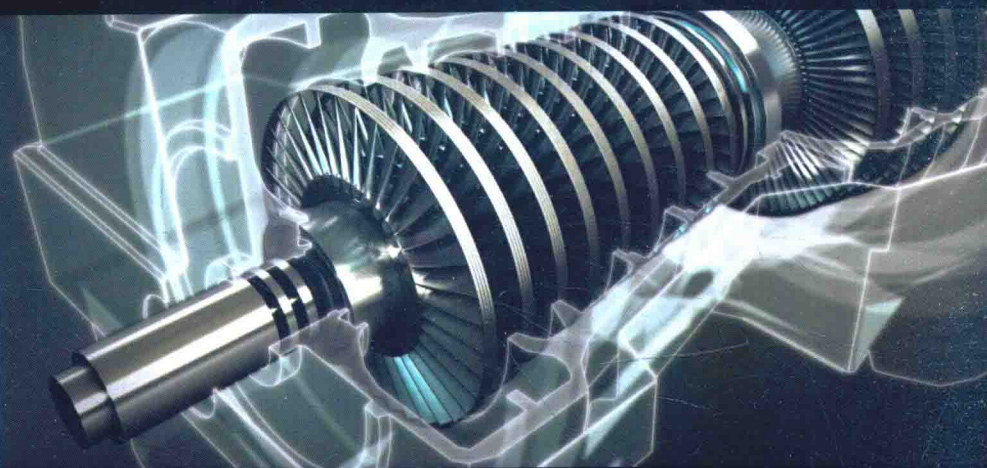




装备科技译著出版基金

Impingement Jet Cooling in Gas Turbines

燃气轮机 冲击冷却技术



[美] 天野良一 (Ryoichi S. Amano) 主编
[瑞典] 蒙特·桑顿 (Bengt Sundén)
高杰 董平 译
郑群 审校



国防工业出版社
National Defense Industry Press



装备科技译著出版基金

燃气轮机冲击冷却技术

Impingement Jet Cooling in Gas Turbines

Ryoichi S. Amano Bengt Sundén

[美]天野良一 [瑞典]蒙特·桑顿 主编

高杰 董平 译

郑群 审校

国防工业出版社

· 北京 ·

著作权合同登记 图字:军-2015-252号

图书在版编目(CIP)数据

燃气轮机冲击冷却技术/(美)天野良一

(Amano, R. S.), (瑞典)桑顿主编;高杰,董平译. —

北京:国防工业出版社,2016.1

书名原文:Impingement Jet Cooling in Gas Turbines

ISBN 978-7-118-10728-9

I. ①燃… II. ①天… ②桑… ③高… ④董… III.

①燃气轮机—冷却—研究 IV. ①TK474.8

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第315224号

Impingement Jet Cooling in Gas Turbines by R. S. Amano, B. Sundén.

Copyright © 2014 by WIT Press. All rights reserved. This book, or parts thereof, may not be reproduced in any form or by any means, electronic or mechanical, including photocopying, recording or any information storage and retrieval system now known or to be invented, without written permission from the Publisher.

Simplified Chinese translation rights arranged with WIT Press through Vantage Copyright Agency of China.

All Rights Reserved.

版权所有,侵权必究。

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

三河市众誉天成印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 12¼ 字数 325 千字

2016年1月第1版第1次印刷 印数 1—2000册 定价 78.00元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

序

本书包括 8 章,内容涉及燃气轮机冲击冷却的基本原理及其应用等。各章均由特邀作者写作,并进行了评审。各章遵循统一的大纲和格式以便读者阅读。

第 1 章概述了燃气轮机冲击冷却设计的基础知识,并介绍了不同的应用情况以及存在的局限性等。第 2 章描述了冲击腔的试验和数值研究。研究结果为燃气轮机冷却技术的发展提供了有益的思路。第 3 章介绍了阵列冲击冷却的最新进展,并考察了一些流动参数的影响。第 4 章介绍了冲击冷却在燃烧室火焰筒背侧冷却上的应用。第 5 章描述了冲击与发散复合冷却技术。第 6 章则关注冲击射流与壁面射流的流动控制。第 7 章对有无旋转的冲击射流进行了简要回顾,并进行了相关数值研究。最后一章介绍了肋强化二维射流和圆形射流的冲击射流冷却。

