

冷却空气量对涡轮冷却性能影响综述

周旭,于子杰,韩蕊,董平

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 涡轮冷却技术被广泛应用于航空发动机及燃气轮机涡轮研发中,冷却空气的引气量成为影响整机效率的重要因素之一。本文基于现代燃气轮机及航空发动机涡轮叶片采用外部冷却与内部冷却结合的复合冷却的技术发展背景,综述了国内外在冷却空气量对涡轮叶片冷却性能影响方面的研究进展,分析并总结了冷却空气量对气膜冷却、交错肋冷却以及对综合冷却效率的影响规律,并对未来的研究方向给出了一定的建议。分析表明:对气膜孔形状的探索是未来气膜冷却技术研究的重点;交错肋研究主要处于定性研究阶段,对定量研究方法的探索是目前的发展趋势;对综合冷却效率的研究还处于起步阶段,未来可以从外部冷却和内部冷却之间的相互作用关系方面对综合冷却效率开展进一步的研究。

关键词: 涡轮叶片;气膜冷却;交错肋冷却;综合冷却效率

中图分类号:TK221

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.12.009

[引用本文格式]周旭,于子杰,韩蕊,等.冷却空气量对涡轮冷却性能影响综述[J].热能动力工程,2023,38(12):76-83.
ZHOU Xu, YU Zi-jie, HAN Rui, et al. Review of the effect of cooling air volume on turbine cooling performance[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(12): 76-83.

Review of the Effect of Cooling Air Volume on Turbine Cooling Performance

ZHOU Xu, YU Zi-jie, HAN Rui, DONG Ping

(College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001)

Abstract: Turbine cooling technology is widely used in the development of aero engines as well as gas turbines. The entrainment volume of cooling air has become one of the important factors affecting the efficiency of the whole unit. Based on the technological development background of modern gas turbine and aero-engine turbine blades adopting compound cooling combining external cooling and internal cooling, this paper reviews the research progress on the influence of the cooling air volume on the cooling performance of turbine blades both at home and abroad, analyzes and summarizes the influence law of the cooling air volume on the film cooling, the matrix cooling as well as the overall cooling efficiency, and makes certain suggestions for the direction of the future research. The analysis shows that the exploration of the shape of film holes is the focus of future research on film cooling technology; the study of matrix cooling is still mainly in the stage of qualitative research, and the exploration of quantitative research methods is the current development trend; the study of overall cooling efficiency is still in the initial stage, and in the future, further research can be carried out from the aspect of the interaction relationship between external cooling and internal cooling on the overall cooling efficiency.

Key words: turbine blade, film cooling, staggered rib cooling, overall cooling efficiency

收稿日期:2023-05-31; 修订日期:2023-07-24

基金项目:黑龙江省自然科学基金联合引导项目(LH2021E035)

Fund-supported Project: Natural Science Foundation of Heilongjiang Province (LH2021E035)

作者简介:周旭(1998-),男,哈尔滨工程大学硕士研究生。

通讯作者:董平(1974-),男,哈尔滨工程大学副教授。

引 言

燃气轮机是将燃料的化学能转化为机械能并通过轴功率输出或者转化为动能的一种发动机,被广泛应用于船舶、航空航天、电厂发电、化学工业、冶金行业、能源与动力工程等领域,被誉为“工业皇冠”^[1]。通过对燃气轮机的简单热力循环进行分析发现,随着燃气涡轮第一级动叶入口温度(又被称为 RIT)的上升,燃气轮机热力循环的综合热效率和循环比功也会有较大程度的增加。研究表明,燃气轮机涡轮进口温度每上升 55 ℃,则燃气轮机的效率和功率可以增加 10%^[2]。

随着涡轮前入口温度的提高,现有材料的耐温性已经无法满足燃气轮机日益提升的性能需求,必须对涡轮叶片进行积极的冷却。涡轮叶片冷却方式可以大致分为两类:内部冷却^[3]和外部冷却^[4]。内部冷却是通过改变叶片内部流动结构以增强冷却气体与叶片内壁面间的对流换热,从而达到降低叶片温度的目的,主要包括冲击冷却、蛇形回转通道、平行肋及交叉肋结构通道等;外部冷却通常是在叶片外壁面形成一层隔热层,阻隔高温燃气对叶片的直接热冲击,进而达到冷却的目的,目前最常见的外部冷却方式为气膜冷却、发散冷却和热障涂层等。

涡轮叶片的冷却工质均是从压气机中抽取的低温空气,引气量是十分重要的因素。研究表明,无论是外部冷却或是内部冷却,冷气量对冷却结构性能的影响均非常显著^[5]。引气量过少,则涡轮叶片达不到预期的冷却效果,使燃气轮机在潜在的危险条件下工作;引气量过大,对其涡轮叶片的气动性能以及压气机稳定性都会造成严重的不良影响^[6]。

