

转/静干涉对涡轮动叶气膜冷却的影响

付斌,史家伟,黄康才

(中国航发四川燃气涡轮研究院,四川 成都 610500)

摘要:通过非定常数值计算方法,对某典型跨声速涡轮进行转/静干涉机理的量化研究,分析转/静干涉对动叶前缘气膜孔出流及临界逆流裕度的影响。结果表明:导叶尾缘激波对动叶前缘吸力面影响最大,压力波动可达32%;尾迹覆盖会造成动叶表面压力降低约14%;动叶进口气流角存在13°的变化幅值,导致前缘滞止点摆动范围内的气膜孔出流方向发生改变;动叶前缘气膜孔临界逆流裕度主要受气膜孔出口压力波动的影响,临界逆流裕度与气膜孔出口相对峰值压力比值稳定在0.98左右。

关键词:转/静干涉;气膜冷却;非定常计算;逆流裕度

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2022)05-0074-04

Effect of Vane-rotor Interaction on Film-cooling of Turbine Blade

FU Bin, SHI Jiawei, HUANG Kangcai

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Quantities research on the vane-rotor interaction mechanism of a typical transonic turbine was carried out by unsteady numerical calculation, and the influence of vane-rotor interaction on the outflow and critical inverse flow margin of the cooling film hole at the front of the rotor was analyzed. The results show that the shock wave at the end of the guide vane has the greatest impact on the suction surface of the front edge of the rotor with pressure fluctuating at 32%. The wake cover will reduce the surface pressure of the rotor by about 14%. When there is a 13 degrees change in the inlet flow angle of the rotor, an variation in the outflow direction of the cooling film hole within the swing range of the front stagnation point occurs. It is found that the critical reverse flow margin of the cooling film hole in the front edge of the rotor is mainly affected by the fluctuation of the outlet pressure of the cooling film hole, and the relative peak pressure ratio between the critical inverse flow margin and the outlet of the cooling film hole remains stable at about 0.98.

Keywords: vane-rotor interaction; film cooling; unsteady computation; countercurrent margin

0 引言

航空发动机涡轮内部流场具有复杂的非定常特性,包括转/静干涉、分离流、二次流、冷气流、热斑等。其中转/静干涉会导致气冷涡轮动叶前缘压力、温度、速度均有较大波动,对前缘气膜孔出流产生巨大影响。在发动机长试中,涡轮动叶前缘常常发生氧化烧蚀现象,影响涡轮叶片的寿命及可靠性。因此,研究涡轮转/静干涉机理及其对动叶前缘气膜孔出流的影响意义重大。

国内外学者一直致力于涡轮转静间非定常流动机理的研究。DOORLY D J等^[1]用转动的圆棒模拟导向叶片的尾缘激波和尾迹,发现激波直接打在叶片表面对换热的影响不大。SMITH A C等^[2]通过研究非定常激波对气冷涡轮叶片冷气出流的影响,发现由于叶片总引气量一定,激波减小了叶片吸力面的冷气量,而使得压力面的冷气量相应增加。HEIDMANN J^[3]计算结果表明,尾迹的非定常扫掠使压力面的展向气膜冷却有效温比降低,主要原因是尾迹使冷却气流脱离壁面,加剧冷却气流和主流的掺

混程度。KORAKIANITIS T^[4]的研究表明对于无激波的中等负荷涡轮,决定尾迹干涉或势干涉占主导地位的主要参数是静子/转子的节距比。周莉等^[5]发现尾迹宽度增大,使叶片表面气膜冷却效率降低的程度增加,尾迹对压力面冷却效果的影响大于吸力面,对动叶的周期性非定常影响主要表现在前缘附近。李虹杨等^[6]的研究发现势干涉通过影响主流流场,能很大程度地改变下游叶片的入射角,且对气膜孔的冷却射流有非常大的影响。王宇峰等^[7]研究跨声速涡轮级叶型,发现静叶尾缘外伸波的扫掠会导致动叶表面气膜的周期性分离,显著降低叶片表面气膜冷却效率。而动叶压力面前缘附近的冷气喷射主要受到静叶尾迹的影响,尾缘外伸波对其影响不明显。周勇等^[8]发现冷却气流在激波和尾迹经过时,会发生上扬和重新被压制回壁面的现象。