我们感谢译者为翻译本书而付出的辛勤劳动。

我们相信本书的翻译将加快燃气轮机冲击冷却方面成果的传播。随着中国工业的发展,本书中译本将会与许多燃气轮机领域的研究人员和工程技术人员见面,从而推动本书中研究成果的工程应用。我们希望中国燃气轮机界将从本书中找到感兴趣的内容,并从中获益。

我们也感谢 WIT 出版社使得翻译本书成为可能。

天野良一和蒙特·桑顿

Raych S. Amano

Kenyt Sundén

2015 年 10 月

前 言

本书重点关注燃气轮机射流冲击冷却技术,涉及冲击冷却的基本原理及其在真实燃气轮机上的应用。

第1章介绍了燃气轮机冲击冷却设计、冲击冷却在发动机中的不同应用情况及其局限性等方面的基础知识,详细描述了燃气轮机热端部件包括燃烧室系统和高压涡轮上的单一冲击射流、单列射流和阵列射流等典型实例,提供了冲击冷却在叶型气动前缘和尾缘区域、燃烧室火焰筒、转盘上的应用情况,还介绍了冲击冷却在受限通道内的新应用、叶顶和气膜冷却等。

第2章论述了单、双出口流动情况下冲击腔内流动的试验和数值研究。本章指出,当雷诺数大于12000,局部努塞尔数与射流雷诺数的0.78次方相关,这证实了在更高的雷诺数范围内湍流滞止和边界层流动对雷诺数的依赖性;而雷诺数小于8000的关系曲线的偏差表明在当前雷诺数范围内,气流与转换湍流将部分掺混。这一发现有助于传热计算湍流模型的选择。研究结果对燃气轮机冷却技术的发展提供了有益的建议。

针对单出口流动情形,试验和数值结果表明对于单列均匀射流,努塞尔数有略微减小。这种现象已通过大量的计算研究得到澄清,传热减少主要是由于周围射流和侧壁效应诱导旋涡运动所致。

第3章介绍了阵列冲击冷却的最新进展,包括对马赫数、雷诺数、温比、孔间距和射流与靶面间距影响的考虑。试验获得的数据覆盖了这些参数的宽变化范围。本章内容有助于理解这些显著提高对流传热效果的影响因素,进而为工程师和学术界提供指导。

第4章介绍了冲击冷却在燃烧室火焰筒背侧冷却上的应用。对于燃气轮机热端部件尤其是静叶和燃烧室火焰筒,射流冲击冷却具有重要作用。在现代低排放燃气轮机燃烧室上,燃烧室火焰筒冷却是从其背侧通过新型强化传热方法来实现的。本章综述了冲击射流相关的传热研究和设计背景;给出了一些关注于燃烧室火焰筒新型冷却方法的具体研究。对于未来可能开展的研究方向和一些正在考虑的研究也在本章中一并给出。

第5章介绍了冲击与发散复合冷却技术。对于这种技术,有许多因素影响其冷却性能,包括孔型、发散孔朝向、靶面布置以及间隙距离。本章解释了影响冷却性能的主要变量分类原则,以及传热和射流特性是如何被热物理方面的变量所控

制的。此外,本章详细讨论了有关表面处理的不同应用技术,例如曲率表面、肋和柱肋结构的结合等,综述了冲击/发散冷却系统的影响,解释了传热传质的试验方法和数值分析。最后,本章追溯了冲击/发散冷却系统的发展历程,并提出了进一步的发展方向。

第6章介绍了冲击射流和壁面射流的流动控制。本章主要是为燃气轮机冲击射流的流动控制技术提供有用信息,并且基于最新进展讨论冲击射流被动和主动流动控制的最新趋势。燃气轮机流场中的温度水平如此之高,迫切需要材料和冷却技术的创新性发展。因此,新型冷却系统将在未来用于燃气轮机冷却;可用于严苛温度和压力条件下射流冲击控制的智能激励器也将由于相关技术的发展而得到应用。

第7章综述了有无旋转冲击射流方面的研究。另外,旋转射流冲击传热的数值研究也在本章中进行了介绍。不同的湍流模型被使用,并且与试验数据进行了比较。通常情况下,V2F模型的模拟精度较高,然而对于较小的喷嘴与板间距,该湍流模型的模拟精度并不是太高。就冲击平板上的努塞尔数分布而言,有无旋转冲击射流之间的性能差异也被清晰地分辨出。旋转运动的强度显著影响当前的复杂流场、回流区的形成,进而影响传热过程。

