

多种流动控制技术

谢永慧 张 荻 吕 坤 编著



科学出版社

多种流动控制技术

谢永慧 张 荻 吕 坤 编著



科学出版社

北京

内 容 简 介

本书介绍了进行流动控制研究的数值和实验方法,深入细致地描述了多种流动控制技术,包括涡旋射流、合成射流、球窝、扑翼振荡等。通过大量的实例和图表阐述了流动结构的控制机理,同时提供了一些可供参考和借鉴的流动控制结构及具体参数。本书内容新颖广泛,既强调机理,又注重应用。

本书可供能源动力、航空航天等专业的科研人员参考使用,也可作为相关专业的研究生教材。

图书在版编目(CIP)数据

多种流动控制技术/谢永慧,张获,吕坤编著.—北京:科学出版社,

2017.3

ISBN 978-7-03-046464-4

I.①多… II.①谢… ②张… ③吕… III.①液体流动控制—研究
IV.①TK124

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第282019号

责任编辑:亢列梅 高慧元 / 责任校对:刘亚琦

责任印制:张伟 / 封面设计:铭轩堂

科学出版社出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

北京教图印刷有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2017年3月第一版 开本:720×1000 1/16

2017年3月第一次印刷 印张:12 1/2

字数:242 000

定价:80.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

逆压梯度可能使近壁区流体发生回流或逆流，导致流体不能沿着物面外形流动而离开物体表面，这种现象称为流动分离。尽管分离流动可以提高热量和质量的传输以及混合效率，但其危害也极为显著：飞机机翼表面的流动分离将引起阻力增加，升力降低，甚至失速；动力机械中通流叶栅和扩压器中的流动分离会降低运行效率，还可能造成过大的振动从而危害机器的安全运行。因此，加深对流动分离物理过程的认识，发展分离流动控制技术，一直是学术界和工程界关注的焦点。

流动控制概念由来已久。早在 1904 年，普朗特在首次提出边界层理论的同时，就给出了采用抽吸方法控制圆柱绕流和推迟分离的实验结果，表明了流动是可以控制的。随着流体力学、计算流体力学和实验流体力学等的进一步发展，众多学者开发了多种流动控制技术以提高飞行器和动力机械等的效率及安全性。例如，美国空军研究实验室应用球窝有效控制了低压透平叶片吸力面的流动分离，降低了叶栅损失。

本书总结了作者及所在科研团队多年来在流动控制理论、数值和实验方面的研究成果，提供了丰富的流动控制实例，阐明了各种流动控制机理，给出了大量可供参考和借鉴的流动控制结构及具体参数。全书分为六章，包括绪论、数值与实验方法、基于涡旋射流的主动流动控制技术研究、基于合成射流的低压高负荷透平叶栅边界层分离控制研究、球窝结构的流动控制研究、振荡扑翼的推进特性及能量采集研究。

本书得到了国家自然科学基金（10602044）、国家 863 计划专题课题（2009AA04Z102）、教育部留学回国人员科研启动基金、西安交通大学新兴前沿/学科综合交叉类科研项目（XJJ20100127）等的资助。本书内容涵盖了曾在研究团队学习过的 8 位研究生的科研成果，他们是樊涛博士、蓝吉兵博士、陈建辉博士、吕坤博士、舒静硕士、叶冬挺硕士、何海宇硕士、王传进硕士，研究团队的姜伟、郑璐两位博士研究生在本书的编写过程中进行了大量校对工作，在此表示诚挚的感谢！科学出版社宓列梅编辑为本书的出版付出了非常多的努力，在此一并表示感谢！

流动控制技术在航空航天和动力机械领域具有广阔的应用前景，其内容远不止本书涉及的几种形式，作者希望抛砖引玉，吸引更多的卓越之士共同推动这一领域的发展。

由于作者水平有限，书中不足之处在所难免，敬请读者批评指正。

作 者

2016 年 12 月
于西安交通大学

目 录

前言

1 绪论	1
1.1 流动分离现象	1
1.2 基于涡旋射流的主动流动控制技术	2
1.2.1 射流式涡旋发生器	3
1.2.2 涡旋射流流动特性	4
1.3 基于合成射流的主动流动控制技术	5
1.3.1 合成射流激励器	6
1.3.2 合成射流控制技术的研究和应用	6
1.4 流动分离的被动控制技术	8
1.5 振荡扑翼的流场结构控制	10
1.5.1 振荡扑翼的推进特性	11
1.5.2 振荡扑翼的能量采集	11
1.6 本书的主要内容	12
2 数值与实验方法	14
2.1 热线流速测试技术	14
2.1.1 热线流速测试技术基本原理	14
2.1.2 IFA300 热线测试系统	15
2.1.3 壁面温度修正	16
2.2 PIV 测试技术	16
2.2.1 PIV 基本原理	16
2.2.2 PIV 测速系统	17
2.2.3 示踪粒子的选择	19
2.3 实验测试误差分析	19
2.3.1 热线测量误差分析	19
2.3.2 PIV 测量误差分析	20
2.4 数值研究方法	20
2.4.1 湍流流动的数值研究方法	20
2.4.2 大涡模拟方法	21
2.4.3 雷诺时均方法	25
2.5 湍流相干结构的涡识别	26
2.5.1 湍流相干结构的涡识别简述	26
2.5.2 速度梯度张量第 2 不变量—— Q 定义	27

