1] 阳高峰, 陈纯正, 王奇. 透平—逆布雷顿制冷机在空间技术上的应用及发展[C]//航天第七信息网2003年度低温技术学术交流会议论文集. 乌鲁木齐: 中国航天第七信息网, 2003: 164–170.
 Yang G F, Chen C Z, Wang Q. Application and development of turbine-reverse Brayton refrigerators in space technology [C]// Proceedings of the 2003 Low-Temperature Technology Academic Exchange Conference, Urumqi: Seventh Aerospace Information Network, 2003: 164–170.
- [2] 朱建炳, 潘雁频. 空间制冷技术在星载红外遥感器中的应用与发展[J]. 真空与低温, 2003, 9(1): 6–12.
 Zhu J B, Pan Y P. Application and development of spaceborne cooling technology for aerospace infrared remote sensor[J]. Vacuum and Cryogenics, 2003, 9(1): 6–12.
- [3] 蔡君伟, 孙皖, 李斌, 等. -150°C 逆布雷顿空气制冷机动态温降特性研究[J]. 西安交通大学学报, 2013, 47(3): 60–63, 101.
 Cai J W, Sun W, Li B, et al. Study on the dynamic cooling performance of a -150°C reverse Brayton cycle air cryocooler[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2013, 47(3): 60–63, 101.
- [4] 朱建炳. 空间低温制冷技术的应用与发展[J]. 真空与低温, 2010, 16(4): 187–192.
 Zhu J B. The application and development of space cryogenic refrigeration technology[J]. Vacuum and Cryogenics, 2010, 16(4): 187–192.
- [5] 王乃亮, 赵密广, 陈厚磊, 等. 72 Hz大冷量空间脉冲管制冷机[J]. 科学通报, 2018, 63(36): 3968–3974.
 Wang N L, Zhao M G, Chen H L, et al. Study of a 72 Hz high-capacity pulse tube cryocooler for space applications[J]. Chinese Science Bulletin, 2018, 63(36): 3968–3974.
- [6] 陈双涛, 张红星, 黄金印, 等. 逆布雷顿制冷机空间应用进展[J]. 低温与超导, 2021, 49(10): 82–87.

- Chen S T, Zhang H X, Huang J Y, et al. Development of reverse-Brayton cryocooler in space application[J]. *Cryogenics & Superconductivity*, 2021, **49**(10): 82–87.
- [7] 张振迎, 廖胜明. 实际逆布雷顿空气制冷循环的性能研究[J]. *低温与超导*, 2007, **35**(6): 523–526.
- Zhang Z Y, Liao S M. Investigation on performance of actual reverse-Brayton air cycle[J]. *Cryogenics and Superconductivity*, 2007, **35**(6): 523–526.
- [8] 郝杰, 王琪, 冶文莲, 等. 小型逆布雷顿低温空气制冷机的初步实验研究[J]. *真空与低温*, 2021, **27**(3): 249–255.
- Hao J, Wang Q, Ye W L, et al. Preliminary experimental research on a cryogenic reverse Brayton air refrigerator[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2021, **27**(3): 249–255.
- [9] 段炆, 张华, 盛健, 等. 逆布雷顿空气制冷系统研究进展[J]. *制冷学报*, 2022, **43**(6): 1–10.
- Duan Y, Zhang H, Sheng J, et al. Review of reverse Brayton cycle air refrigeration system[J]. *Journal of Refrigeration*, 2022, **43**(6): 1–10.
- [10] 郑俊, 李吉冬, 许未晴, 等. 基于逆布雷顿循环的空气制冷机的优化与性能分析[J]. *制冷技术*, 2024, **44**(3): 44–51, 59.
- Zheng J, Li J D, Xu W Q, et al. Optimization and performance analysis of air cooler based on inverse Brayton cycle[J]. *Chinese Journal of Refrigeration Technology*, 2024, **44**(3): 44–51, 59.