第8章介绍了肋强化二维射流和圆形射流的冲击冷却传热。本章借助于蔡升华法传质试验和RANS、LES数值方法给出了壁面射流区域肋片对传热强化的影响。通过比较不同计算模型得到的计算结果,作者建议采用LES数值方法预测通道下游区域努塞尔数分布。

所有的章节遵循统一的大纲和格式。本书为大学老师、学术研究人员和工业界研发工程师/科学家提供了有价值的信息。

我们非常感谢各章作者和评审专家,也非常感谢在本书出版过程中WIT出版社的工作人员尤其是Elizabeth Cherry女士提供的持续帮助和大力支持。最后我们要感谢Carlos Brebbia教授,是他给予我们强有力的支持和鼓励去完成这一项目。

天野良一
蒙特·桑顿

目 录

第 1 章 燃气轮机冲击冷却:设计、应用及局限性	1
1.1 引言	1
1.2 应用	5
1.2.1 单一射流冲击冷却	5
1.2.2 单列射流冲击	7
1.2.3 前缘冷却	7
1.2.4 尾缘冷却	8
1.2.5 表面阵列射流冲击	8
1.2.6 内外流路冷却	9
1.2.7 转盘冲击	10
1.2.8 旋转冷却通道内冲击	11
1.2.9 受限通道冲击	12
1.2.10 任意粗糙网纹表面冲击	12
1.2.11 叶顶内部冷却	14
1.2.12 燃烧室冷却	15
1.2.13 闭式冲击冷却	16
1.2.14 复合冲击气膜冷却	17
1.3 局限性	18
1.4 总结	21
符号说明	21
参考文献	21
第 2 章 单、双出口流动及不同冲击距条件下射流冲击冷却	25
2.1 引言	25
2.2 阵列射流冷却	26
2.3 湍流模型	28
2.3.1 SST 模型	28
2.3.2 V2F 模型	28

2.4 结果与讨论	29
2.4.1 单出口流动情形	29
2.4.2 双出口流动情形	41
2.4.3 非圆形孔	48
2.4.4 错位阵列	49
2.5 总结	49
致谢	49
参考文献	49
第3章 阵列冲击冷却的最新进展	51
3.1 引言	51
3.2 试验装置与操作规程	54
3.2.1 气流冲击设施与阵列冲击板	54
3.2.2 流量系数测量与确定	57
3.2.3 局部恢复系数测量	57
3.2.4 局部努塞尔数测量	57
3.3 试验结果与讨论	59
3.3.1 横流与射流速度比和流量系数	59
3.3.2 雷诺数和马赫数对阵列冲击传热的独立影响	59
3.3.3 温比对阵列冲击传热的影响	65
3.3.4 孔间距对阵列冲击传热的影响	68
3.3.5 射流与靶面间距对阵列冲击传热的影响	73
3.4 总结与讨论	75
致谢	77
符号说明	77
希腊符号	78
参考文献	79
第4章 燃烧室火焰筒背侧冲击冷却	82
4.1 引言	82
4.2 背景	83
4.3 射流冲击冷却	84
4.3.1 初始横流的影响	89
4.3.2 燃烧室火焰筒的冲击冷却	90
4.4 结论	98
参考文献	99

第 5 章 燃气轮机冲击/发散冷却方法	100
5.1 引言	100
5.2 冲击/发散冷却传热	102
5.2.1 冲击/发散冷却原理	102
5.2.2 冲击射流与冲击/发散冷却的对比	103
5.3 冲击/发散冷却的主要变量	105
5.3.1 孔型及其布置的影响	105
5.3.2 板距的影响	108
5.3.3 雷诺数的影响	110
5.3.4 表面曲率的影响	113
5.3.5 横流的影响	115
5.3.6 表面处理的影响	119
参考文献	125
第 6 章 冲击射流和壁面射流的流动控制	127
6.1 冲击射流的流动控制简介	127
6.2 射流冲击的被动控制	127
6.2.1 喷嘴被动控制	128
6.2.2 靶面被动控制	136
6.3 射流冲击的主动控制	139
6.3.1 喷嘴主动控制	139
6.3.2 靶面主动流动控制	142
6.4 总结	142
参考文献	142
第 7 章 旋转射流冲击传热的数值模拟	147
7.1 引言	147
7.2 控制方程	150
7.3 数值方法	151
7.3.1 湍流与湍流模拟	151
7.4 结果与讨论	152
7.4.1 基本测试算例——旋流的物理影响解释	152
7.4.2 湍流旋转射流冲击	154
7.4.3 计算与 Bilen 等 ^[33] 试验的对比	155
7.4.4 计算与 Huang 和 El-Genk ^[35] 试验的对比	157

