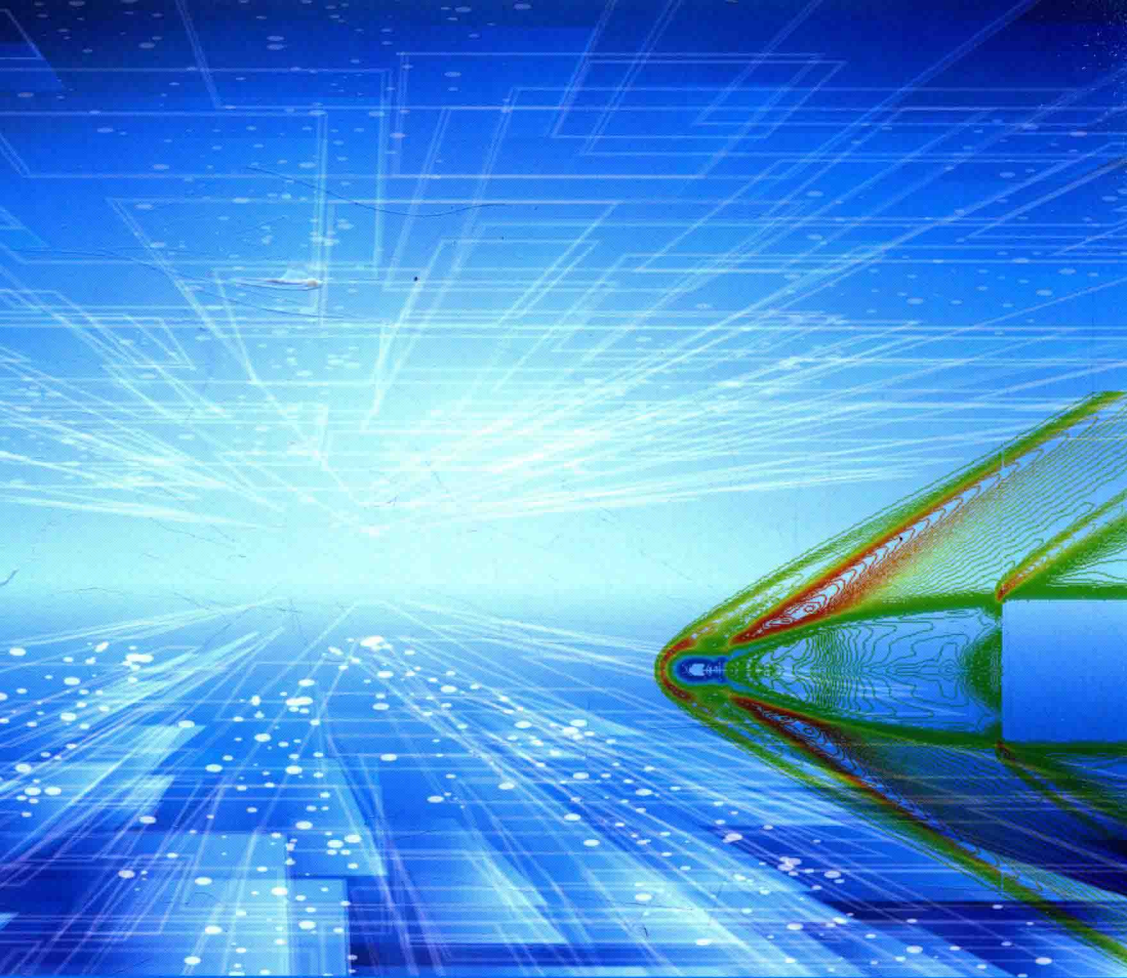




超声速飞行器的 激光空气锥减阻方法

洪延姬 李倩 王殿恺 等 编著



科学出版社

超声速飞行器的激光空气锥减阻方法

洪延姬 李 倩 王殿恺 等 编著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

激光空气锥减阻方法是一种利用激光在超声速飞行器前端聚焦沉积能量,从而减小飞行器波阻的新概念减阻方法。本书比较全面地介绍超声速飞行器激光空气锥减阻方法的研究现状和应用前景,系统地总结作者十多年来在激光空气锥减阻方面的研究成果,着重介绍激光空气锥减阻的理论基础,激光空气锥减阻的理论分析、数值模拟和实验测量方法,不同飞行器构型条件下单脉冲激光、连续激光和高重频激光三种激光注入方式下的减阻性能,以及基于关键无量纲参数的激光空气锥减阻机理与减阻规律。