本文总结了前人的研究成果,着重论述了冷却空气量对气膜冷却、交错肋冷却以及综合冷却效果影响方面的研究情况。

1 冷却空气量对气膜冷却的影响

1.1 气膜冷却原理

气膜冷却基本原理是通过在高温部件表面开设槽或者小孔,使冷却气体以射流的方式注入到主流高温燃气中,由于主流压力以及摩擦力的影响,冷却射流向下游弯曲并在高温部件表面形成一层温度较低的气体薄膜,可以有效降低高温燃气与叶片外壁

面的换热量,从而对高温部件起到隔离和保护的作用^[7]。气膜冷却原理如图 1 所示,图中, T_g 、 T_c 、 T_w 、 T_f 分别为主流燃气、冷却工质、壁面及气膜有效区域的温度, u_g 为主流燃气的速度。

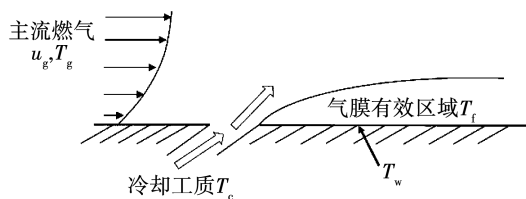


图 1 气膜冷却原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of film cooling principle

气膜冷却效率是衡量气膜冷却效果的重要指标,影响气膜冷却效率的因素可分为气动因素和几何因素。Bogard 等人^[8]列举了影响气膜冷却计算的主要因素,并指出了对气膜冷却效率影响重大的若干关键因素,包括质量比、动量比、主流湍流度、冷却孔的出射角和复合角等物理量。

在气膜冷却中,冷却空气量通常以吹风比来衡量。吹风比定义为:

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_g u_g} \quad (1)$$

式中: ρ_c —冷却气流密度, kg/m^3 ; u_c —冷却气流速度, m/s ; ρ_g —主流燃气密度, kg/m^3 ; u_g —主流燃气速度, m/s 。

对气膜冷却的研究可以分为 3 个方面,分别是平板气膜冷却、平面叶栅气膜冷却以及真实叶片的气膜冷却,其中平板气膜冷却由于其结构简单、易于实现而被相关人员进行了大量的研究。

1.2 平板气膜冷却

气膜冷却发展初期,研究的冷却结构比较简单,并且主要集中于对平板气膜冷却进行研究,此时也没有发展出异形孔,主要研究的是圆柱孔,并且致力于构建气膜冷却效率的快速预测方法。Han 等人^[9-10]最早从事涡轮叶片气膜冷却研究,首先研究吹风比对圆孔气膜冷却效率的影响,研究发现,近孔区域的冷却效率随吹风比的增加而增大,在达到峰值后迅速减小。此后 Goldstein^[11]构建了第 1 个气膜冷却效率预测经验公式:

$$\eta_{ad} = \frac{1.9 Pr_g^{2/3}}{1 + 0.329 \frac{c_{pg}}{c_{pc}} \left(\frac{\mu_g}{\mu_c} \right)^{0.2} \xi^{0.8} \beta} \quad (2)$$

式中: η_{ad} —气膜冷却效率; Pr —普朗特数; c_p —比定压热容, $J/(kg \cdot K)$; μ —动力粘度, $Pa \cdot s$; ξ —与孔下游距离 x 、吹风比 M 以及射流雷诺数有关的无量纲量; β —与射流角密切相关的无量纲量;角标 g, c —主流燃气、冷却气流。

由式(2)可知,冷却效率随着吹风比的增加而增加,因此这一时期的经验公式不能预测高吹风比时的流动分离状态,仅适用于低吹风比的情况。此后 Bunker^[12]在前人研究基础上总结出了另外 4 种预测冷却效率的半经验公式,但是同样的,这些公式只适用于圆孔,并且不能用于预测高吹风比下的冷却效率。此后,Colban 等人^[13]研究得到了用于预测扇形孔的半经验公式,Baldauf 等人^[14]考虑了更多影响气膜冷却的因素,构建了更复杂的半经验公式,能够反映出真实工况下气膜冷却的复杂性,有较强的工业应用价值。但是上述半经验公式依然无法准确预测大吹风比时的气膜冷却效率。