7.5 结论	157
致谢.....	158
符号说明.....	158
希腊符号.....	158
下标.....	159
参考文献.....	159
第8章 带肋靶面射流冲击冷却的强化传热试验与数值研究	161
8.1 引言	161
8.2 试验研究	162
8.2.1 二维射流喷嘴的传热试验.....	162
8.2.2 圆形射流喷嘴的传热试验.....	163
8.2.3 蔡升华法.....	164
8.2.4 结果与讨论.....	165
8.3 数值研究	172
8.3.1 肋强化二维射流冲击传热.....	172
8.3.2 圆形肋强化射流冲击传热.....	178
8.4 总结	182
参考文献.....	182

第1章 燃气轮机冲击冷却:设计、应用及局限性

Ronald S. Bunker¹, Jason E. Dees² & Pepe Palafox¹

¹GE Aviation, Cincinnati, OH, USA.

²GE Global Research, Niskayuna, NY, USA.

在推进和动力驱动发动机中,利用冲击冷却来维持燃气轮机高温部件可接受的材料温度是少数比较可靠且已得到广泛应用的一种冷却方法。冲击冷却利用可用的压力差和一个或者若干个适当的喷嘴结构来产生高速射流,高速射流直接冲击作用在部件内表面,从而起到冷却壁面的作用。在这些涡轮部件中,冲击冷却的潜在设计空间是巨大的,然而实际使用中的设计空间却趋于被相对较少的已建立的关联式所限制。冲击冷却应用于几乎所有的热端部件,包括燃烧室、涡轮静叶、动叶和叶冠,甚至旋转轮盘,适用于10000~500000的射流雷诺数范围。冲击冷却的复杂性在于大量的特定射流和表面几何形状之间的组合,而其与真实部件密切相关。冲击冷却是一种比较灵活的方法,也正是由于这个原因,其使用目的必须遵循其他一些设计要求,比如来自于气体动力学、机械结构、振动、低周疲劳和蠕变断裂极限方面的要求。本章介绍了燃气轮机冲击冷却设计、在发动机中的各种应用以及使用中的典型局限性等方面的基础知识;描述了一些通用的应用于燃气轮机热端部件包括燃烧室系统和高压涡轮的例子,例如单一冲击射流、单列射流和阵列射流;提供了在叶型气动前缘和尾缘区域、燃烧室火焰筒和旋转轮盘上的应用,以及在受限通道、叶顶和气膜冷却方面的新兴应用等;讨论了冲击冷却的主要影响因素,包括表面粗糙度、旋转和累积冷气横流恶化。本章还讨论了由可用压力、制造、涡轮运行和系统热管理等因素引起的冲击冷却的主要局限性。

1.1 引言

燃气轮机内流体的使用定义了发动机的主要功能,包括来自于燃料化学能的动力以及容纳和控制该动力的方式。发动机内相对较少的区域利用纯静态流体;相反地,发动机主要是由流体传递支配,主要是强迫流动,也存在自然流动。风扇、压气机、涡轮和排气装置流路存在着滞止区、边界层、分离区、核心流动、泄漏、喷射

甚至激波。冲击作为一种流动机制,在以上流路流动中特别是在气动损失以及确定影响涡轮热负荷的限制条件方面起着重要作用。然而,使用冲击的主要作用在于发动机热燃气流路的冷却和密封。图 1-1 给出了一个典型航空燃气涡轮发动机的布局图及冲击在维持发动机功能和可操作性上的使用情况。冲击主要用于燃烧室、高压涡轮静叶、动叶和叶冠的冷却,也可用于涡轮机匣的主动间隙控制、涡轮二次空气系统的密封、涡轮盘的预旋冷却以及在加热模式下用于风扇-压气机系统的除冰。由于大多数燃气轮机是自持系统,因此所有的冲击流体通常从压气机的适当级中抽取。