2.5.3	Hessian 矩阵分析法—— λ_2 定义	28
2.6	结论	29
3	基于涡旋射流的主动流动控制技术研究	30
3.1	涡旋射流控制扩压器流动分离的实验研究	30
3.1.1	涡旋射流控制圆锥扩压器流动分离的实验研究	30
3.1.2	涡旋射流控制矩形扩压器流动分离的实验研究	37
3.2	涡旋射流控制扩压器流动分离的数值研究	44
3.2.1	数值计算方法	44
3.2.2	涡旋射流控制圆锥扩压器流动分离的数值研究	45
3.2.3	涡旋射流控制矩形扩压器流动分离的数值研究	52
3.3	涡旋射流控制逆压梯度平板边界层分离的实验及数值研究	59
3.3.1	实验系统及实验装置	59
3.3.2	实验结果分析	61
3.3.3	数值计算方法	62
3.3.4	各工况的大涡模拟结果分析	63
3.4	结论	75
4	基于合成射流的低压高负荷透平叶栅边界层分离控制研究	77
4.1	合成射流技术原理及数学描述	77
4.1.1	合成射流技术原理	77
4.1.2	合成射流激励器的数学模型及影响因素	78
4.1.3	合成射流与主流的相互作用	81
4.2	低压透平 PakB 叶栅流动分离的合成射流控制	82
4.2.1	研究对象及数值方法	82
4.2.2	低压透平 PakB 叶栅流动特性的数值研究	84
4.2.3	合成射流控制 PakB 叶栅流动分离的数值研究	86
4.3	考虑尾迹影响的 PakB 叶栅流动分离的合成射流控制	99
4.3.1	考虑尾迹影响的 PakB 叶栅流动分离的实验研究	99
4.3.2	考虑尾迹影响的 PakB 叶栅流动分离的数值研究	103
4.3.3	考虑尾迹影响的 PakB 叶栅流动分离的合成射流控制研究	105
4.4	结论	107
5	球窝结构的流动控制研究	108
5.1	布置单个/单排球窝的平板流动实验与数值研究	108
5.1.1	布置单个球窝的平板流动实验和数值研究	108
5.1.2	采用球窝控制逆压梯度平板边界层分离流动的大涡模拟	115

5.2 球窝控制 PakB 叶栅流动分离的数值研究	122
5.2.1 研究对象及数值方法	122
5.2.2 无球窝控制时 PakB 叶栅稳态流动特性	124
5.2.3 采用球窝进行流动控制时 PakB 叶栅稳态流动特性	125
5.3 结论	128
6 振荡扑翼的推进特性及能量采集研究	130
6.1 高频俯仰扑翼推进特性研究	130
6.1.1 研究对象及数值方法	130
6.1.2 扑翼振型	131
6.1.3 小振幅时俯仰扑翼推进特性研究	132
6.1.4 大振幅时俯仰扑翼推进特性研究	134
6.1.5 非正弦振型对俯仰扑翼推进特性的影响	137
6.1.6 弯度对俯仰扑翼推进特性的影响	141
6.2 沉浮扑翼推进特性研究	142
6.2.1 沉浮扑翼振型	142
6.2.2 研究工况	142
6.2.3 不同振型对沉浮扑翼推进特性的影响	143
6.3 采用新型俯仰振型的扑翼推进特性研究	146
6.3.1 新型俯仰振型	146
6.3.2 网格和时间步无关性验证	147
6.3.3 运动参数对新型俯仰扑翼推进特性的影响	148
6.3.4 非正弦振型对新型俯仰扑翼推进特性的影响	153
6.3.5 翼型形状对新型俯仰扑翼推进特性的影响	156
6.4 振荡扑翼能量采集特性研究	162
6.4.1 扑翼能量采集振型	162
6.4.2 扑翼能量采集功率和效率	163
6.4.3 名义攻角对扑翼能量采集效果的影响	164
6.4.4 有效攻角变化模式对扑翼能量采集效果的影响	168
6.4.5 非正弦俯仰振型对扑翼能量采集效果的影响	172
6.4.6 非正弦沉浮振型对扑翼能量采集效果的影响	175
6.4.7 非正弦俯仰与非正弦沉浮耦合运动对扑翼能量采集效果的影响	177
6.5 结论	178
参考文献	180

