

氦氙混合工质轴流涡轮设计与激波控制研究

杜磊¹, 林洪飞², 姜玉廷¹, 郑群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:基于氦氙混合工质特性,利用 Axial 软件对比了不同载荷系数和流量系数情况下涡轮的效率,在载荷系数和流量系数分别为 1.8 和 0.6 的情况下涡轮效率较高。在此条件下利用 AxCent 软件对轴流涡轮进行了三维叶片造型。在 ANSYS CFX 软件中选用 SST 湍流模型,在给定的工况下对设计好的叶片采用数值模拟方法分析尾缘折转角、尾缘楔角及安装角对激波损失的影响。研究表明:尾缘折转角在 $5.5^\circ \sim 6.5^\circ$ 之间,尾缘楔角在 $11^\circ \sim 13^\circ$ 范围内激波损失最低;安装角在 $43^\circ \sim 48^\circ$ 之间,随着安装角的增大会使激波损失降低;同时,对原始叶型的优化表明,吸力面改进为直线型并且增大压力面曲率会降低激波损失。

关键词:氦氙混合工质;轴流涡轮;气动设计;激波损失;流场分析

中图分类号:TK221 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.020

[引用本文格式]杜磊,林洪飞,姜玉廷,等. 氦氙混合工质轴流涡轮设计与激波控制研究[J]. 热能动力工程,2021,36(10):155-161. DU Lei, LIN Hong-fei, JIANG Yu-ting, et al. Study on design of axial turbine with mixed helium and xenon and shock wave control [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 155-161.

Study on Design of Axial Turbine with Mixed Helium and Xenon and Shock Wave Control

DU Lei¹, LIN Hong-fei², JIANG Yu-ting¹, ZHENG Qun¹

(1. College 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-xenon axial turbine is one of the main components of the closed Brayton cycle. However, there are few domestic researches on the design of such rare working fluid axial turbine. In this paper, based on the characteristics of the helium-xenon mixed working fluid, the Axial software was used to compare the efficiency of the turbine under different load coefficients and flow coefficients. When the load coefficient and flow coefficient are 1.8 and 0.6 respectively, the turbine efficiency is high. On this basis, the AxCent software is used to model the three-dimensional blades of the axial flow turbine. The SST turbulence model is selected in ANSYS CFX software, and the designed blade is numerically simulated under given working conditions. The influence of trailing edge angle, trailing edge wedge angle and mounting angle on shock loss is studied. The results show that the trailing edge angle is between 5.5° and 6.5° , and the trailing edge wedge angle is between 11° and 13° , within which the shock loss is the lowest. When the mounting angle is between 43° and 48° , the shock loss decreases with the increase of the mounting angle. Meanwhile, The optimization of the original blade shape shows that the shock loss can be reduced by improving the suction surface to linear and increasing the pressure surface curvature the nu-

收稿日期:2021-04-12; 修订日期:2021-05-09

基金项目:国家科技重大专项(2017-I-0011-0012);国家自然科学基金(51809065)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0011-0012); National Natural Science Foundation of China (51809065)

作者简介:杜磊(1997-),男,黑龙江鹤岗人,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。

merical simulation calculation, the flow field of the original.

Key words: helium and xenon mixed working fluid, axial turbine, aerodynamic design, shock loss, flow field analysis

引 言

深空探测是航天领域的发展重点之一, 闭式布雷顿循环具有多热源匹配特性、无排放特性和高能量密度特性的优点, 能满足深空探测器体积和重量要求^[1-3]。

氦气作为闭式布雷顿循环工质具有热力性能优异、传输特性好和化学性质稳定等优点^[4], 但是在实验中也带来了压缩难度大、压气机级数多和转子动力学等突出问题^[5]。实际上, 深空推进系统对于工质的热力性质要求并不高。NASA 提出通过在氦气工质中加入氙气形成混合工质, 一方面保证了工质的化学稳定性, 另一方面在不造成工质传输特性大幅恶化的情况下, 降低工质在压缩过程中的焓升^[6-7], 降低了氦氙工质叶轮机械的尺寸^[8]。徐森镛^[9]对某型氦氙工质向心涡轮进行数值模拟, 研究了出口背压、叶顶间隙和叶片数对其气动性能和流场的影响。Hudson^[10]分别对氦氙混合工质和钾蒸