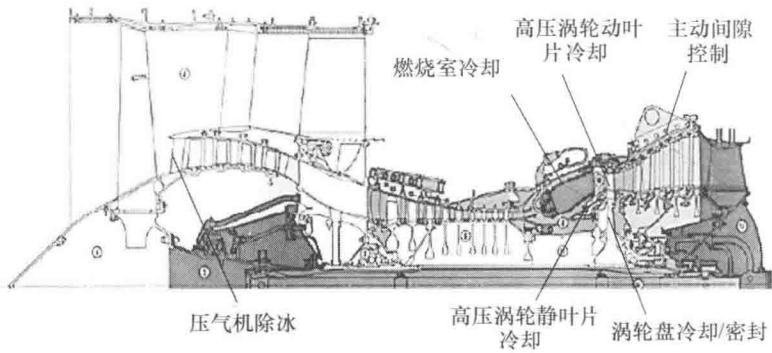


图 1-1 冲击在燃气涡轮发动机中的使用情况

燃气轮机部件冷却技术,主要取决于内部单相燃气与空气的对流和外部空气的气膜冷却,目前已发展了很多年,且已深入到与许多不同表面、体系结构和流体-表面干涉关联的复杂几何形状。这一技术领域的基本目标是以最小的热力学循环性能下降为代价获得最高的总体冷却效率。为什么要使用冲击?简单地说,这是因为与所有其他单相冷却方式相比,冲击可以提供最高可能的对流传热系数的强化因子。几乎高压涡轮部件的所有高度冷却区域都使用湍流对流流动和传热,很少有热端部件内的冷气流动是层流或者层流-湍流过渡状态。此外,用于冷却的雷诺数(基于传统特征长度和速度而定)的典型范围为 10000 ~ 60000,对于静态和旋转部件,这是真实的。对于涡轮冷却来说,传热系数的强化通过寻求在冷气流中产生掺混机制以使湍流流动得以充分利用,从而在近壁面热气流附近快速交换更冷的气流,这些机制包括各种形式的剪切层、边界层分离以及旋涡生成。冲击冷却通过直接冲击冷气到壁面而绕开这些流动机制,因此创造了一个新的且连续更新的局部边界层。与传统的热交换器有着明显区别的是,大多数涡轮冷却方法并不依赖于增加冷却表面面积,因为可用的表面积与体积比非常小。增加表面积是有益的,但不是涡轮强化冷却的首要目标。与光管中完全发展湍流关联的传热系数相比,采用各种强化技术通常导致传热系数至少增加 1.5 倍甚至 5 倍。如图 1-2 所示,传热系数强化通常以带来更高的摩

擦系数增加为代价,这主要是由于发动机内大多数冷却应用都高度依赖于允许的可用压力损失,这通过减少输出有用功或者推力进而直接影响效率。在所有冷却方法中,冲击单独工作在雷诺数自模化区域,此处传热强化与摩擦增加相当。冲击冷却需要压力驱动来加速流体成为射流,但由于冲击到壁面的实际行为,而几乎不产生压力损失。

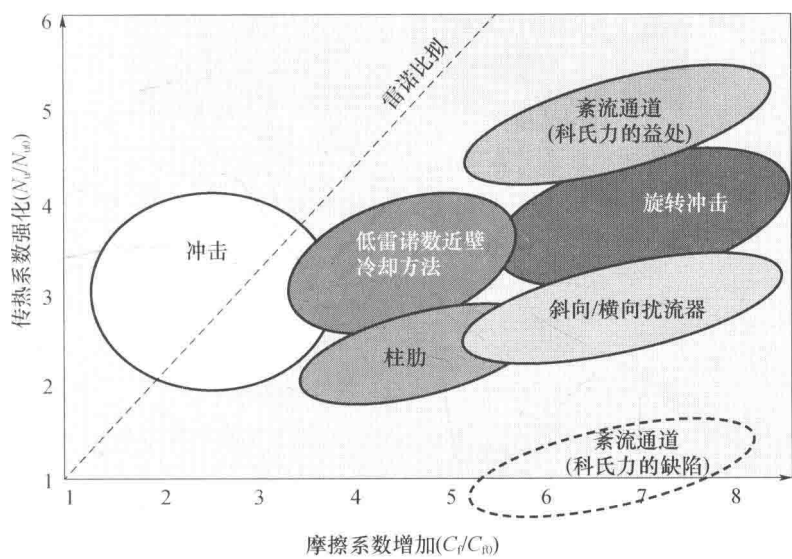


图 1-2 传热系数强化与摩擦系数增加的关系
(针对基本的燃气轮机强化冷却方法)