1 绪 论

1.1 流动分离现象

流动分离是流体力学中一类非常重要而又复杂的流动现象，普遍存在于航空航天、动力机械等各类实际工程中。如图 1-1 所示，当流体绕钝体或曲面流动且未发生分离时，边界层外的流动可视为势流。而在边界层内，由于 S_2 点之前沿流动方向压强逐渐减小（压强梯度为负，顺压梯度），因此作用在流体质点上的压力合力方向与流动方向一致，并与边界层内黏性阻滞作用相反。当流体流过 S_2 点后，压强逐渐增大（压强梯度为正，逆压梯度），作用在流体质点上的压力合力方向与流动方向相反，在逆压梯度与黏性阻力的双重作用下，边界层内的流动在 S_3 点开始发生分离，此时靠近壁面的流体实际上变为回流或逆流，流场中出现大尺度不规则旋涡，旋涡中流体的机械能一部分耗散并转化为热能，因此分离点下游的压强近似等于分离点处的压强^[1]。边界层在分离后，不断地卷起旋涡并流向下游形成尾迹，尾迹一般在流体下游会延伸一段距离。

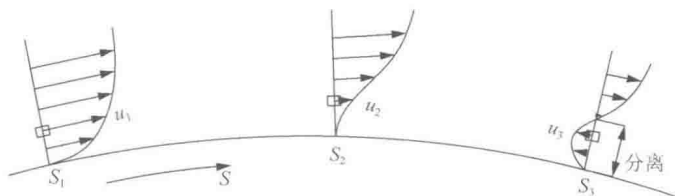


图 1-1 壁面边界层流动分离示意

在许多动力机械中，流体从固壁表面分离是不可避免的。尽管分离流动可以提高热量和质量的传输以及混合效率，但由于其固有的非定常性，往往造成大量的能量损耗。流动分离不仅会引起飞行器的阻力增大、升力减小，导致回流甚至失速，还会降低动力机械的运行效率，使动力机械产生振动并危害机组安全运行。例如，在轴流压缩机中，绕流叶栅的流动发生分离会使压缩机进入旋转失速和喘振等不稳定的破坏性工况，导致压比和效率急剧下降，振动增加，甚至造成重大事故。因此，加深对分离流动物理过程的认识，发展分离流动控制技术，一直是学术界和工程界关注的焦点。

进行流动控制的目的是包括延迟/加速转捩、抑制/加强湍流、阻止/促进分离等，从而减小阻力、增加升力、加强掺混、加强热传导并抑制流动引起的噪声，具有广泛的工程应用前景。进行流动控制还可以在很大程度上提高动力机械的性能。

例如,在透平机械叶片表面进行流动控制可以延迟流动分离,提高压比和质量流量;在机翼表面进行控制可以使流动状态从层流转换为湍流,降低流动阻力;而对火箭发动机进行流动控制则可以增大掺混程度,提高燃烧效率及比冲,使发动机的小型化成为可能,同时可以大大提高火箭及导弹的机动性、经济性,增大射程和载荷,提高能源利用率。

流动控制技术按控制方式分为被动控制与主动控制。被动控制是没有辅助能量消耗的流动控制。这种控制技术通过改变流动边界条件、压强梯度等达到控制流动的目的,主要采用调节优化几何型面来实现(如在物体表面使用固体涡旋发生器^[1-3]、在分离点上游物体表面加工一系列横向或纵向沟槽^[4,5]、在物体表面布置粗糙单元^[6,7]等方法来减少或抑制流动分离)。这种控制是事先确定的,当实际情况偏离设计状态时,控制效果有可能达不到最佳设计状态。主动控制是将辅助能量引入流动的控制。采用这种控制方法时,需要在流动环境中直接注入合适的扰动,使之与系统内的流动相互作用达到控制目的。主动控制方法包括表面运动^[8]、连续或间断吸吹^[9-12]以及以激光、电子束、等离子体^[13-16]等为载体输入能量的方法。流动分离的主、被动控制方法各有优缺点,被动控制的优点在于结构简单,无需额外添加装置或系统,但是变工况性能较差,不能根据主流工况的变化进行相应的调整,而且会增大流动阻力。主动控制的优势在于具有良好的变工况性能,可以根据工况的变化改变自身结构或流动参数,从而达到最优的控制效果,但是主动控制方法往往需要添加额外的装置或系统,从而增加了系统本身的复杂性。

1.2 基于涡旋射流的主动流动控制技术

Wallis^[10]在20世纪50年代提出了采用涡旋射流来抑制和延迟湍流边界层分离的方法,他利用设置在固体壁面上与流动方向形成一定夹角的射流孔向主流中喷射流体,使其生成离散的纵向涡,从而对边界层分离和流动失速进行控制。近年来,随着计算机技术、现代流动测试技术的迅速发展,对涡旋射流控制方法及其应用的研究越来越广泛。目前,相关研究和应用主要集中在扩压器、透平叶片和机翼的流动分离控制。