本书可作为航空宇航科学与技术专业及空气动力学专业高年级本科生、研究生的教材,也可供相关专业技术人员提供参考。

图书在版编目(CIP)数据

超声速飞行器的激光空气锥减阻方法 / 洪延姬等编著. —北京:科学出版社, 2016

ISBN 978-7-03-049113-8

I. ①超… II. ①洪… III. ①超音速飞行器-激光-空气-减阻-研究 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 142148 号

责任编辑:张艳芬 / 责任校对:桂伟利

责任印制:张 倩 / 封面设计:蓝 正

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>

中国科学院印刷厂 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2016 年 6 月第 一 版 开本:720×1000 1/16

2016 年 6 月第一次印刷 印张:15

字数:292 000

定价:128.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

从人类发明空气动力飞行器开始,如何有效减小阻力就成为飞行器设计中的重要问题。减小1%的阻力,有效载荷可以提高5%~10%。当速度达到超声速时,激波阻力甚至可达到总阻力的一半以上。对于以高超声速巡航的飞行器,由普遍存在的强激波系统产生的波阻占总巡航阻力的2/3。因此,对超声速飞行器而言,减小波阻成为不可回避的重要问题之一。

早在20世纪50年代,研究者们就想到在钝头体前安装支杆,使原来阻力较大的弓形激波转变成阻力较小的斜激波。结果表明,此方法可以有效改变弓形激波的结构,减小钝头体的波阻。然而,此方法也面临很多挑战,如支杆表面温度过高,导致其被烧蚀,减小波阻的同时也增大了摩阻,在有攻角的情况下会产生额外的力矩等。随着进一步的研究,发现利用等离子体技术可以避免上述减阻方式存在的问题,且可获得较好的减阻效果,在一定条件下还可以降低钝头体表面的热流,增加升力。根据等离子体作用机制的不同,可将其分为逆向喷流减阻、边界层控制减阻及局部能量沉积减阻。其中,局部能量沉积减阻是在飞行器前端轴线上的某特定区域内注入能量(激光、微波等),通过能量沉积产生等离子体在流场中演化,形成的高温低密度区与头部弓形激波相互作用,改变飞行器头部的激波结构,从而改变飞行器头部表面的压力分布,达到减小波阻的目的。由于激光具有方向性好、亮度高等优点,在空气中能量损失较小且较其他方式更容易击穿空气形成等离子体,随着激光器的小型化,激光能量沉积减阻逐渐成为减小超声速飞行器波阻的重要方式之一。

本书系统介绍超声速飞行器的激光空气锥减阻方法,研究单脉冲激光、连续激光和高重频激光三种激光注入方式下飞行器的减阻机理及减阻规律,最后提炼影响激光空气锥减阻性能的关键无量纲参数,以期对相关技术人员更进一步的研究提供参考。

全书由洪延姬负责制定编著大纲和写作方案,李倩、王殿恺、文明、赵文涛、金星、窦志国负责具体撰写内容。本书内容是激光推进及其应用国家重点实验室研究方向之一,即等离子体主动流动控制与推进技术研究方向相关人员集体智慧的结晶,主要为实验室研究人员和研究生近几年的研究成果。博士研究生方娟和硕

士研究生刘准在数值模拟方面做了大量工作,卿泽旭、张鹏、沈双晏、刘毅、邓同晔等研究生在文献收集、插图绘制等方面做了许多工作,在此向他们表示感谢。同时感谢科学出版社对本书出版的支持和帮助。

本书作者在从事的相关科研项目研究基础之上,进行了大量的调查研究,数易其稿,形成此书。限于作者水平,书中难免存在不足之处,恳请同行专家及广大读者提出宝贵的修改意见。

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 超声速飞行器减阻概述	1
1.1.1 超声速空气动力学的三个法则	1
1.1.2 阻力的分类	2
1.1.3 常用的减阻方法	3
1.2 国内外研究现状	5
1.2.1 激光等离子体对流动参数的控制机理	5
1.2.2 复杂流场瞬态参数诊断和测量方法	7
1.2.3 减阻性能指标优化	12
1.3 应用前景	17
参考文献	19
第 2 章 激光空气锥减阻的理论基础	27
2.1 激光的基本理论	27
2.1.1 激光的定义及激光器分类	27
2.1.2 激光的性能参数	27
2.1.3 激光的特性	29
2.1.4 激光束的聚焦特性	32
2.2 超声速流的基本理论	35
2.2.1 激波理论	35
2.2.2 高超声速流动特征	46
2.3 激光能量沉积理论	48
2.3.1 空气的光学击穿	48
2.3.2 等离子体与激光能量的相互作用	49
2.3.3 激光维持的吸收波	50
2.4 激光空气锥减阻基本理论	52
2.4.1 概念及原理	52