目前,对非定常流动机理多为初步定性研究,且对转/静干涉影响气膜出流的相关研究较少。本文通过非定常数值模拟的方法对某典型跨声速涡轮进行转/静干涉机理的量化研究,分析转/静干涉对动叶前缘气膜出流的影响,探索动叶前缘临界逆流裕度的影响因素。

第一作者简介:付斌(1996—),男,四川绵阳人,助理工程师,硕士研究生,研究方向为航空发动机涡轮气动。

1 方法

1.1 几何模型和网格

为研究跨声速涡轮转/静干涉机理及其对动叶前缘气膜孔出流的影响,以某典型跨声速涡轮为研究对象,导叶叶片数为 42,动叶叶片数为 66。转静子叶片数比例为 7:11,故不需要进行叶形缩放。截取中截面位置 2 mm 厚度的薄片作为无冷却涡轮模型,而有冷却涡轮模型则在此基础上增加动叶前缘气膜孔和冷气腔结构,气膜孔位置如图 1 所示。常规非定常计算模型包含 7 个导叶通道和 11 个动叶通道,有冷却涡轮模型、计算网格图 2 所示。

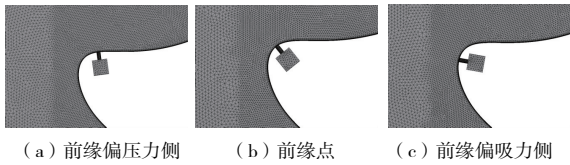


图 1 动叶前缘不同位置的气膜孔

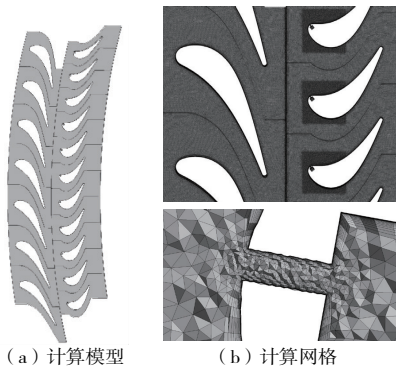


图 2 有冷却涡轮级薄片模型及网格划分

1.2 计算设置

给定进口总温、总压、气流方向、出口静压和转速,工质为指定燃气;给定通道周向最外侧为周期性边界,上下流道面为滑移壁面,叶片表面为无滑移壁面。设置气膜孔冷却腔进口类型为开放式进口,寻找气膜孔出口流量恒大于 0 的临界腔压。基于商用 ANSYS-CFX 软件,采用常规非定常计算方法,设置计算总步数为 420 步,监控单个气膜孔出流流量的收敛情况,算例在 220 步之后冷气流量呈周期性变化,判定计算收敛,如图 3 所示。

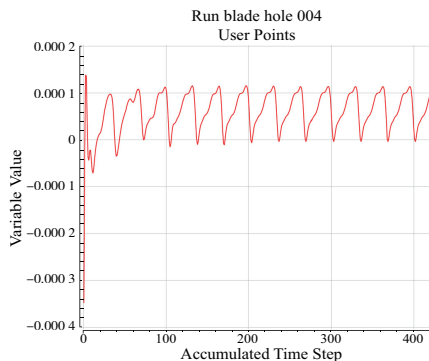


图 3 气膜孔出流流量的收敛情况

1.3 参数定义

将本文重要参数——气膜孔逆流裕度定义为叶片内部冷却腔的平均相对总压与气膜孔时均背压的比值。工程上常用气膜孔的逆流裕度来表征气膜孔抵抗燃气倒灌的能力。临界逆流裕度定义为保证气膜孔持续出流(冷气流量恒大于 0)的最小逆流裕度值。本文压力的当量参数取动叶进口截面的平均相对总压。

2 结果及分析

2.1 涡轮级间转/静干涉机理

1) 转/静干涉对动叶表面压力的影响

图 4 为动叶叶片表面的压力分布(本刊黑白印刷,相关疑问咨询作者),包括非定常压力、定常压力以及非定常时均压力分布。横坐标代表相对于动叶轴向弦长的位置,0~100 代表叶盆侧,0~-100 代表叶背侧。可以看出定常计算的的压力分布曲线与非定常时均结果较为接近,动叶前缘吸力侧区域压力波动最大。