涡旋射流(vortex generator jets, VGJs)能够在湍流边界层中产生较高强度的纵向涡,在逆压梯度环境下,这种纵向涡能够抑制或消除湍流区域的流动分离^[11],其对边界层的控制作用受到射流方向^[17-19]、射流速度比^[11,17,20]、射流孔形状^[21,22]、射流管布置^[21,23]等多个参数的共同影响,大部分关于涡旋射流对流动分离控制效果的研究都围绕这几方面展开。

1.2.1 射流式涡旋发生器

射流式涡旋发生器是基于固体涡旋生成器原理发展起来的一种边界层分离主动控制方法，它克服了固体涡旋生成器被动控制的缺点，对流场的控制可以随时间快速响应，连续和准确地提供各种工况下边界层分离控制所需要的喷射流量，在不需要控制时能方便迅速地关闭，因此不会向流场中引入附加阻力损失。按流动控制方式可将射流式涡旋发生器分为定常涡旋射流和脉冲涡旋射流两种类型。图 1-2 和图 1-3 分别展示了用于控制透平叶片和机翼吸力面流动分离的射流式涡旋发生器布置图。

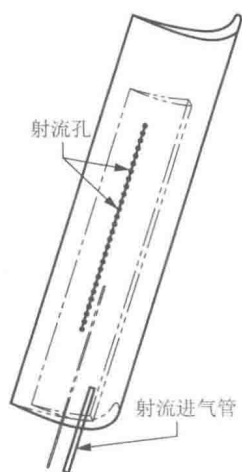


图 1-2 射流控制透平叶片流动分离^[24]

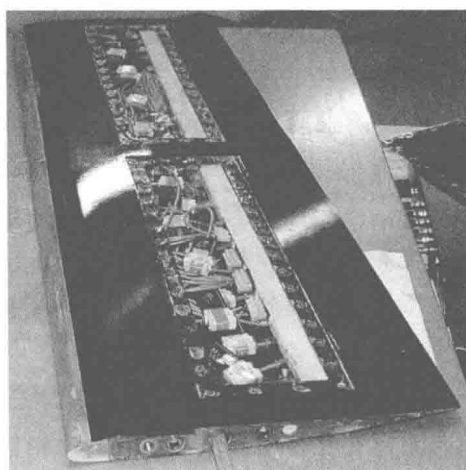


图 1-3 射流控制机翼前缘流动分离^[25]

如图 1-4 所示，典型的涡旋射流主要参数包括：射流方向角（包括射流倾斜角 α 和射流偏斜角 β ），射流速度比 $VR = u_{jet} / U_{\infty}$ （其中 u_{jet} 为射流平均速度， U_{∞} 为主流速度），以及射流孔径与边界层厚度比 d / δ 。如果需要布置多个射流发生器，则要考虑射流孔的个数及间隔。对于脉冲射流，还需要引入脉冲频率 f 和占空比（duty cycle, DC）。

在使用涡旋射流控制流动分离的过程中，涡旋发生器向主流倾斜喷射一股射流，使流场具有了很强的三维特性。射流流动在射流边界处形成速度剪切层，剪切层失稳将产生一个沿主流方向的旋涡，该旋涡能够将主流边界层外的高能流体卷入边界层内，增加边界层内

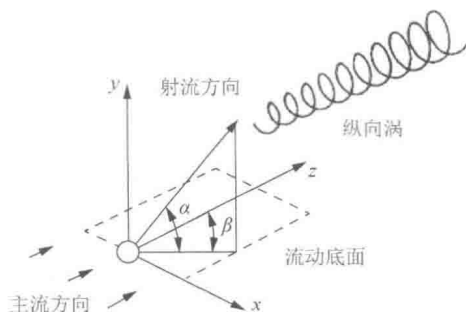


图 1-4 典型的涡旋射流示意图

部流体的能量，达到控制流动分离的目的。此外，与传统的定常涡旋射流相比，脉冲涡旋射流生成的纵向涡更容易渗入边界层内，从而更为有效地控制流动分离，并且当质量流量相同时，脉冲涡旋射流能够更大程度地延缓大攻角机翼的流动分离，大幅度减小分离区面积^[12]。

1.2.2 涡旋射流流动特性

涡旋射流的流动特性与传统的横向射流类似。主流遇到射流阻碍形成绕流，造成射流前后流场压强分布不对称，于是在主流的推力作用下，射流发生弯曲。当涡旋射流形成稳定的流动状态后，整个射流分为以下 3 个区域。