气轴流涡轮进行了设计, 并对比分析了两种涡轮的性能。

本文对氦氙混合气这一特殊工质的轴流涡轮的设计方法进行研究, 针对不同的尾缘折转角、尾缘楔角、叶型安装角、压力面曲率和喉部后吸力面曲率展开了数值模拟, 探索其对激波强度的影响。

1 氦氙轴流涡轮的设计研究

1.1 氦氙混合工质的物性

氦氙混合工质平均摩尔质量为 40 g/mol 时, 混合工质具有与氦气相当的换热性能, 并且相比于氦气大幅度改善了压缩特性, 可以最大限度减小换热器和叶轮机械的尺寸, 进而使闭式布雷顿循环系统具有更紧凑的布局^[11]。表 1 给出了空气、氦气、氙气和氦氙混合气的物性表, 可以看出, 混合气体的分子量较氦气有了大幅度的提升, 比热容有了大幅度的下降, 这就说明氦氙混合气有易于压缩的优点。

表 1 空气、氦气、氙气和氦氙混合气物性表

Tab. 1 Physical properties table of air, helium, xenon and helium-xenon mixtures

气体	摩尔质量/ g · mol ⁻¹	比定压热容/ J · (kg · K) ⁻¹	绝热指数	动力粘度/ μPa · s	密度/ kg · m ⁻³	导热系数/ W · (m · K) ⁻¹	声速/ m · s ⁻¹
氦气	4	5 193.2	1.666 5	18.853 2	0.164 5	0.155 3	1 016.44
氙气	131.26	160.1	1.677 3	22.982 6	5.394	0.005 5	177.018
空气	28.95	1 005.9	1.402 6	18.500 1	1.185	0.025 9	346.9
氦氙混合气	40	519.7	1.668	24.96	1.636	0.027 9	321.398

1.2 涡轮的气动设计

氦氙轴流涡轮的主要设计要求如表 2 所示。图 1 为设计流程, 一维设计采用商业软件 NREC 平台下的 Axial 模块, 三维叶片造型采用 NREC 平台下的 AxCent 模块, 网格划分采用 NUMECA 平台下的 ICG-Autogrid5 模块, 数值模拟采用 ANSYS 平台下的 CFX 计算软件。

表 2 涡轮设计要求

Tab. 2 Turbine design requirements

参 数	设计要求
进口总压/MPa	3.169
进口总温/K	1 500
质量流量/kg · s ⁻¹	5.5
膨胀比	2.1
转速/r · min ⁻¹	70 000
功率/kW	980
效率	0.88