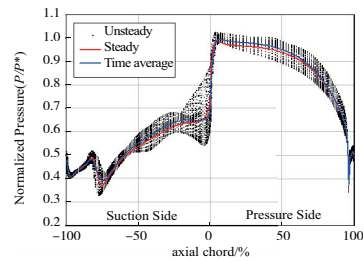


图 4 动叶叶片表面压力分布

动叶叶片表面压力波动的相对值如图 5 所示,相对波动量最大的两个位置分别为动叶前缘至吸力侧 20% 轴向弦长区域(压力波动 46%)和吸力侧 75%~80% 轴向弦长区域(压力波动 40%),正好对应动叶表面受激波干涉的两个区域,如图 6(a)所示。显然,跨声速涡轮中影响动叶表面压力波动的最大因素为激波干涉。

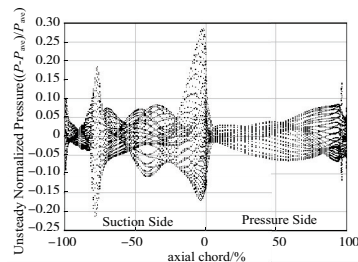


图 5 动叶叶片表面压力波动分布

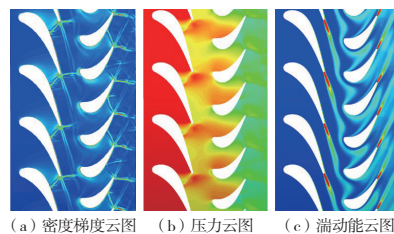


图 6 转静间激波干涉、尾迹干涉示意图

图7为动叶表面压力时空图,纵坐标为两个导叶周期,可以明显看到导叶尾迹和尾缘激波对动叶的作用时间不一致,尾迹作用于叶片前缘及吸力面部分区域,造成压力减小约14%,尾缘激波作用于动叶前缘及前缘吸力侧区域造成压力突增约32%,同时,波后形成的高压区会使动叶压力面表面压力升高。

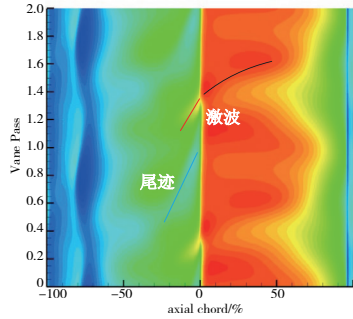


图7 动叶表面压力时空图

2) 转/静干涉对导叶表面压力的影响

不同于上游导叶对下游动叶的非定常影响,下游动叶对上游导叶只存在势干涉。在跨声速涡轮级中,由于导叶尾缘右伸激波打在相邻导叶的吸力面上,导致下游动叶对上游导叶的势干涉无法影响到导叶喉部前流场。如图8所示,可以认为导叶吸力面75%~100%轴向弦长区域存在的压力波动完全是由下游动叶对上游导叶的势干涉引起。由图9可以看出下游动叶对上游导叶的势干涉导致的相对压力波动为2%~8%。

此外,还可以观察到导叶吸力面75%~100%轴向弦长区域压力分布的定常结果与非定常时结果均相差较大。这主要是由于定常模型中转静交界面算法导致的流场失真,不能模拟真实流场中动叶对导叶的势干涉影响。

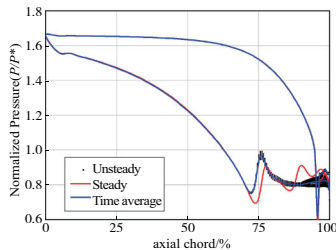


图8 导叶叶片表面压力分布

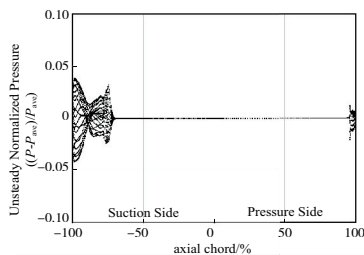


图9 导叶叶片表面压力波动分布

3) 转/静干涉对动叶进口气流角的影响

动叶前缘上游某监控点速度方向与轴向夹角随时间

的变化曲线如图10所示,动叶进口气流角一直存在小范围波动,但当导叶尾缘外伸激波扫掠至监控点位置,气流角突降13°。进一步分析监控点轴向速度和周向速度随时间的变化曲线,如图11所示,发现气流角突降的主要原因为周向速度发生突降。