鉴于冲击射流的冷却效率较高,这种冷却方法在给定的足够可用压头和几何容积前提下提供了一种部件热负荷管理的有效手段。冲击射流规则布置在涡轮叶片和端壁内,其可以在比较开阔的内部壁面区域提供相对均匀和可控的冷却。这些有规则的射流阵列通常借助于固定到相对于靶面的位置上的金属折流板、插入件或者盖板而直接冲击靶面。图 1-3 给出了一个传统的气冷涡轮进口静叶片,其在叶片内借助于两个冲击挡板产生了射流阵列。叶片上下端壁也可以采用冲击挡板的方式,不过上下端壁的射流阵列结构有所不同。这些布置允许大规模冲击结构的设计,包括直列式、交错式或者任意类型的射流。在叶片一些受限制的区域比如前缘或者尾缘,冲击射流的展向布置有时用来对一个外部高热负荷区域实施强化冷却,比如叶片气动滞止区域。图 1-4 给出了一个高压涡轮叶片冷却设计的例子,其强调了叶片前缘和尾缘区域的冲击射流冷却。此外,也存在单一射流冲击选定的静态和旋转表面的许多其他应用。端壁、独立的叶冠和燃烧室火焰筒可能都具有特定的局部冷却要求,很适合使用单一射流冲击冷却。可适用的基础冲击传热方面的研究总结参见文献[1,2]。

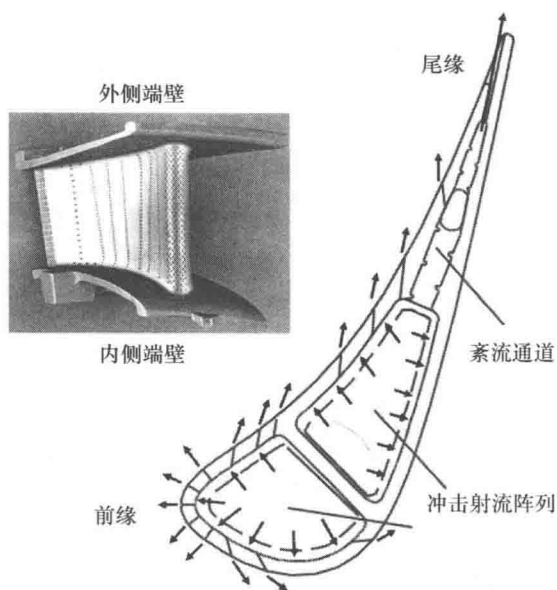


图 1-3 冲击冷却在涡轮进口静叶片中的典型应用

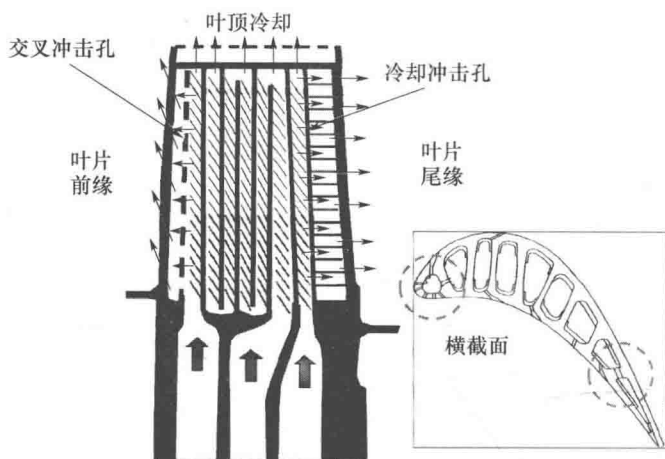


图 1-4 冲击冷却在高压涡轮叶片中的典型应用

事实上,阵列冲击射流是这种冷却技术最常见的形式。图 1-5 给出了典型冲击阵列的传热系数分布,其中,射流之间并没有强烈的干涉,这与单一冲击射流冷却比较相似。值得注意的是,在这两种情况下,传热系数的最大值与最小值之比最高可达 10。主要的几何参数包括射流直径 D ,射流与靶面间距 z 和阵列射流间距 x 和 y 。大多数应用采用的靶面距离为 $1 \leq z/D \leq 5$,阵列间距为 $3 \leq x/D, y/D \leq 12$,射流雷诺数 Re_D 为 20000 ~ 70000。出于设计目的,冲击射流阵列的传热系数可从 Florschuetz 等^[3] 的关联式中获得。该关联式包括另一个主要参数 G_j/G_c ,其定义为