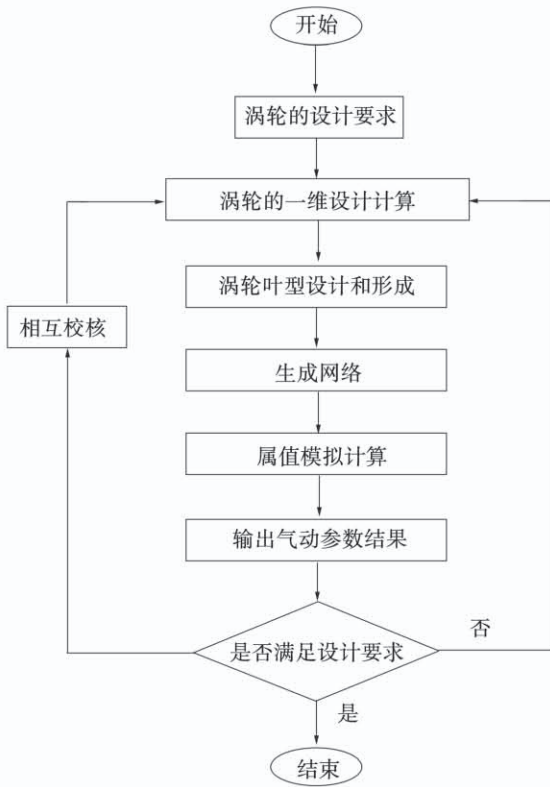


图 1 涡轮设计流程

Fig. 1 Turbine design process

1.3 设计结果

涡轮采用等外径设计,在一维设计中,根据 Axial 中的多点计算功能选取恰当流量系数和载荷系数。如图 2 所示,在选取不同的流量系数时,随着载荷系数的升高,效率先升高后降低。可以看出,载荷系数的最佳取值范围为 1.6 ~ 2.0;在选取不同载荷系数时,随着流量系数的升高,效率也是先升高后降低,但升降幅度不如载荷系数的升降幅度大。可以看出,流量系数的最佳取值范围为 0.55 ~ 0.65。一维设计的载荷系数和流量系数分别选取 1.8 和 0.6。

在 AxCent 中进行适当的叶型参数调节后,进行数值模拟计算,若数值模拟计算的结果与设计要求的误差小于 1% 则完成气动设计,三维设计的氮氙涡轮级模型如图 3 所示。

设计的涡轮整周的静叶片选取 28 个,动叶片选取 37 个,静叶的进口轮毂半径为 35.59 mm,出口轮

毂半径为 34.75 mm,进出口轮缘半径均为 50.22 mm;动叶的进出口轮毂半径均为 34.71 mm,轮缘半径均为 50.22 mm。表 3 和表 4 为动、静叶的叶型参数。

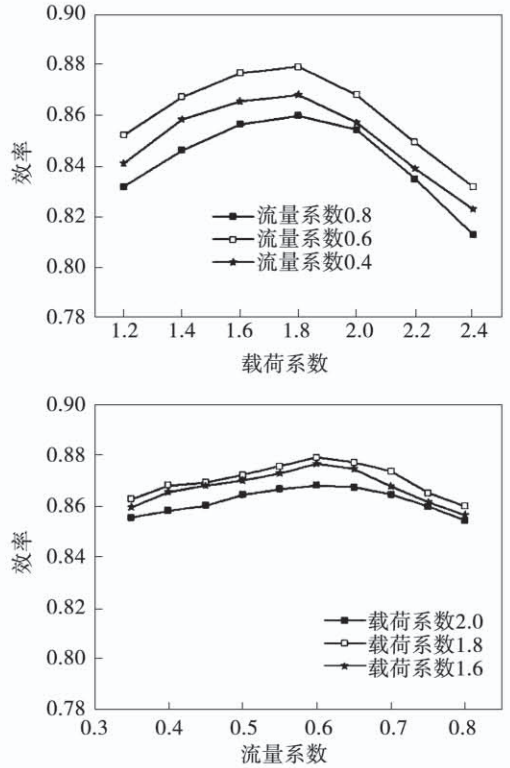


图 2 流量系数和载荷系数对效率的影响规律

Fig. 2 Influence law of discharge coefficient and load coefficient on efficiency

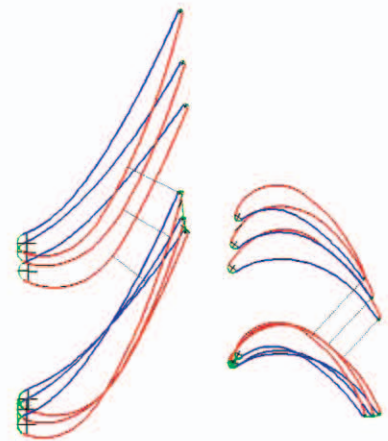


图 3 涡轮级模型

Fig. 3 Turbine stage model

表 3 氦氙涡轮静叶三维叶型参数

Tab. 3 Three dimensional blade profile parameters of helium-xenon turbine stator

位置	叶型安装角/(°)	几何进气角/(°)	几何出气角/(°)	弦长/mm	前缘半径/mm	尾缘半径/mm
轮毂	45	0	62	15	0.6	0.15
中径	49	0	67	16	0.6	0.15
轮缘	55	0	71	18	0.6	0.15