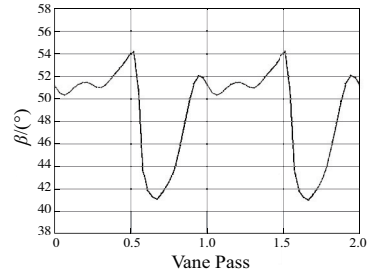


图10 动叶进口气流角变化

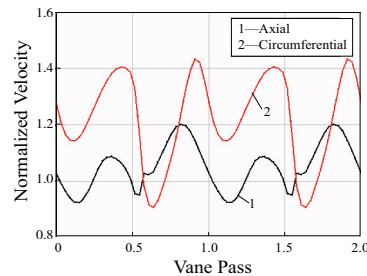


图11 监控点轴向速度与周向速度变化

动叶进口气流角的变化导致动叶前缘滞止点位置的摆动,图12为动叶前缘滞止点相对轴向弦长位置随时间的变化曲线,前缘滞止点在动叶压力面上的摆动范围为4.56%~7.81%轴向弦长。

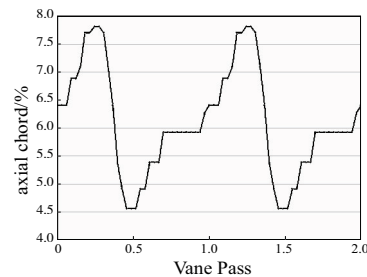


图12 动叶前缘滞止点相对轴向弦长变化

2.2 转/静干涉对气膜出流的影响

图13-图15展示了不同冷气腔压下动叶前缘气膜孔流量变化,可以看出前缘偏压力侧气膜孔的无量纲临界腔压为1.00,前缘点气膜孔为0.99,前缘偏吸力侧气膜孔为0.91。随着气膜孔位置向吸力侧移动,压力波动幅值逐渐增大,气膜孔流量波动幅值相应增大,提升冷气腔压对气膜孔流量的提升越不明显。

进口气流角的改变导致动叶攻角的改变,进而导致前缘滞止点的前后摆动。当气膜孔位于滞止点摆动范围之内时,气膜孔出流方向发生改变,图16展示了前缘偏压力侧气膜孔的出流变化情况。

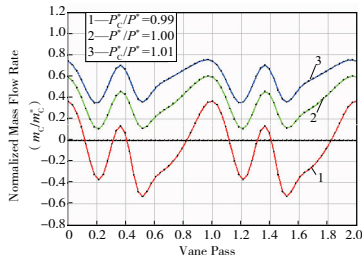


图 13 前缘偏压力侧气膜孔流量变化

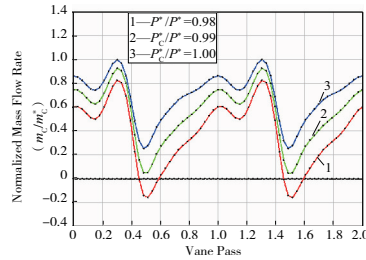


图 14 前缘点气膜孔流量变化

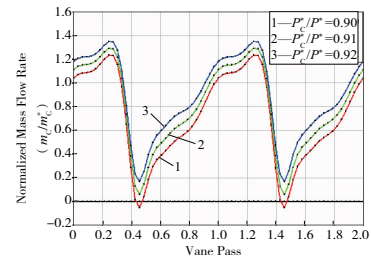


图 15 前缘偏吸力侧气膜孔流量变化

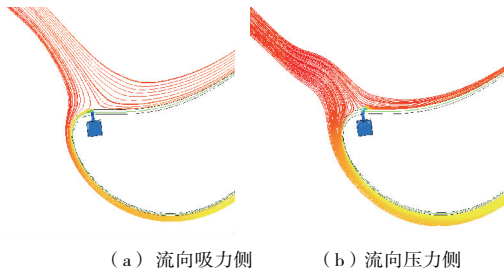


图 16 前缘偏压力侧气膜孔出流情况

2.3 动叶前缘气膜孔临界逆流裕度的影响因素

表 1 详细地展示了动叶前缘气膜孔临界逆流裕度与出口压力波动的关系,可以发现气膜孔临界逆流裕度与出口相对峰值压力存在稳定的比例关系,比值约为 0.98。可以看出动叶前缘气膜孔的临界逆流裕度主要受气膜孔出口压力波动影响。表中: P 为压力;上标 * 为滞止参数; P^* 为总压; P_c^* 为冷气的总压。