(1) 起始段。在射流出口近区存在一个势流核心区，从射流出口到势流核心区末端为射流的起始段。射流在起始段弯曲不大，基本沿出射方向流动。

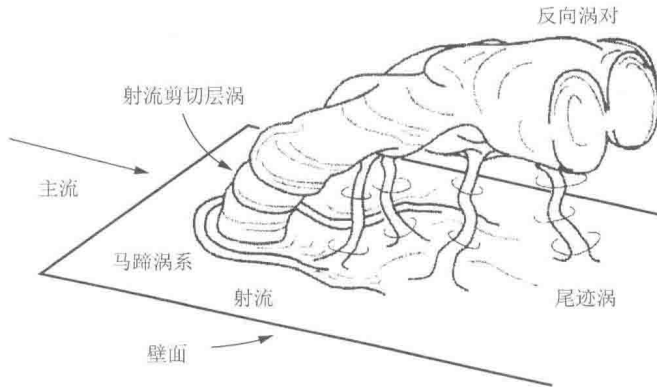
(2) 弯曲段。从势流核心区末端至射流逐渐与横流平行为弯曲段。在弯曲段，由于受到很高的横向压强梯度作用，射流轨迹发生弯曲，流速衰减较快，并且由于绕流的作用，在射流两侧形成一对反向旋涡。

(3) 顺流贯穿段。弯曲段之后即为顺流贯穿段。在顺流贯穿段，射流方向基本与横流方向一致，主流的绕流作用基本消失，射流对主流的影响逐渐减弱，直至消失^[26]。

射流流场特性由大尺度相干结构控制，流动状态非常复杂。图 1-5 给出了射流与主流相互作用形成的主要涡系结构^[27]。在射流近场区域有比较明显的 4 种涡结构并存，分别是射流剪切层涡 (jet shear-layer vortices)、马蹄涡系 (horseshoe vortices)、尾迹涡 (wake vortices) 和反向涡对 (counter-rotating vortices)。这 4 种涡结构相互作用、彼此关联。射流剪切层涡破裂后，反向涡对形成，同时马蹄涡向下游发展，进入尾迹区，而尾迹涡则将部分涡量输运至射流内部的反向涡对。这几种涡之间的作用直接影响着射流和主流流场的变化。

1. 射流剪切层涡

射流剪切层涡是由于射流与主流之间速度大小和方向存在差异，导致剪切层失稳而产生的涡结构。射流剪切层的涡系为涡环结构^[28]，涡环之间存在相互作用，涡环的边界在与相邻涡环的作用中被消除，出现涡环合并现象^[29]。如果射流垂直射入主流，则射流剪切层涡中不一定存在环形涡，并且在射流出口形成的反向涡对将抑制涡环的生成^[30]，若涡环无法形成，则涡层将直接变形和卷起形成射流的大尺度涡结构，同时，剪切层涡还会演化成一些小尺度的非定常肾状或反肾状涡对^[31]。

图 1-5 涡旋射流的结构^[27]

2. 马蹄涡系和尾迹涡

马蹄涡系是主流受到射流的阻碍作用，围绕射流形成的大尺度涡结构。对于方形射流流动，位于射流上游的马蹄涡系随射流与主流速度比的变化而不同，且马蹄涡系的形成具有一定的周期性，其频率与射流尾迹中涡的频率接近^[32]。尾迹涡则是壁面边界层掠过射流边界时形成的分离现象，由于主流的绕流作用，射流主体边界受到剪切发生变形，在射流背流面下游会形成连接射流体和壁面边界层的垂向尾迹涡结构^[33]。

3. 反向涡对

反向涡对是流向截面上—对旋转方向相反的涡结构。关于反向涡对的形成，有多种解释，但尚未有定论。Broadwell 等^[34]认为反向涡对是主流远区的流动特性。Moussa 等^[35]发现射流剪切层涡环卷起时朝着射流的方向旋转，并认为反向涡对起始于射流边界的剪切层，在射流进入主流时便已生成。Cortelezzi 等^[36]采用三维涡元法对反向涡对进行了研究，认为涡环的折叠运动导致了反向涡对的产生，并证实了 Kelso 等^[28]在实验中发现的涡环卷起、相互作用、倾斜折叠等现象。

1.3 基于合成射流的主动流动控制技术

合成射流 (synthetic jet) 又称零质量射流，是一种采用流体激励器进行流场主动控制的全新技术。由于工质来源于主流流体，无需外部供应流体，因此控制结构比较简单，所需能量极小。Ingard 等^[37]在 1950 年就已利用声波使管内空气产生振动，进而在圆管两端的小孔得到一系列涡环结构，但直到 1993 年，Wiltse 等^[38]的研究才使合成射流技术真正成为—种主动流动控制技术，其后该技术迅速成为相关研究的热点。国内，明晓等^[39]在 20 世纪 80 年代末也开始研究零质量射流各种现象的形成机理，并将其应用于流动分离的主动控制。