局部冲击冷却与累积的冲击后横流的相对强度(质量流量),其决定了横流造成冲击射流偏离或者恶化的程度。

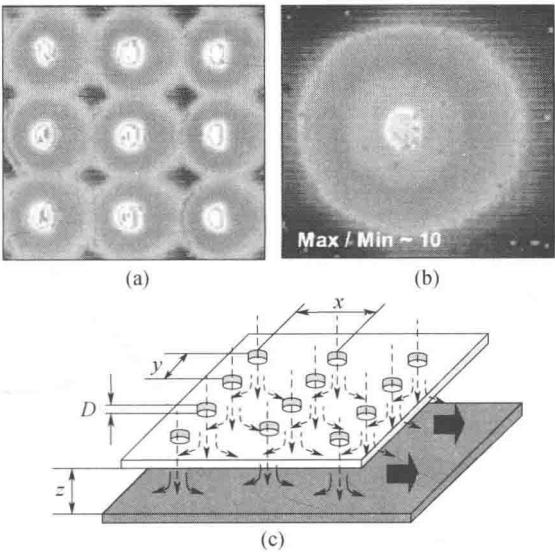


图 1-5 阵列传热系数分布(a)和单一射流驻点到远场间的相对大小范围(b),基本的阵列射流冲击结构(c)。

$$Nu = A \cdot Re^m \cdot \{1 - B \cdot [(z/D) \cdot (G_c/G_j)]^n\} \cdot Pr^{1/3} \tag{1.1}$$

式中,A、B、m 和 n 为下式中的任一个:

$$A,B,m,n = C \cdot (x/D)^q \cdot (y/D)^r \cdot (z/D)^s \tag{1.2}$$

对于一般的冲击射流和阵列射流,所有的影响参数包括射流形状、射流长度与直径比、冲击角(原点和偏斜角)、靶面几何结构(比如粗糙或者图案)、非均匀射流尺寸、非均匀阵列间距、几何限制、流体卷吸、与冷气喷出的干涉、靶面旋转、科氏力和离心力以及表面曲率等。在以下小节中,这些参数及装置将在燃气轮机中的应用介绍中深入讨论。

1.2 应 用

1.2.1 单一射流冲击冷却

单一射流冲击到壁面并进行传热代表着最基本的冲击布置。如上所述,单一射流冲击的影响参数很多,主要的参数包括射流形状、射流到靶面的距离与直径比(z/d)、冲击角以及射流雷诺数(Re_j)。单一射流冲击传热的深入研究报告参见文献[1]。正如文献[1]中所描述的那样,冲击射流流场可分为三个区域,这些区域包括自由射流区、滞止区以及冲击后的壁面流动区。图 1-6 给出了冲击射流的流

动示意图,对冲击射流流场的深入描述也可参见文献[1]。

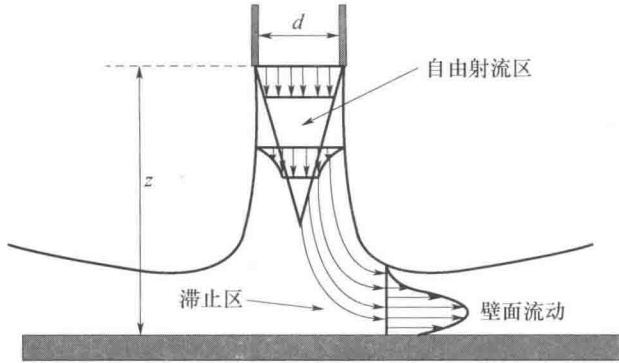


图 1-6 圆形射流冲击的流动形态^[1]

Gardon 和 Cobonpue^[4]通过处于自由大气中的圆形射流研究了影响平板冲击传热冷却效率的两个关键参数 Re_j 和 z/d 的影响,其中 Re_j 的取值范围为 7000 ~ 112000, z/d 从 0.5 到 50 之间变化。该研究揭示出,对于单一射流冲击冷却,在 z/d 为 6 ~ 8 之间的区域存在最高滞止传热系数(或者努塞尔数),这个结论比较重要,主要是由于在大多数燃气轮机应用中 z/d 值一般小于 5。显而易见,在燃气轮机应用中首要关注的并不是单独考虑滞止传热系数,相反地,远离驻点的一些环面半径滞止区域内平均传热系数通常更加重要。Perry^[5]的研究指出,相对于射流与靶面间距 z ,随着远离射流中心线距离的增加,平均传热系数急剧降低。当远离射流中心线的距离为 20% z 时,传热系数降低到峰值的 60% 以下。当距离为 80% z 时,平均传热系数降低到峰值的 10% 以下。Gardon 和 Akfirat^[6]对比研究了在相似参数下单一二维狭缝射流的冲击传热情况。定性地,对于圆形和狭缝射流,滞止传热系数对 Re_j 和 z/d 的依赖性相似的。然而,狭缝射流的滞止传热系数明显低于圆形射流。