表 1 气膜冷却逆流裕度与气膜孔背压波动的关系

气膜孔位置	轴向弦长/%	时均压力 P_{ave}/P^*	峰值压力 P_{max}/P^*	相对峰值压力 P_{max}/P_{ave}	临界腔压 P_c^*/P^*	临界逆流裕度 P_c^*/P_{ave}	临界逆流裕度/相对峰值	平均值
前缘偏压力侧	6.17	0.994	1.019	1.025	1.00	1.006	0.981	0.981
前缘点	2.26	0.951	1.013	1.065	0.99	1.041	0.977	0.981
前缘偏吸力侧	0.15	0.794	0.924	1.164	0.91	1.146	0.984	0.981

下面对动叶表面不同位置气膜孔临界逆流裕度进行初步预测。动叶表面相对峰值压力与气膜冷却临界逆流裕度分布如图 17 所示。动叶表面气膜孔临界逆流裕度的最大值在前缘偏吸力侧位置,但由于该位置气膜孔时均压力较低,所以对腔压的要求不高。

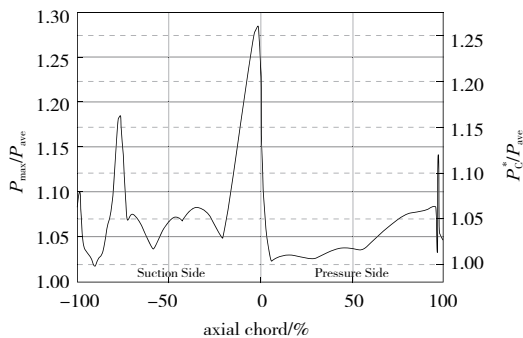


图 17 动叶表面相对峰值压力与气膜冷却临界逆流裕度分布

图 18 展示了冷气腔临界腔压分布,可以看出对动叶冷气压力要求最高的位置仍然是动叶前缘及前缘偏压力侧区域。

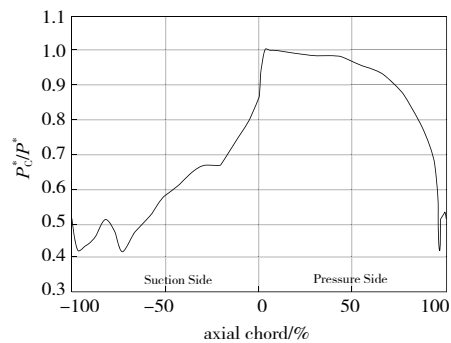


图 18 冷气腔临界腔压分布

3 结语

本文对某典型跨声速涡轮进行转/静干涉机理的量化研究,分析转/静干涉对动叶前缘气膜出流的影响。得出如下结论。

- 1) 导叶尾缘外伸激波引起动叶前缘至吸力侧 20% 轴向弦长位置表面压力突增,表面压力波动最高可达 32%。导叶尾迹主要影响动叶前缘及吸力面区域,使表面压力下降约 14%,对气膜出流有较大影响。势干涉只能影响导叶喉部后流场,造成导叶表面最高 8% 的压力波动。

(下转第 90 页)

3 结语

通过有限元分析方法研究压力容器封头连接结构的失效过程,分析复合材料压力容器封头连接的失效机理,发现其中螺栓强度、材料强度以及螺栓宽径比等因素,均会对压力容器封头的失效过程产生影响,以此可为压力容器封头连接结构设计提供了一种理论参考依据。

1)压力容器封头的台阶式螺套传力较为合理,该结构形式不容易从基体中拉脱,是较为合理的结构形式。

2)压力容器封头在 10.2 MPa 内压作用下,螺栓塑形应变为 1.42%,塑性区占整个剖面的比例较小,无强度风险。封头与螺套的连接区,靠近上台阶附近轴向应变约为 4 600 $\mu\epsilon$ 。

3)压力容器封头在 14.1 MPa 内压作用下,螺栓塑形应变为 3.4%,塑性区基本贯穿整个剖面,螺栓有一定强度破坏风险。封头与螺套的连接区,靠近上台阶附近轴向应变约为 6 200 $\mu\epsilon$ 。

参考文献:

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007, 24(1):1-12.
- [2] DANILOV A I. Some aspects of CFRP steel structures reinforcement in civil engineering[J]. Procedia Engineering,2016,153:124-130.