1.3.1 合成射流激励器

合成射流激励器 (synthetic jet actuator, SJA) 是采用合成射流进行流动控制时的关键部件, 主要由激励器腔体和振动薄膜两部分组成。其结构形式是在激励器的一端开有小孔或细缝, 在另一端安装有振动薄膜。振动薄膜包括压电材料和金属薄膜, 主要作用是将电信号转化为薄膜的振动特性, 将电能转换为薄膜的动能, 然后带动激励器空腔中的流体振动, 产生吹、吸作用, 每个周期的质量流量为零。图 1-6 为典型的合成射流激励器结构图。

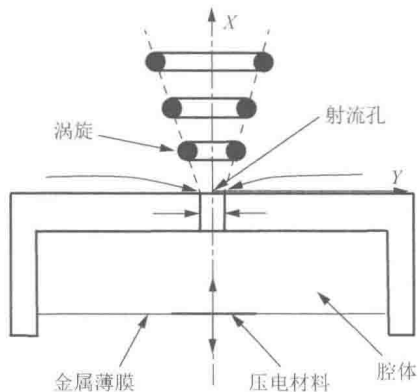


图 1-6 合成射流激励器结构示意图^[40]

1.3.2 合成射流控制技术的研究和应用

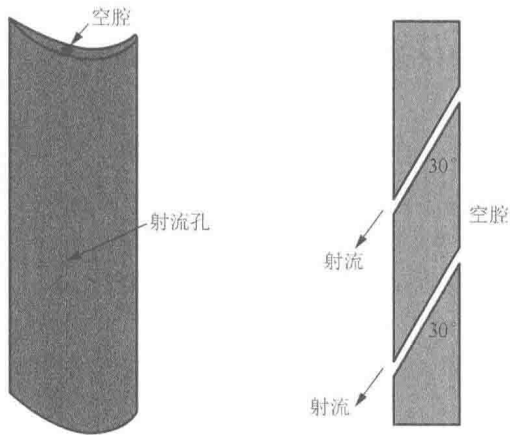
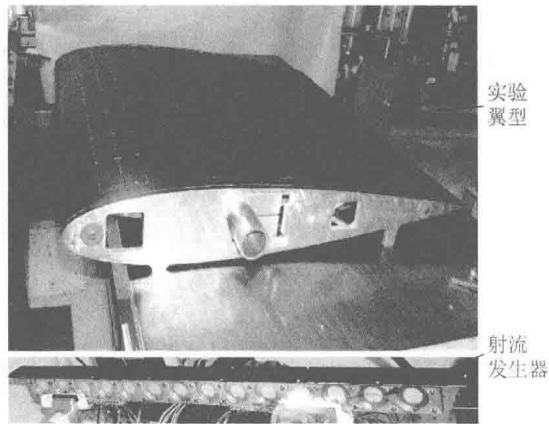
合成射流技术在很多工程领域都具有广阔的应用前景, 受到了国内外众多学者的关注。目前合成射流的应用研究主要集中在控制流体边界层流动分离、发动机推力向量控制、飞行器气动性能调节、流动方向控制、增强元器件传热传质性能以及抑制噪声等领域。研究内容主要包括以下两个方面。

(1) 机理性研究: 合成射流机理、激励器的改进、流场特征分析及控制参数优化等。

(2) 应用性研究: 飞行器控制、透平叶栅流动控制、高马赫数飞行体表面气流流动控制、火箭发动机推力矢量控制等。

图 1-7、图 1-8 分别给出了合成射流应用于透平叶片和翼型流动控制的结构图。

影响合成射流的因素包括驱动因素、结构因素等, 国内外学者对这两种因素进行了大量研究^[43-46], 分析了包括驱动频率和出口尺寸在内的多种设计参数对激励器射流速度的影响, 获得了丰富的设计经验参数。此外, 合成射流的安装位置、频率范围、动量范围也会影响控制效果^[47,48]。

图 1-7 透平叶片合成射流流动分离控制^[41]图 1-8 翼型的合成射流流动控制^[42]

合成射流对机翼和透平叶片表面分离流动均有良好的控制效果。例如，当雷诺数较低时，使用合成射流控制飞机机翼表面气流分离，可使升力系数提高 15%，过失速阻力系数降低 50%^[49]。而将合成射流激励器置于翼型回流区进行分离流动控制时，则可有效推迟翼面边界层分离点，缩小回流区范围，提高翼型的升力^[50,51]。此外，在 NACA0015 翼型的分离点附近使用合成射流进行流动控制，可显著抑制分离、推迟失速（使失速攻角提高 2°）、提高升力^[52]，并且可以获得恰当的位置、频率范围和动量范围使控制效果达到最佳。对于透平叶栅，使用等离子激励器可有效减小流动分离区域^[53]。当雷诺数较小时，激励器的最佳安装位置处于分离点上游不远处，应用合成射流可使损失系数降低 14%^[54]。