表 4 氦氙涡轮动叶三维叶型参数

Tab. 4 Three dimensional blade profile parameters of helium-xenon turbine rotor

位置	叶型安装角/(°)	几何进气角/(°)	几何出气角/(°)	弦长/mm	前缘半径/mm	尾缘半径/mm
轮毂	-18	50	-62	10	0.3	0.1
中径	-20	55	-63	9.5	0.28	0.09
轮缘	-25	60	-65	9	0.26	0.08

1.4 数值方法验证和网格无关性验证

采用经过验证过的轴流涡轮数值计算方法,得到能量损失系数与出口马赫数的对应关系,并与牛佳宝等人的实验数据^[12]进行对比。为准确反映氦氙轴流涡轮的性能,数值模拟的边界条件与文献[12]一致。

加网格数,效率基本保持不变。为了保持计算精度和节省计算时间,选择 260 万网格数进行数值模拟计算。

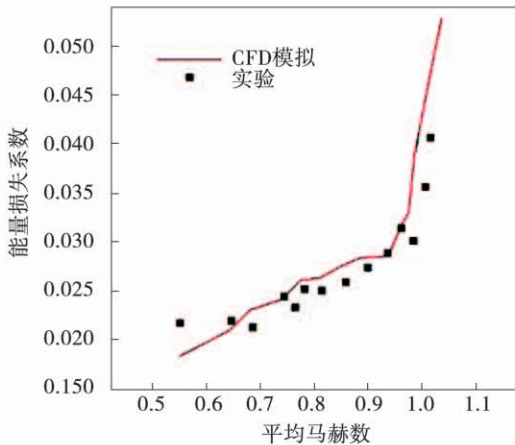


图 4 能量损失系数与出口马赫数对应关系

Fig. 4 Corresponding relationship between energy loss coefficient and exit Mach number

对涡轮的单通道选取 20 万网格数计算,每增加 40 万网格数为一个计算节点。经过计算,网格数对流量、膨胀比和做功基本没有影响,但对效率有一定影响。如图 5 所示,当网格数达到 220 万时,继续增

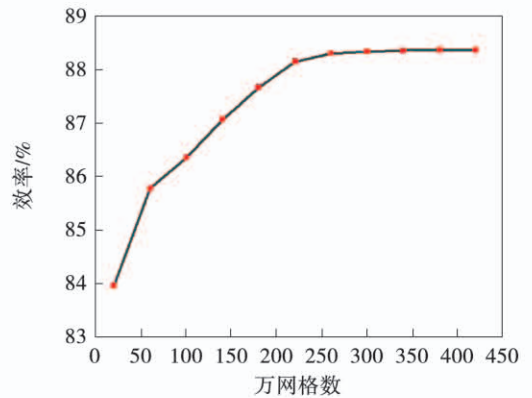


图 5 不同网格数的数值模拟结果

Fig. 5 Numerical simulation results with different grid numbers

2 氦氙轴流涡轮激波损失分析

采用 ANSYS CFX 对动、静叶进行了单通道计算,从而求解定常的雷诺平均的 N-S 方程,湍流模型采用 SST 模型。在对设计涡轮内部的流场性能进行分析时,发现此氦氙混合工质在涡轮内部出现了跨声速流动现象。