- [3] VERZHBOVSKIY G B. Method of composite materials characteristics forecasting[J]. Procedia Engineering,2016,150:1831-1836.
- [4] 高佳佳,楚珑晟. 纤维增强树脂基复合材料连接技术研究现状与展望[J]. 玻璃钢/复合材料,2018(2):101-108.
- [5] MANES A, GILIOLI A, SBARUFATTI C, et al. Experimental and numerical investigations of low velocity impact on sandwich panels[J]. Composite Structures,2013,99:8-18.
- [6] 崔浩,闫群,王向明,等. 激光选区熔化成形铝合金板与 CFRP 复合材料层合板螺栓连接结构失效分析方法评估[J]. 复合材料学报,2017,34(12):2762-2769.
- [7] PISANO A A, FUSCHI P, DE DOMENICO D. Failure modes prediction of multi-pin joints FRP laminates by limit analysis[J]. Composites Part B: Engineering,2013,46:197-206.
- [8] 黄河源,赵美英,万小鹏,等. 复合材料中厚板沉头连接结构强度与损伤失效[J]. 复合材料学报,2017,34(3):557-563.
- [9] ASTM-D-6742-D-6742-M-07 Standard practice for filled-hole tension and compression testing of polymer matrix composite laminates[S]. 2007.
- [10] İÇTEN B M, SAYMAN O. Failure analysis of pin-loaded aluminum-glass-epoxy sandwich composite plates[J]. Composites Science and Technology,2003,63(5):727-737.

收稿日期:2021-04-08

(上接第 77 页)

2)受激波干涉的影响,动叶进口气流角存在 13°的变化幅值,导致动叶攻角的变化和前缘滞止点的摆动,动叶前缘滞止点摆动范围为 4.56%~7.81%轴向弦长,进而导致前缘滞止点摆动范围内的气膜孔出流方向发生改变。

3)动叶前缘气膜孔的临界逆流裕度与出口相对峰值压力存在一个稳定比值为 0.98,对叶片冷气压力要求最高的位置仍然是动叶前缘及前缘压力侧区域。

参考文献:

- [1] DOORLY D J, OLDFIELD M L G. Simulation of the effects of shock wave passing on a turbine rotor blade[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(4):998-1006.
- [2] SMITH A C, NIX A C, DILLER T E, et al. The unsteady effect of passing shocks on pressure surface versus suction surface heat transfer in film-cooled transonic turbine blades[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, Collocated With the 2003 International Joint Power Generation Conference, Atlanta, Georgia, USA;2009:343-350.

- [3] HEIDMANN J. A numerical study of the effect of wake passing on turbine blade film cooling [C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [4] KORAKIANITIS T. On the propagation of viscous wakes and potential flow in axial-turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1):118-127.
- [5] 周莉,张鑫,蔡元虎. 非正常环境下动叶气膜冷却流场的数值模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(8):1695-1701.
- [6] 李虹杨,郑赞. 动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(1):139-146.
- [7] 王宇峰,蔡乐,王松涛,等. 跨声速涡轮静叶尾缘激波对动叶前缘气膜冷却效果影响的研究[J]. 推进技术,2018,39(6):1293-1300.
- [8] 周勇,赵晓路,徐建中. 非正常激波对气膜冷却影响的数值模拟[J]. 工程热物理学报,2007,28(6):933-935.

收稿日期:2021-05-06

(上接第 80 页)

- [7] 周建松. 提高质量:高职院校师资队伍建设的着力点[J]. 教育研究,2012,33(1):138-140,157.
- [8] 成涛. 高职院校企业兼职教师培训途径研究[J]. 湖南工业职业技术学院学报,2019,19(5):110-112.
- [9] 韩天学,张学龙. 适合我国高职学生发展的核心素养研究[J]. 职业技术教育,2019,40(3):19-25.

- [10] 梅瑞斌,包立,王晓强,等. “课程思政”建设体系与价值典范研究[J]. 华北理工大学学报(社会科学版),2021,21(1):84-89.
- [11] 肖涵,戴静雅. 大学生职业规划认知及指导策略[J]. 学校党建与思想教育,2018(6):65-67.

收稿日期:2021-06-18