此后,研究人员不再执着于对快速预测方法的构建,而转向对几何参数以及流动参数的定性研究。并且多数研究人员的研究结果均表明,存在一个吹风比使气膜冷却效率达到最佳。孔的形状是研究人员研究的重点,同时也是快速预测方法难以量化的变量。对于孔型的研究经历了圆柱孔、扇形孔、扩散孔及其他异形孔的发展阶段。陈伟等人^[15]对圆柱孔模型和扩散孔模型进行对比研究,发现圆柱孔对吹风比的变化不敏感,而扩散孔的冷却效率则随着吹风比的增加而提高。Sun 等人^[16]数值研究了圆形孔、扇形孔、双喷孔以及姊妹孔 4 种孔型对于气膜冷却效率的影响,吹风比变化范围为 0.3 ~ 1.5。研究发现,不同的孔型对吹风比表现出不同的特性。随着吹风比的增加,圆柱孔的气膜冷却效率下降,扇形孔的冷却效率上升,双喷孔存在一个吹风比使冷却效率最佳,其值约为 1.0;而姊妹孔冷却效率几乎不改变。Cao 等人^[17]研究圆柱孔、扇形孔、反涡孔和姊妹孔 4 种气膜孔的气膜冷却特性,发现扇形孔气膜冷却效率随着吹风比的增加而增加,而其他 3 种形状的气膜孔则是先增加再降低,吹风比在 0.3 ~ 1.5 范围内,姊妹孔的冷却效果最好。

气膜孔的射流角以及扩张角对气膜冷却特性同样具有十分重要的影响。射流角越大,则冷气更容易从壁面分离,无法对壁面形成良好的保护。张浩^[18]对不同扩张角($\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$)的缩放孔进行

了数值研究,分析了不同扩张角下吹风比对气膜冷却效果的影响。结果表明,随着吹风比的增加,不同扩张角的气膜孔表现出不同的特性。当扩张角 $\alpha = 0^\circ$ 时,气膜冷却效果呈现先增强后减弱的变化情况;当缩放孔的扩张角度 α 为 5° 和 10° 时,气膜冷却效果呈现逐渐加强的趋势。Li 等人^[19]研究射流角对圆柱孔气膜冷却的影响发现,射流角同样对气膜冷却特性具有显著影响。随着吹风比的增加, 30° 及 45° 射流角气膜孔的冷却效率增加, 60° 射流角气膜孔的冷却效率则先增加后减小,并且在吹风比为 1.5 时取得最佳气膜冷却效率。

从以上研究结果发现,研究人员在研究几何结构对气膜冷却效率的影响规律时发现,存在一个吹风比使冷却效率达到最佳,其他研究人员的结果也证实了这一点。梅翔等人^[20]对 NASA C3X 叶片的研究表明,吹风比为 0.75 时叶片能够取得最佳的气膜冷却效果。汪日丰^[21]的数值研究结果则表明,平板气膜冷却在吹风比为 0.6 时达到最佳,冷却效果最好。Wang 等人^[22]的旋转实验同样得到了最佳吹风比为 0.6 的实验结果,然而数值模拟得到的最佳吹风比却是 1.0。而 Fan 等人^[23]对 C3X 的数值模拟则表明,气膜冷却最佳效果在吹风比为 1.5 时取得。以上不同研究人员对最佳吹风比的研究说明,最佳吹风比是一个耦合多因素影响的结果,并且普遍存在于气膜冷却中,探究最佳吹风比与气膜孔几何参数关系的研究尚且缺乏,而最佳吹风比的取得对于气膜冷却结构的优化十分关键,研究出使最佳吹风比尽量小的气膜冷却结构对于减少冷却气体用量、提高燃气轮机效率具有相当重要的意义。

1.3 涡轮叶片气膜冷却

以上总结的研究多数集中于平板气膜冷却由于曲率的存在会导致涡轮叶片压力面和吸力面呈现不同的压力梯度,势必会对气膜冷却造成不同的影响,因此对涡轮叶片的气膜冷却的研究同样必要。由于实际涡轮叶片几何结构的复杂性,在实际涡轮叶片上开展气膜冷却研究远远少于平板气膜冷却。何磊等人^[24]对透平静叶表面气膜冷却的研究表明,随着吹风比的增大,静叶压力面各排孔后气膜冷却有效度增大;吸力面的变化情况则更加复杂,吸力面孔排 1 下游的冷却效率减小,孔排 2 和 3 则是先增大再减小,孔排 4 下游则是随之增大。付仲仪等人^[25]对涡轮导叶 W 型孔全气膜冷却效率的研究则表明,低

湍流度下,流量比增加对叶片不同区域冷却效率的影响规律并不一致,但是在高湍流度下,流量比的增加会导致冷却效率的增加。从以上对涡轮叶片气膜冷却的总结来看,由于压力面和吸力面存在压力梯度差异,造成叶片两个区域的冷却效率对冷却空气量表现出不同的变化规律,压力面的冷却效率一般随冷却空气量的增加而增加,吸力面则表现出复杂的变化情况。由于压力面的压力大于吸力面,流体更难流出,所以在相同进口条件下流体更易于从吸力面气膜孔流出,造成吸力面的流量高于压力面。