2.1 叶型几何参数对氦氙涡轮激波损失的影响

跨声速涡轮通常通过改变叶型来降低激波损

失:第 1 种,改变叶栅流道的形状,将渐缩流道优化为缩扩流道,这样可以改变喉部的位置,减弱激波损失;第 2 种,减小喉部后的吸力面曲率和适当增大压力面曲率,此种方法可有效抑制激波和边界层的干扰作用,达到削弱反射波强度的目的;第 3 种,减小尾缘半径,越小的尾缘半径会使内尾激波减弱得更多,但在减小尾缘半径时一定要满足加工精度要求和尾缘劈缝冷却结构设计的要求。此外,选取不同的尾缘折转角、尾缘楔角和叶型安装角都会对激波强度产生影响。

为分析静叶尾缘折转角、尾缘楔角和叶型安装角对激波强度的影响规律,将总压恢复系数和吸力侧的激波强度作为目标函数,总压恢复系数定义为 Y_t , 激波强度定义为 λ [13]:

$$Y_t = p_{02}/p_{01} \quad (1)$$

式中: p_{01} —静叶进口总压, Pa; p_{02} —静叶出口总压, Pa。

$$\lambda = p_{\max}/p_{\min} - 1 \quad (2)$$

式中: p_{\max} —激波后的最大静压值, Pa; p_{\min} —激波前的最小静压值, Pa。

由于根部的马赫数水平高,所以在 10% 叶高处取截面来观测尾缘楔角、尾缘折转角和叶型安装角对激波损失的影响。尾缘楔角的变化会使尾缘处吸力面和压力面气流流动方向产生差异,图 6 给出了 $8^\circ \sim 13^\circ$ 尾缘楔角对总压恢复系数和激波强度的影响规律;原始叶型的尾缘楔角为 10° 。从图中可以看出,尾缘楔角对流体的流动有很大的影响,不同尾缘楔角的激波损失也不同,激波强度并不是随着尾缘楔角的变化呈正相关或者负相关的关系,而是存在一个最佳的尾缘楔角,此叶型的最佳尾缘楔角范围为 $11^\circ \sim 13^\circ$ 。在此范围内总压损失最小,即激波强度最小。

尾缘折转角表示喉部内切圆切线与叶片喉部后吸力面切线的夹角,决定喉部后气流的膨胀程度。通过图 7 可以看出,尾缘折转角对总压恢复系数和激波强度也有很大的影响。原始叶型的尾缘折转角为 5° , 此角度并不是最佳的尾缘折转角度,最佳的尾缘折转角范围在 $5.5^\circ \sim 6.5^\circ$ 之间。过大或过小

的尾缘折转角都会使激波增强,给叶片的性能带来不利的影响。

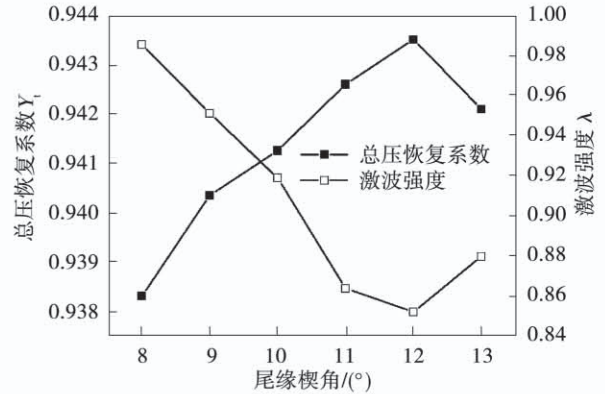


图 6 尾缘楔角对总压恢复系数和激波强度的影响

Fig. 6 Effect of trailing edge wedge angle on total pressure recovery coefficient and shock wave intensity