Goldstein 和 Franchett^[7]研究了冲击射流相对于靶面的角度对冲击传热的影响。除了冲击角度之外, Re_j 和 z/d 也是可变的。当冲击角从 90° 开始降低时,冲击传热系数曲线在本质上表现出椭圆形性质。直到冲击角大概小于 30° 时,传热系数峰值才受到冲击角降低的明显影响,这导致所有算例下的传热系数约降低了 20%。鉴于在燃气轮机及其部件中可利用的空间有限,在有限空间内,附近燃气的卷吸作用有限,从而使其成为一个重要的考虑因素。Ichimiya^[8]研究了壁面受限区域内冲击角的影响。在这种情形下,受限壁面阻止冲击射流卷吸任何附近燃气,并且限制冲击后壁面流动占据的空间。与 Gardon 和 Akfirat^[6]的结果相一致的是,当冲击角从 90° 降低到 45° 时,峰值传热系数也有略微降低。不过,与不受限制射流相比,流场的受限制特性确实造成二维传热系数分布形状上的一些差异。

在燃气轮机部件上,冲击射流常常借助于带有机加工孔的薄金属插入件而直接冲击靶面。Brignoni 和 Garimella 的工作^[9]研究了不同的倒角尺寸对所产生的

冲击传热的影响。一般地,倒角对冲击传热系数影响很小,但是进口倒角确实使得射流喷嘴中由于突然收缩导致的压降变得更低。这意味着,如果内聚射流可以形成,并且制造约束允许,以更小的冷气供应压力可以形成相当的传热性能。

1.2.2 单列射流冲击

冲击孔列经常在燃气轮机部件冷却中使用以增加受到冷却的区域。单列冲击孔尤其适用于一些类似叶片前缘的区域。在叶片前缘,沿滞止线的高外部传热系数必须被高内部传热系数抵消以维持金属温度,并获得所需的部件寿命。除了以上讨论的与单一冲击射流相关的参数之外,在一直列中(x/d),相邻射流间距是额外的一个受关注参数。Metzger 和 Korstad^[10]研究了在横向来流存在情况下单列射流冲击到平板上的影响。在涡轮应用中,冲击燃气经常受到限制并且被迫朝一个方向排出,并且作用过的冲击燃气累积速度的存在导致了明显的横流效应。Metzger 和 Korstad^[10]的结果指出,与无横流算例相比,冲击燃气射流与横流的干涉降低了冲击性能,如图 1-7 所示。随着 x/d 的增加,相对于无横流算例的性能降低更少,这是由于更大的射流间距提供了更小的对横流的阻塞作用,进而导致更小的横流与冲击射流间干涉所致。

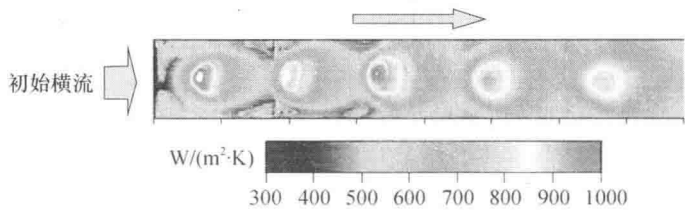


图 1-7 横流对单列射流冲击传热系数的不利影响^[49]

1.2.3 前缘冷却

由于沿燃气轮机叶片滞止线存在高的热负荷,展向冲击射流孔列常常指向叶片前缘内部。在涡轮叶片中,冲击流体通过如图 1-3 所示的金属冲击板冲击前缘内部壁面,在叶片前缘,流体常常通过交叉式冲击孔列冲击叶片前缘,这些冲击孔由冷气腔供气,而冷气腔是取决于叶片冷却设计的折流式冷却的一个组成部分。图 1-8(a)给出了前缘冲击区域的放大视图。除了以上讨论的关键变量之外,凹形靶面结构对所得到的冲击传热系数也会产生影响。

前缘冲击的相关几何变量包括前缘半径和前缘锐度,其中前缘锐度是在考虑叶片气动性能的前提下对叶片前缘进行拉长所致。正如 Metzger 等^[11]所解释的那样,增加叶片前缘锐度会导致 z/d 值大于最优的射流与靶面间距。相对于最优 z/d 间距来说,这减少了传热系数。虽然以前的论述整体上是正确的,但 Bunker 和 Metzger^[12]的工作获得了叶片前缘模型区域的全部传热系数分布,且前缘模型的凹