从以上对气膜冷却研究的总结可以发现,目前对气膜冷却的研究主要集中于平板气膜冷却,而对涡轮叶片中气膜冷却的研究相对较少。目前,对平板气膜冷却的研究主要集中于新孔型的开发,同时研究吹风比对不同孔型气膜孔的影响规律。然而,就吹风比对气膜冷却效率的影响而言,不同孔型之间存在一定的差异,研究人员并未得出一致的结论。对涡轮叶片气膜冷却的研究主要集中于静叶栅的研究,由于表面曲率的影响,压力面和吸力面的影响规律并不一致。目前,针对气膜冷却方面的研究主要缺乏旋转状态下的气膜冷却。在气膜冷却中气膜孔的几何形状难以量化,而气膜冷却效率又与气膜孔的几何形状关系密切,因此将气膜孔的几何形状进行合理的量化并添加到预测气膜冷却效率的一维模型中是比较新颖的未来研究方向。较多研究人员的研究结果均表明,对于气膜冷却存在一个最佳的吹风比使气膜冷却效果最好,但是对于最佳吹风比的取值却有不同结论,研究出不同气膜孔结构下的最佳吹风比的预测方法对指导气膜冷却结构的设计以及减少冷却空气用量具有十分重要的意义。

2 冷却空气量对交错肋冷却的影响

在涡轮叶片冷却系统中,内部冷却比外部冷却出现得更早,冷却形式也更加多样。目前使用较多的内部冷却方法主要有冲击冷却^[26-27]、扰流柱强化换热^[28-29]和肋壁强化换热^[30]。

交叉肋/交错肋冷却通道又被称为涡流矩阵通道(Matrix Cooling Channel)或者网格肋通道,是内部冷却结构的一种。但是在涡轮内部冷却结构中,交叉肋结构并不是主流结构,目前还是以蛇形通道以及位于叶片尾缘较薄部分采用柱肋冷却为主,但是近年来交错肋冷却通道开始受到越来越多研究人员

的关注。

针对交错肋冷却结构的研究主要分为对模化交错肋和真实交错肋叶片的研究。真实交错肋结构复杂,采用真实交错肋进行科学研究成本过高,经济性差,并且难以模拟真实涡轮叶片的换热条件。而模化交错肋结构相对较为简单,实施起来相对容易,在与传统柱肋具有相似压力损失的前提下具有更优秀的换热性能,并且能够提供更高的结构强度,因此大量研究人员对其进行了实验以及数值研究。图 2 给出了真实涡轮叶片中交错肋结构^[31]以及模化交错肋结构^[32]。

交错肋通道从通流形式可以分为收敛型交错肋和非收敛型交错肋,其中收敛型交错肋模拟了涡轮叶片从叶中到尾缘厚度减小的变化趋势,而非收敛型交错肋则是一般的平板实验研究。Carcasci 等人^[33]实验研究非收敛型交错肋的传热分布以及压降发现,换热增强比随着雷诺数的增加而降低,沿流向的压降以及摩擦系数随着雷诺数的增加而增加,综合热效率 TPF 则随着雷诺数的增加而略微减小。

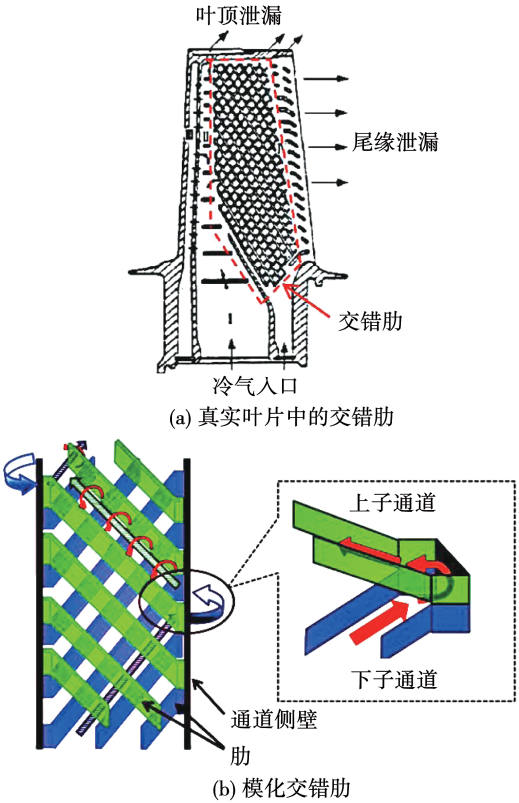


图 2 交错肋结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of staggered rib structure