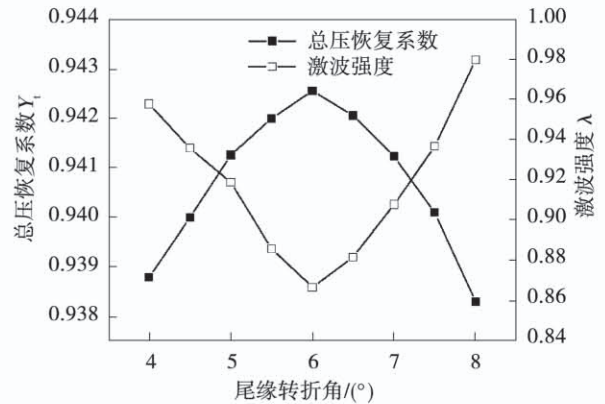


图 7 尾缘折转角对总压恢复系数和激波强度的影响

Fig. 7 Effect of trailing edge turning angle on total pressure recovery coefficient and shock wave intensity

安装角在一定程度上也会影响激波强度,原始叶型的安装角为 45° 。通过图 8 可以看出,激波强度随着安装角的增大而减弱,但影响的效果没有尾缘折转角和尾缘楔角影响的程度大。因此,可以适当增大安装角来降低激波损失。同时,也要考虑设计要求,因为改变安装角会使膨胀比发生改变,此外对下游动叶的影响也是不可忽视的。

2.2 氦氩轴流涡轮优化叶型

对设计的氦氩轴流涡轮进行优化,优化后的叶型如图 9 所示。静叶喉部后的吸力面采用直线型,并且增大压力面曲率,动叶与原始叶型保持一致。

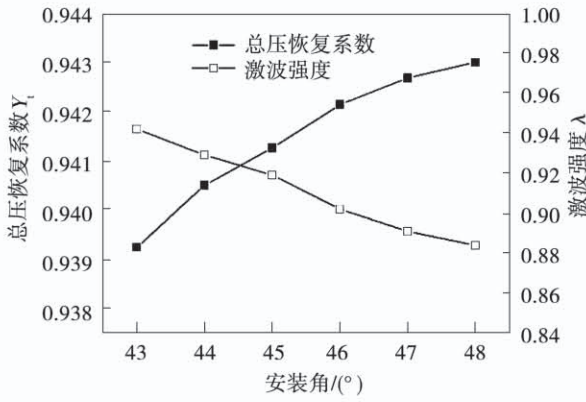


图 8 安装角对总压恢复系数和激波强度的影响

Fig. 8 Effect of installation angle on total pressure recovery coefficient and shock wave intensity

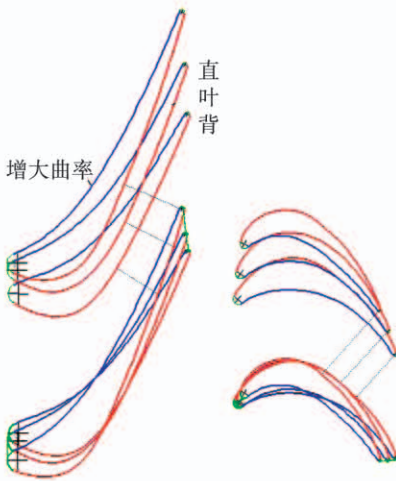


图 9 涡轮优化模型

Fig. 9 Optimization model of turbine

2.3 氦气轴流涡轮优化叶型性能分析

将原始叶型和优化后的氦气涡轮叶型进行了定常的 CFD 计算,图 10 给出了原始叶型和优化叶型叶高 10% 截面马赫数的分布情况。其中,静叶为绝对马赫数,动叶为相对马赫数。原始叶型和优化叶型内尾波前都有一处高马赫数区,但优化叶型的高马赫数区数值低,使得优化叶型的内尾波减弱。原始叶型和优化叶型静叶尾缘处的内尾波穿过叶栅通道,与相邻叶片的吸力面相互作用,在此处与边界层相互作用形成了一道反射波继续向下发展。经过优化后的叶型反射波有了明显减弱,从而使得边界层分离泡减小、损失减小。还可以看到,两种叶型的动叶前缘都存在一个高马赫数的小区域,此处为静叶的外尾波发展到动叶,打到动叶前缘所致,增加了动