1.4 流动分离的被动控制技术

流动分离的被动控制技术主要通过改变流动环境，如边界条件、压强梯度等来实现控制流动的目的。常用的被动控制技术包括使用固体涡旋发生器^[1-3]、在物体表面加工凸台、球窝、沟槽及粗糙单元体^[4,5]等。被动控制技术的优点是结构简单，无需添加额外的能量消耗装置或系统；缺点是变工况性能较差，并且通常会增大流动阻力。

国内外研究人员采用了多种被动方法对透平叶片和翼型表面的流动分离进行控制，并且发展出多种新型控制技术以实现更有效的流动控制。图 1-9 所示为被动式涡旋发生器，图 1-10 和图 1-11 分别给出了添加 Gurney 襟翼进行被动流动控制的 Langston 叶片和翼型^[55-57]。

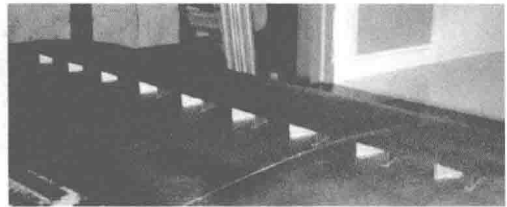
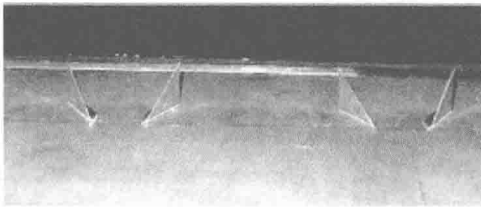


图 1-9 被动式涡旋发生器

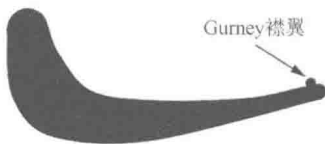
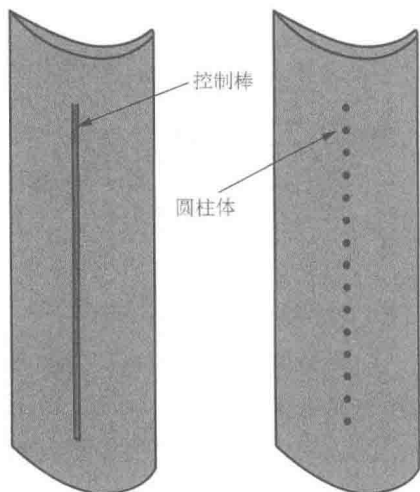
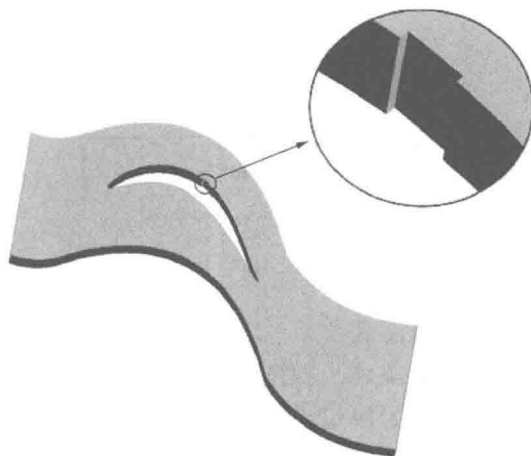
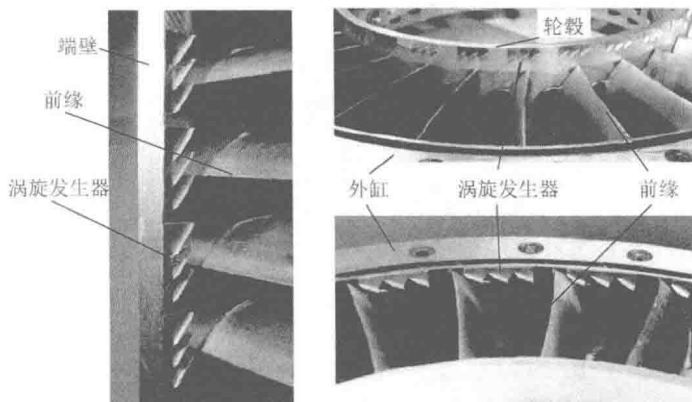


图 1-10 添加 Gurney 襟翼的 Langston 叶片



图 1-11 添加 Gurney 襟翼的翼型

在翼型尾缘添加襟翼可以增大尾缘曲率，使翼型上表面尾缘附近的流线向下弯曲，增大绕翼型的环量，提高升力^[58]。在透平叶片压力面尾缘添加 Gurney 襟翼，则可使流体转向并加速，减小吸力面分离泡尺寸^[59]，并且有效降低 PakB 叶栅在失速流动状态下的损失^[60]。此外，在透平叶栅吸力面添加控制棒和圆柱体^[61]（图 1-12）或凸台结构^[62]（图 1-13），也可以实现流动分离控制，减小分离泡尺寸，降低总压损失系数。对于压气机，可在其静叶流道进口处添加被动式涡旋发生器（图 1-14）以减小二次流尺寸，从而使总压损失系数降低 4.6%^[63]。