张俊峰等人^[34]则对非收敛型交叉肋进行了数值模拟研究,研究发现,随着进口雷诺数的增加,交叉肋的换热增强比及综合热效率均呈现下降的趋势,而流阻系数比则随着雷诺数的增加而增加。其数值计算结果与文献[33]的实验结果有一定出入。不少学者同样对收敛型交错肋进行了数值以及实验研究。Saha 等人^[35]对收敛型交错肋的实验研究得到了与文献[33]一致的结论。而肖克华等人^[36]则将收敛型交错肋的实验结果总结成了关联式,得到了努塞尔数与进口雷诺数的定量关系。其中,上、下表面的关联式:

$$\overline{Nu}_{ave,up} = 0.0367 Re_{ave}^{0.8} - 2.49 \quad (3)$$

$$\overline{Nu}_{ave,down} = 0.0484 Re_{ave}^{0.8} + 3.30 \quad (4)$$

式中: $\overline{Nu}_{ave,up}$ —上表面的平均努塞尔数; Re_{ave} —平均雷诺数; $\overline{Nu}_{ave,down}$ —下表面平均努塞尔数。

众多研究人员的研究结果表明,旋转状态下交错肋表现出与静止状态下不同的变化规律。Acharya 等人^[37]对旋转条件下交错肋的实验研究表明,旋转数对交错肋的摩擦系数以及综合热效率具有较为明显的影响,但是努塞尔数对旋转数以及密度比没有表现出显著依赖性。Oh 等人^[38]在静止以及旋转条件下对交错肋冷却进行了实验研究,研究发现,旋转状态下的交错肋冷却几乎与静止状态下的变化规律相同。而 Hosseinalipour 等人^[39]分别对静止和旋转状态下的交错肋进行了数值研究,得出了完全不同结论:静止状态下交错肋的性能与旋转状态下表现出不同的变化趋势,静止状态下交错肋的换热增强比、摩擦系数以及综合热效率随雷诺数的变化规律均与旋转状态下的变化规律相反。

从以上文献调研结果发现,无论是收敛型交错肋还是非收敛型交错肋,无论是静止状态还是旋转状态下,不同的研究人员似乎并不能得出一致的结论,这也说明了交错肋冷却结构的复杂性。同时上述研究结果几乎都是定性的,没有发展出定量描述其换热能力以及流阻特性的相关经验公式。随着计算机技术的发展,对模化交错肋结构的研究从以实验为主到现在的以数值模拟为主,同时结合现有的各种优化设计方法,相关研究人员致力于优化出具有更优良冷却性能的交错肋冷却结构。

尽管模化交错肋的研究在一定程度上帮助研究人员了解了交错肋的流动和换热机理,但是实际叶

片中的交错肋伴随着叶片的扭转、旋转以及复杂的内冷通道,使得实际交错肋的流动换热特性不同于模化交错肋。由于实际叶片中交错肋结构的复杂性和过于高昂的实验成本,目前尚缺乏对真实交错肋叶片的实验研究,数值研究也不多见。

3 冷却空气量对综合冷却效率的影响

尽管在涡轮叶片冷却结构中外部冷却和内部冷却的重要性不言而喻,但在实际设计热端部件时,最重要的参数是壁面温度,其决定了热端部件的使用寿命和可靠性,因此在进行设计热端部件时有必要考虑耦合传热的影响。综合冷却效率代表了热端部件表面的无量纲温度分布,能够为冷却结构的设计提供直接的分析数据,因此对综合冷却效率进行深入的研究十分必要。

我国对涡轮叶片综合冷却效果的研究开始得较早,早在 1987 年吴世申等人^[40]就对高温涡轮叶片的综合冷却效率进行了研究,并且得到了冷却效果实验关系式。刘存禄等人^[41]对平均冷却效果进行实验研究发现,涡轮叶片的冷却效果随着流量比的增加而增加,并且增幅越来越小。之后国外学者也开始对综合冷却效率进行研究,并且主要通过实验手段研究冷却空气量对冷却效果的影响。Mensch 等人^[42]对复合冷却结构的综合冷却效果进行了实验测试,实验发现,冷却效率随着冷气流量的增加而增加,组合结构相比单独冷却结构具有更高的冷却效率。Chavez 等人^[43]则对缩放翼型的综合冷却效率进行了相关研究,并且使用 Williams 等人^[44]和 Dyson 等人^[45]提出的综合冷却效率预测公式成功预测了不同动量比下的综合冷却效率:

$$\varphi = \varphi_0(1 - \chi\eta) + \chi\eta \quad (5)$$

式中: φ_0 —没有气膜冷却时的冷却效率; χ —内部冷却效率; η —气膜冷却效率。

Li 等人^[46]对端壁传热进行实验研究发现,端壁的综合冷却效率随着流量比的增加而增加,组合冷却结构相较于单一冷却结构具有更高、更均匀的综合冷却效率。王培泉等人^[47]、魏景涛等人^[48]、邓丽君等人^[49]进行的实验均得到了相似的结果,即综合冷却效率随着流量比的增大而增加。

随着计算机技术的发展,综合冷却效率的研究也逐渐从以实验为主转向以数值模拟为主,数值模拟能够研究更多参数在更大变化范围内的情况。

Liu 等人^[50]对复合冷却结构的综合冷却效率进行数值研究发现,只有采用合适的匹配原则,数值模拟才能与实验室条件下的综合冷却效率实现匹配。石黎等人^[51]对涂层叶片冷却的数值模拟发现,综合冷却效率随流量的增大有一个极限值,当超过这一极限值后,综合冷却效率的提升就会受到限制。