- [11] 徐野, 黄文君, 米俊芃, 等. 多源信息融合的离心式压缩机喘振诊断方法[J]. *化工学报*, 2023, **47**(7): 2979–2987.
- Xu Y, Huang W J, Mi J P, et al. Surge diagnosis method of centrifugal compressor based on multi-source data fusion[J]. *CIESC Journal*, 2023, **47**(7): 2979–2987.
- [12] 孙培艳. 基于模糊控制的离心压缩机防喘振控制方案的研究与仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- Sun P Y. Study and simulation of centrifugal compressor anti-surge control scheme based on fuzzy controller[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [13] 苗慧慧, 雍雪君, 王祎, 等. PATR 发动机高空起动/接力过程动态特性[J]. *火箭推进*, 2025, **51**(2): 1–9.
- Miao H H, Yong X J, Wang Y, et al. Dynamic characteristics of PATR engine during high-altitude starting/relay processes[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2025, **51**(2): 1–9.
- [14] 吴迪, 胡斌, 王如竹, 等. 水制冷剂及水蒸气压缩机研究现状和展望[J]. *化工学报*, 2017, **68**(8): 2959–2968.
- Wu D, Hu B, Wang R Z, et al. A review on development and prospect of water refrigerant and water vapor compressor[J]. *CIESC Journal*, 2017, **68**(8): 2959–2968.
- [15] 蒲万里, 刘莹莹, 陈欣, 等. 宽工况离心压缩机的气动设计及仿真优化[J]. *北京石油化工学院学报*, 2024, **32**(2): 17–24.
- Pu W L, Liu Y Y, Chen X, et al. Aerodynamic design and simulation optimization of high efficiency centrifugal compressor under wide operating conditions[J]. *Journal of Beijing Institute of Petro-Chemical Technology*, 2024, **32**(2): 17–24.
- [16] 陈海生, 李泓, 马文涛, 等. 2021 年中国储能技术研究进展[J]. *储能科学与技术*, 2022, **11**(3): 1052–1076.
- Chen H S, Li H, Ma W T, et al. Research progress of energy storage technology in China in 2021[J]. *Energy Storage Science and Technology*, 2022, **11**(3): 1052–1076.
- [17] 薛翔, 唐志鹏, 王浩明, 等. 空间布雷顿发电设备多机并联系统变负载特性分析[J]. *火箭推进*, 2025, **51**(2): 21–29.
- Xue X, Tang Z P, Wang H M, et al. Variable load characterization of a parallel system with multiple space Brayton generators[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2025, **51**(2): 21–29.
- [18] 唐新姿, 肖鹏, 蔡鹏, 等. 变流量工况下小型离心压气机多目标优化设计[J]. *中国机械工程*, 2018, **29**(16): 1975–1983.
- Tang X Z, Xiao P, Cai P, et al. Multi-objective optimization design of small-centrifugal compressor under variable flow conditions[J]. *China Mechanical Engineering*, 2018, **29**(16): 1975–1983.
- [19] 肖鹏. 复杂工况下小型离心压气机性能分析与优化设计研究[D]. 湘潭: 湘潭大学, 2018.
- Xiao P. Performance analysis and optimal design of small centrifugal compressor under complex working conditions[D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2018.
- [20] Liang Q, Zuo Z T, Zhou X, et al. Design of a centrifugal compressor with low solidity vane diffuser (LSVD) for large-scale compressed air energy storage (CAES)[J]. *Journal of Thermal Science*, 2020, **29**(2): 423–434.
- [21] 刘瑞韬, 徐忠. 分流叶片位置对高转速离心压气机性能的影响[J]. *空气动力学学报*, 2005, **23**(1): 129–134.
- Liu R T, Xu Z. Effect of the splitter blade position on the characteristic of high-speed centrifugal compressor[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2005, **23**(1): 129–134.