图 1-12 叶片吸力面控制棒和圆柱控制结构^[61]图 1-13 叶片吸力面凸台控制结构^[62]图 1-14 压气机静叶流道的流动被动控制^[63]

球窝是在壁面上按一定规律布置的球面凹坑，是一种被动控制结构。图 1-15 所示为球窝的主要几何参数，其中 D 为球窝直径， R_s 为球窝球面半径， δ 为球窝深度。图 1-16 给出了球窝内部典型流动结构。早在 1976 年，Bearman 和 Harvey^[64] 就开展了采用浅球窝进行高尔夫球减阻的研究，发现将球窝布置于高尔夫球表面可以减小临界雷诺数，并且在雷诺数大于临界值时，仍可使球体的阻力系数保持在较低水平。其后，由于球窝结构具有良好的流动控制性能，各国学者纷纷开展了采用球窝进行分离流动控制及减阻的研究。

与在高尔夫球表面布置球窝类似，在圆柱体表面布置球窝也可以降低临界雷诺数，并且当雷诺数大于临界值时，仍可使阻力系数保持在较低水平^[65]。美国空军研究实验室的 Lake 等^[66,67] 最早将球窝控制技术引入低压透平叶片吸力面分离流动的控制中，发现球窝结构的工况适用性强，在各种不同工况（不同雷诺数、

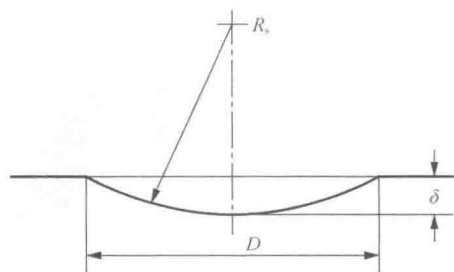


图 1-15 球窝主要几何参数

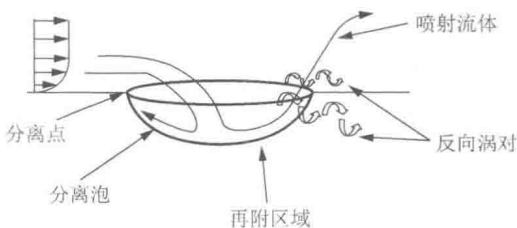


图 1-16 球窝内部典型流动结构

不同来流湍流度)下均可降低叶片损失系数,实现有效控制。2004年,美国空军研究实验室进一步将球窝控制技术应用于高压透平导叶的流动控制中^[68],图1-17所示为吸力面布置球窝的高压透平导叶。此外,国内学者乔渭阳等^[69]、谢永慧、张荻等^[70-73]也对低压透平叶片吸力面的流动分离控制进行了研究。

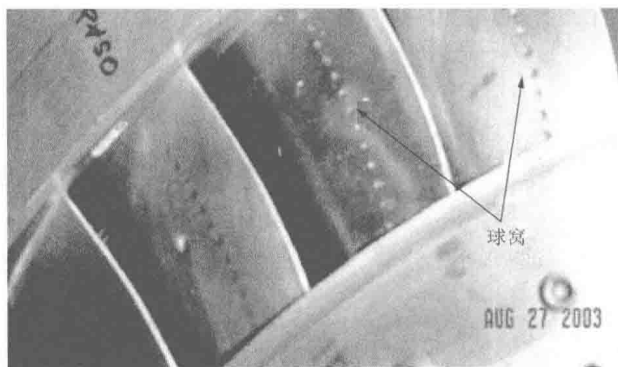


图 1-17 吸力面布置球窝的高压透平导叶^[68]

1.5 振荡扑翼的流场结构控制

除了传统的主动和被动流动控制方式以外,还可以通过使控制结构按照特定规律运动,从而达到预期的流场结构及控制气动特性的目的。例如,鸟类、鱼类、

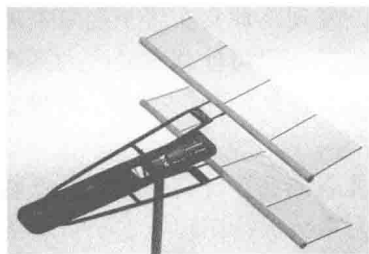


图 1-18 Platzer 和 Jones 设计的扑翼飞行器^[74]

鲸和海豚等生物通过控制翅膀或鳍的振荡来产生气动升力及推力,实现飞行或游动。受此启发,多位学者进行了仿生扑翼飞行器(flapping-wing MAV)的开发(图1-18)^[74]。通过设定仿生飞行器扑翼的运动参数,可以达到特定的气动控制效果,实现预期的飞行目标。