通过以上对涡轮叶片综合冷却效率相关文献调研可以发现,对于冷气量对综合冷却效率的影响规律,各研究人员的研究结论高度一致。然而,对于综合冷却效率的研究仍然处于起步阶段,研究人员只是给出了综合冷却效率随着冷气量的增大而增加的定性结论,但并未深入研究各种不同的冷却结构形式对综合冷却效率的影响机理。现代燃气轮机涡轮叶片多数采用复合冷却结构,不同冷却结构冷却机理的差异决定了其对综合冷却效率不同的影响规律,今后可以将综合冷却效率的研究更加精细化,分别研究不同冷却结构对综合冷却效率的影响规律,由此形成合理的冷气量分配使冷却效果达到最佳。同时,可以通过理论和实验研究给出合理的综合冷却效率预测关联式,从理论的高度指导冷却结构设计。

4 结 论

目前,涡轮前温度的发展已经大大超出了涡轮叶片耐热合金的耐温极限,对涡轮叶片进行高效冷却势在必行。冷却结构以及冷却工质流量对涡轮叶片冷却起决定性作用。冷却结构由外部冷却和内部冷却组成,其共同作用保证了涡轮叶片可以在高温下正常工作。通过气膜冷却可以有效降低涡轮叶片外表面的热负荷,对叶片进行有效保护,今后的研究重点是新的气膜孔形状,掌握几何、气动参数对气膜冷却的定量影响,对气膜冷却结构进行优化,减少冷气射流的喷射量从而减少由于冷气与主流掺混造成的效率降低。

交错肋是一种有效的内部冷却结构,在保持与传统的内部冷却相似的流动阻力的前提下能够提供更高的传热系数以及结构强度,具有非常良好的发展前景。目前,对于交错肋的研究大多处于定性阶段,并未发展出能够定量解释交错肋冷却特性的理论方法。如果能够发展出准确预测交错肋性能的方法,就能指导交错肋的结构设计,减少冷气量的使用。今后的研究重点是研究新的内部冷却结构,比

如肋的分布、肋的结构以及旋转状态下肋的冷却特性。

综合冷却效率代表了内部冷却和外部冷却结合的结果,而目前针对内部冷却和外部冷却之间关系的研究较少,二者之间的相互作用共同决定了涡轮叶片的温度分布。外部冷却和内部冷却的合理布置对于减少涡轮叶片表面的温度梯度以及热应力具有相当重要的意义,深入研究二者之间的相互影响对于优化冷却结构布置、降低冷却气体使用量、实现更有效的冷却并最终提高发动机的整体性能意义深远。

参考文献:

- [1] 《航空发动机设计手册》委员会. 航空发动机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
Aeroengine Design Manual Committee. Aero-engine design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [2] 李 磊, 杨子龙, 王佩艳, 等. 燃气轮机涡轮冷却叶片设计及优化[M]. 北京: 科学出版社, 2018.
LI Lei, YANG Zi-long, WANG Pei-yan, et al. Design and optimization of turbine cooling blades for gas turbines [M]. Beijing: Science Press, 2018.
- [3] 蓝占赣. 涡轮叶片综合冷却效果模拟试验方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
LAN Zhan-gan. Research on simulation test method of overall cooling effectiveness of the turbine vane[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [4] 倪 萌, 朱惠人, 裘 云, 等. 航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J]. 燃气轮机技术, 2005, 18(4): 25-33, 38.
NI Meng, ZHU Hui-ren, QIU Yun, et al. Review of aero-turbine blade cooling technologies [J]. Gas Turbine Technology, 2005, 18(4): 25-33, 38.
- [5] 李 佳. 燃气轮机透平气膜冷却机理的实验与理论研究[D]. 北京: 清华大学, 2011.
LI Jia. Experimental and theoretical research on gas turbine film cooling[D]. Beijing: Tsinghua University, 2011.
- [6] UYSAL S C, LIESE E, NIX A C, et al. A thermodynamic model to quantify the impact of cooling improvements on gas turbine efficiency[J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(3): 031007. 1-031007. 11.
- [7] 戴 萍, 林 枫. 燃气轮机叶片气膜冷却研究进展[J]. 热能动力工程, 2009, 24(1): 1-6, 139.
DAI Ping, LIN Feng. Recent advances in the study of air-film-cooled gas turbine blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(1): 1-6, 139.
- [8] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 249-270.