- [22] 谭佳健, 祁大同, 王锐, 等. 离心压缩机进口导叶调节性能的数值分析[J]. *中国工程热物理学会论文*, 2008.
- Tan J J, Qi D T, Wang R, et al. Numerical analysis of the adjustment performance of centrifugal compressor inlet guide vanes [J]. *Transactions of the Chinese Society of Engineering Thermophysics*, 2008.
- [23] 张维宁. 可调进口导叶离心压缩机叶轮载荷的数值分析[D]. 北京: 华北电力大学, 2012.
- Zhang W N. Numerical analysis of impeller under load in the centrifugal compressor with adjustable inlet guide vane[D]. Beijing: North China Electric Power University, 2012.
- [24] 兰江, 王辉. 分流叶片对离心压缩机性能影响的数值分析[J]. *风机技术*, 2014, **56**(2): 19–24.
- Lan J, Wang H. Numerical analysis of the influence of splitter blades on the centrifugal compressor performance[J]. *Chinese Journal of Turbomachinery*, 2014, **56**(2): 19–24.
- [25] Huang Q Q, Zheng X Q. Potential of variable-geometry method for compressor range extension for turbocharged engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, **33**(5): 1197–1206. <https://doi.org/10.2514/1.B36004>.
- [26] Li X J, Liu Z X, Lin Y J. Multipoint and multiobjective optimization of a centrifugal compressor impeller based on genetic algorithm[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2017, **2017**(1): 6263274. <http://dx.doi.org/10.1155/2017/6263274>.
- [27] Ekradi K, Madadi A. Performance improvement of a transonic centrifugal compressor impeller with splitter blade by three-dimensional optimization[J]. *Energy*, 2020, **201**: 117582. <http://dx.doi.org/10.1016/j.energy.2020.117582>.
- [28] Yu N, Yu X H, Cai Z, et al. Research on multi-condition optimization of centrifugal compressor impeller meridian profile [J]. *PLoS One*, 2025, **20**(2): e0318783. <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0318783>.
- [29] Guo Y, Yang X L, He L, et al. Experimental study on expanding the efficient operating range of two-stage series high-speed centrifugal air compressors[J]. *Case Studies in Thermal*

- Engineering, 2025, **75**: 107144. <https://doi.org/10.1016/j.csite.2025.107144>.
- [30] 冯思阳. 离心压缩机喘振智能控制方法研究[J]. 中国机械, 2022(24): 27–29.
- Feng S Y. Research on intelligent control methods for centrifugal compressor surge[J]. China Machinery, 2022(24): 27–29.
- [31] Wu Y F, Li Q K, Yuan H, et al. Performance improvement of a high loading centrifugal compressor with vaned diffuser by hub contour optimization[J]. Aerospace, 2024, **11**(4): 246. <http://dx.doi.org/10.3390/aerospace11040246>.
- [32] 陈珂, 王硕琨, 杜文海, 等. 天然气管道掺氢输送对离心压缩机气动性能的影响[J]. 油气储运, 2023, **42**(4): 398–406.
- Chen K, Wang S K, Du W H, et al. Influence of hydrogen-blended natural gas via pipeline transportation on aerodynamic performance of centrifugal compressor[J]. Oil & Gas Storage and Transportation, 2023, **42**(4): 398–406.
- [33] 孔繁臣, 张硕, 唐明生, 等. 二氧化碳直线压缩机气体轴承模拟[J]. 化工学报, 2025, **76**(S1): 281–288.
- Kong F C, Zhang S, Tang M S, et al. Simulation of gas bearings in carbon dioxide linear compressors[J]. CIESC Journal, 2025, **76**(S1): 281–288.
- [34] Guo Y, Hou Y, Zhao Q, et al. Application of multi-leaf foil bearings in high-speed turbo-machinery[J]. Journal of Advanced Mechanical Design, Systems, and Manufacturing, 2020, **14**(6): JAMDSM0085.