叶前缘的二次流损失。

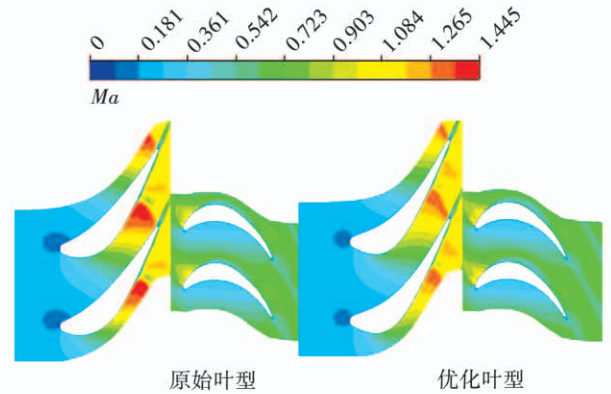


图 10 10%叶高处的马赫数分布

Fig. 10 Cloud chart of Mach number distribution at 10% span

为更清晰地观测静叶沿叶高的载荷分布情况,需要观测叶片表面的压力分布。定义静压系数 C_{ps} :

$$C_{ps} = \frac{p}{p_{01}} \quad (3)$$

式中: p —当地静压, Pa; p_{01} —静叶进口总压, Pa。

图 11 给出了静叶 10% 叶高截面处的静压系数分布情况。可以看出,原始叶型和优化叶型前缘均存在正攻角,优化后的叶型正攻角减小,攻角的大小达到了可接受的范围。优化叶型的最大加载处更靠后,吸力面在 0.8 倍轴向弦长处出现了一定幅度的静压跃升,较原始叶型的跃升幅度有所降低,优化叶型的激波强度有所减弱。

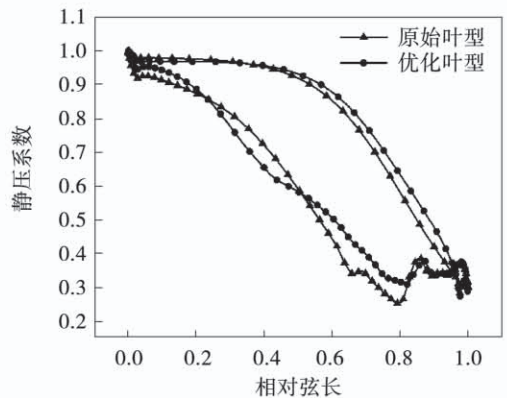


图 11 10%叶高处的载荷分布图

Fig. 11 Load distribution diagram of 10% span

图 12 给出了静叶吸力面的流线分布图。可以

看出,两种叶型的根部均出现气流分离现象,这是由于相邻叶片的内尾波打到了吸力面上,使得此处的流体做功能力下降。但不同的是,优化叶型的分离位置位于轮毂至 25% 叶高之间,范围明显小于原始叶型。且优化叶型表面的气流分离程度也比原始叶型的分离程度低,这说明优化叶型的内尾波强度明显降低。

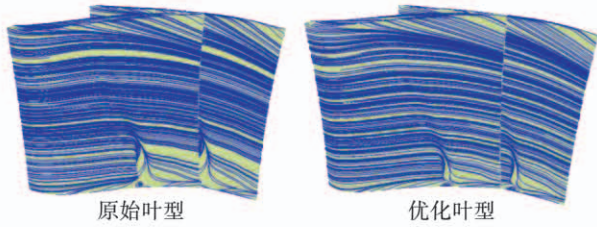


图 12 静叶吸力面流线分布图

Fig. 12 Streamline distribution on suction surface of stator vane

3 结 论

对平均摩尔质量为 40 g/mol 的氦氙混合工质轴流涡轮进行了设计,开展了叶型几何参数等对激波强度的研究,得出结论:

(1) 通过对比分析得出,氦氙混合工质轴流涡轮的载荷系数最佳取值范围在 1.6 ~ 2.0 之间,流量系数的最佳取值范围在 0.55 ~ 0.65 之间。

(2) 氦氙涡轮内部会产生激波损失。设计的涡轮尾缘折转角最佳取值范围在 $5.5^\circ \sim 6.5^\circ$ 之间,尾缘楔角最佳取值范围为 $11^\circ \sim 13^\circ$,此范围内激波强度最低。此外,安装角在 $43^\circ \sim 48^\circ$ 之间,安装角的增大会使激波损失降低。

(3) 对原始设计叶型进行优化后,通过对比分析两种叶型流场性能发现,对静叶喉部后的吸力面采用直线型和增大压力面曲率可以降低激波损失。

参考文献:

[1] 李 智. 空间反应堆动态能量转换系统特性研究[D]. 北京:清华大学,2017.
LI Zhi. Research on the characteristics of space reactor dynamic energy conversion system[D]. Beijing:Tsinghua University,2017.

[2] GOLOVKO V F, DMITRIEVA I V, KODOCHIGOV N G, et al. Features of adapting gas turbine cycle and heat exchangers for HT-

GRs[R]. IAEA-TECDOC - 1238, Nizhny Novgorod: Ministry of the Russian Federation for Atomic Energy,2001.

[3] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project[R]. AIAA - 2011 - 2244, San Francisco:17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference,2011.

[4] ZHU R, ZHENG Q, YUE G, et al. Researches of similitude theory for axial flow helium compressor[C]. Berlin:Proceedings of ASME Turbo Expo 2008, 2008.

[5] WANG J. Parametric studies on different gas turbine cycles for a high temperature gas-cooled reactor[J]. Nuclear Engineering and Design, 2005, 235(16):1761 - 1772.

[6] TOURNIER J M, EL-GENK M S, GALLO B. Best estimates of binary gas mixtures properties for closed brayton cycle space applications[C]. San Diego:4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC), 2006.

[7] EL-GENK M S, TOURNIER J M. Noble gas binary mixtures for gas-cooled reactor power plants[J]. Nuclear Engineering & Design, 2008, 238(6):1353 - 1372.

[8] GUILHERME B R, FRANCISCO A B, LAMARTINE N F, et al. The rmdynamic analysis and optimization of a closed regenerative brayton cycle for nuclear space power systems[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 90(2015):250 - 257.

[9] 徐森铭, 罗 磊, 杜 巍, 等. 618 kW 氦氙工质离心透平流场及气动特性研究[J]. 汽轮机技术, 2020(5):351 - 354.
XU Sen-pei, LUO Lei, DU Wei, et al. Study on the flow field and aerodynamic characteristics of a 618 kW helium-xenon working fluid centripetal turbine[J]. Steam Turbine Technology, 2020(5):351 - 354.

[10] HUDSON S I. A simplified sizing and mass model for axial flow turbines[C]. Albuquerque:Energy Conversion Engineering Conference IEEE, 1989.

[11] 田志涛, 郑 群, 姜 斌. 氦氙混合离心压气机设计与分析[J]. 风机技术, 2018, 60(3):14 - 19.
TIAN Zhi-tao, ZHENG Qun, JIANG Bin. Design and analysis of helium-xenon hybrid centrifugal compressor[J]. Fan Technology, 2018, 60(3):14 - 19.

[12] 牛佳宝, 原 泽, 张 建, 等. 跨声速涡轮平面叶栅实验与激波控制研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(2):18 - 23, 56.
NIU Jia-bao, YUAN Ze, ZHANG Jian, et al. Transonic turbine plane cascade experiment and shock wave control[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(2):18 - 23, 56.

[13] 董 明. 涡轮叶栅激波损失控制方法与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
DONG Ming. Turbine cascade shock loss control method and experimental research[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.