- [9] HAN Je-chin, DUFFA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. New York: Taylor & Francis, 2000.
- [10] ECKERT E R G, ERIKSEN V L, GOLDSTEIN R J, et al. Film cooling following injection through inclined circular tubes[J]. Israel Journal of Technology, 1970, 8(1/2): 145–154.
- [11] GOLDSTEIN R J. Film cooling[J]. Advances in Heat Transfer, 1971, 7: 321–379.
- [12] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer Transactions of the ASME, 2005, 127(4): 441–453.
- [13] COLBAN W F, THOLE K A, BOGARD D. A film-cooling correlation for shaped holes on a flat-plate surface[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 011002. 1–011002. 11.
- [14] BALDAUF S, SCHEURLEN M, SCHULZ A, et al. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurements at engine like conditions[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2002, 36088: 149–162.
- [15] 陈 伟, 董若凌, 施红辉, 等. 吹风比对平板气膜冷却效率影响的数值模拟[J]. 科技导报, 2011, 29(34): 45–49.
CHEN Wei, DONG Ruo-ling, SHI Hong-hui, et al. Numerical simulation of film cooling efficiency at different blow ratios[J]. Science and Technology Review, 2011, 29(34): 45–49.
- [16] SUN X, ZHAO G, JIANG P, et al. Influence of hole geometry on film cooling effectiveness for a constant exit flow area[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 130: 1404–1415.
- [17] CAO N, LI X, WU Z, et al. Effect of film hole geometry and blowing ratio on film cooling performance[J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 165: 114578.
- [18] 张 浩. 燃气轮机动叶气膜冷却结构改进与冷却效果数值模拟[D]. 长沙: 长沙理工大学, 2019.
ZHANG Hao. Improvement of gas turbine rotor film cooling structure and numerical simulation of cooling effect[D]. Changsha: Changsha University of Science and Technology, 2019.
- [19] LI H, HAN F, ZHOU Z, et al. Experimental investigations of the effects of the injection angle and blowing ratio on the leading-edge film cooling of a rotating twisted turbine blade[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 127: 856–869.
- [20] 梅 翔, 胡汉平, 杨依蓓, 等. NASA C3X 叶片前缘气膜冷却的数值模拟[J]. 工业加热, 2020, 49(2): 36–40.
MEI Xiang, HU Han-ping, YANG Yi-bei, et al. Numerical simulation of film cooling on the leading edge of NASA C3X blade[J]. Industrial Heating, 2020, 49(2): 36–40.
- [21] 汪日丰. 基于改进气膜冷却效率关联式的涡轮叶片冷却性能分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2020.
WANG Ri-feng. Analysis of turbine blade cooling performance based on improved film cooling efficiency correlation equation[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020.
- [22] WANG H, TAO Z, ZHOU Z, et al. Experimental and numerical study of the film cooling performance of the suction side of a turbine blade under the rotating condition[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 136: 436–448.
- [23] FAN F, WANG C, ZHANG J. Large eddy simulation of film cooling on turbine vane[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2019, 14(2): JTST0014.
- [24] 何 磊, 陈大为, 张 祎, 等. 透平静叶表面多排孔气膜冷却特性试验研究[J]. 动力工程学报, 2021, 41(12): 1040–1044, 1068.
HE Lei, CHEN Da-wei, ZHANG Yi, et al. Experimental study on film cooling characteristics of multi-row holes on turbine blade surface[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2021, 41(12): 1040–1044, 1068.
- [25] 付仲议, 朱惠人, 姜 茹, 等. 涡轮导叶 W 型孔全气膜冷却效率实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 2028–2037.
FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, JIANG Ru, et al. Experimental study of full coverage film cooling effectiveness of turbine guide vane with W-shaped holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9): 2028–2037.
- [26] KEENAN M, AMANO R S, OU S. Study of an impingement cooling jet array for turbine blade cooling with single and double exit cases[C]//ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2013, 55140: V03AT12A002.
- [27] LEE J, REN Z, LIGRANI P, et al. Crossflows from jet array impingement cooling: hole spacing, target plate distance, Reynolds number effects[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2015, 88: 7–18.
- [28] SAHITI N, LEMOUEDDA A, STOJKOVIC D, et al. Performance comparison of pin fin in-duct flow arrays with various pin cross-sections[J]. Applied Thermal Engineering, 2006, 26(11/12): 1176–1192.
- [29] RAO Y, XU Y, WAN C. An experimental and numerical study of flow and heat transfer in channels with pin fin-dimple and pin fin arrays[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 38: 237–247.
- [30] CHEN W, REN J, JIANG H. Effect of turning vane configurations on heat transfer and pressure drop in a ribbed internal cooling system[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 041012.
- [31] SU S, LIU J J, FU J L, et al. Numerical investigation of fluid flow and heat transfer in a turbine blade with serpentine passage and latticework cooling[C]//ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and air, 2008.
- [32] BUNKER R S. Latticework (vortex) cooling effectiveness, Part 1: Stationary channel experiments[C]//ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2004.
- [33] CARCASI C, FACCHINI B, PIEVAROLI M, et al. Heat transfer and pressure loss measurements of matrix cooling geometries for

- gas turbine airfoils [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(12):121005.1-121005.8.
- [34] 张俊峰,胡锡文,崔凯,等. 涡轮叶片典型交叉肋结构的气热分析[J]. 风机技术,2022,64(1):54-59.
- ZHANG Jun-feng, HU Xi-wen, CUI Kai, et al. Aero-thermal analysis of cross ribbed structure of turbine blade[J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2022, 64(1):54-59.
- [35] SAHA K, GUO S, ACHARYA S, et al. Heat transfer and pressure measurements in a lattice-cooled trailing edge of a turbine airfoil [C]//ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, 2008.
- [36] 肖克华,罗稼昊,饶宇. 航空发动机涡轮叶片尾缘楔形通道交错肋冷却实验[J]. 上海交通大学学报, 2022, 56(8): 1034-1042.
- XIAO Ke-hua, LUO Jia-hao, RAO Yu. Experiment on wedge-shaped latticework channel cooling applied in aero engine gas turbine blade trailing edge [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2022, 56(8):1034-1042.
- [37] ACHARYA S, ZHOU F, LAGRONE J, et al. Latticework (vortex) cooling effectiveness: Rotating channel experiments[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(3):471-478.
- [38] OH I T, KIM K M, DONG H L, et al. Local heat/mass transfer and friction loss measurement in a rotating matrix cooling channel [J]. Journal of Heat Transfer, 2012, 134(1):011901.1-011901.9.
- [39] HOSSEINALIPOUR S M, AFKARI P, SHAHBAZIAN H, et al. A numerical framework for heat transfer and pressure loss estimation of matrix cooling geometry in stationary and rotational states[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 2019, 76(5):348-368.
- [40] 吴世申,张致君. 高温涡轮气冷叶片冷却效果试验研究[J]. 航空动力学报, 1987(1):69-71, 94.
- WU Shi-shen, ZHANG Zhi-jun. Experimental investigation on the cooling effectiveness of high-temperature air-cooled turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 1987(1):69-71, 94.
- [41] 刘存禄, 罗明俊, 邓化愚, 等. 高负荷跨音速复合气冷涡轮叶片的试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(4):351-356, 392.
- LIU Cun-lu, LUO Ming-jun, DENG Hua-yu, et al. Experimental investigation on composite air-cooled blades of highly-loaded transonic turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(4):351-356, 392.
- [42] MENSCH A, THOLE K A. Overall effectiveness of a blade end-wall with jet impingement and film cooling[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(3):031901.1-031901.10.
- [43] CHAVEZ K, SLAVENS T N, BOGARD D. Effects of internal and film cooling on the overall effectiveness of a fully cooled turbine airfoil with shaped holes [C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2016.
- [44] WILLIAMS R P, DYSON T E, BOGARD D G, et al. Sensitivity of the overall effectiveness to film cooling and internal cooling on a turbine vane suction side [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(3):031006.1-031006.7.
- [45] DYSON T E, MCCLINTIC J W, BOGARD D G, et al. Adiabatic and overall effectiveness for a fully cooled turbine vane [C]//ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, 2013.
- [46] LI X, REN J, JIANG H. Experimental investigation of endwall heat transfer with film and impingement cooling [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139(10):101901.1-101901.9.
- [47] 王培泉,郭昊雁,李杰,等. 涡轮导向叶片综合冷却效率实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(7):1568-1576.
- WANG Pei-xiao, GUO Hao-yan, LI Jie, et al. Experimental investigation on overall cooling effectiveness of turbine guide vane [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7):1568-1576.
- [48] 魏景涛,钟博,刘阳鹏,等. 气冷涡轮叶片综合冷却特性实验研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2021, 35(9):278-286.
- WEI Jing-tao, ZHONG Bo, LIU Yang-peng, et al. Experimental investigation on integrated cooling characteristics of air cooled turbine blade [J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Sciences), 2021, 35(9):278-286.
- [49] 邓丽君,宣文韬,钟博,等. 涡轮叶片表面温度场及综合冷却效果试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3):442-448.
- DENG Li-jun, XUAN Wen-tao, ZHONG Bo, et al. Experimental research on surface temperature field and comprehensive cooling effect of turbine blade [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 53(3):442-448.
- [50] LIU C, XIE G, WANG R, et al. Study on analogy principle of overall cooling effectiveness for composite cooling structures with impingement and effusion [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 127:639-650.
- [51] 石黎,孙志颖,卢元凤. 冷却流量对涂层叶片冷却性能影响的数值研究[J]. 热科学与技术, 2022, 21(3):227-234.
- SHI Li, SUN Zhi-ying, LU Yuan-feng. Numerical study on the effects of thermal barrier coating and cooling flow rate on cooling performance of coated turbine blades [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2022, 21(3):227-234.