2.4.2 减阻性能指标	54
参考文献	55
第3章 激光空气锥减阻的理论及数值研究方法	56
3.1 理论分析方法	56
3.2 数值计算方法	59
3.2.1 流体力学方程组	59
3.2.2 激光能量沉积模型	62
3.2.3 定解条件的确定	63
3.2.4 计算模型	65
3.2.5 数值计算方法验证	76
参考文献	82
第4章 激光空气锥减阻的实验研究方法	84
4.1 空气动力学实验的基本方法	84
4.2 风洞的分类	86
4.3 激波风洞	87
4.3.1 激波管	87
4.3.2 拉瓦尔喷管	90
4.3.3 真空系统	91
4.4 流场参数测量方法	92
4.4.1 流动的测量与显示方法	92
4.4.2 基于激波风洞的减阻实验参数测量方法	104
4.5 激光能量加载和时序同步控制系统	108
4.5.1 激光能量加载系统	108
4.5.2 时序同步控制系统	109
参考文献	110
第5章 单脉冲激光空气锥减阻	111
5.1 计算模型和方法	111
5.1.1 超声速计算条件	112
5.1.2 高超声速计算和实验条件	112
5.2 超声速条件下的单脉冲激光空气锥减阻特性	114
5.2.1 单脉冲激光对钝头体前缘流场结构的控制规律	114
5.2.2 入射激光能量对减阻性能的影响	118

5.2.3 激光能量沉积形状对减阻性能的影响	122
5.3 高超声速条件下的单脉冲激光空气锥减阻特性	125
5.3.1 流场演化过程	125
5.3.2 减阻效果评估	127
参考文献	129
第6章 连续激光空气锥减阻	131
6.1 不同激光功率下的减阻特性	131
6.1.1 钝头体尺寸固定时激光功率对减阻性能的影响	131
6.1.2 不同钝头体尺寸下激光功率对减阻性能的影响	138
6.2 不同能量沉积位置下的减阻特性	146
6.2.1 钝头体尺寸一定时能量沉积位置对减阻性能的影响	146
6.2.2 不同钝头体尺寸下能量沉积位置对减阻性能的影响	151
6.3 不同来流马赫数下的减阻特性	154
6.3.1 来流马赫数对减阻性能的影响	154
6.3.2 不同来流马赫数下激光功率对减阻性能的影响	160
6.4 不同飞行高度下的减阻特性	162
6.4.1 飞行高度对减阻性能的影响	162
6.4.2 不同飞行高度下激光功率对减阻性能的影响	166
参考文献	170
第7章 高重频激光空气锥减阻	171
7.1 计算方法及初边值条件	171
7.2 激光参数对减阻性能的影响	172
7.2.1 激光能量对减阻性能的影响	172
7.2.2 脉冲重复频率对减阻性能的影响	175
7.2.3 最佳能量沉积位置的选择	182
7.3 环境气体参数对减阻性能的影响	185
7.3.1 来流马赫数对减阻性能的影响	185
7.3.2 飞行高度对减阻性能的影响	188
7.4 钝头体尺寸对减阻性能的影响	190
参考文献	191
第8章 截锥形钝头体的高重频激光空气锥减阻	192
8.1 截锥体构形及计算条件	192

8.2 激光空气锥减阻适用的截锥体构形分析	193
8.2.1 锥体半径比对减阻性能的影响	193
8.2.2 截锥角度对减阻性能的影响	196
8.2.3 截锥体减阻的实验研究	201
8.3 激光参数对截锥体减阻特性的影响研究	204
8.3.1 单脉冲能量对减阻性能的影响	205
8.3.2 能量沉积位置对减阻性能的影响	208
参考文献	210
第9章 激光空气锥减阻的相似规律	211
9.1 相似理论与量纲分析	211
9.1.1 相似理论	211
9.1.2 量纲分析	213
9.2 减阻性能参数的无量纲化	218
9.3 无量纲能量有效性的验证	221
9.3.1 不同压力下的减阻效果分析	221
9.3.2 不同温度下的减阻效果分析	222
9.3.3 不同特征尺寸的钝头体减阻效果分析	223
9.4 无量纲能量参数对减阻性能的影响	223
9.4.1 无量纲能量大小对减阻性能的影响	224
9.4.2 无量纲能量注入位置对减阻性能的影响	226
9.4.3 来流马赫数对减阻性能的影响	228
参考文献	230
索引	232

第 1 章 绪 论

本章主要从空气动力学角度对超声速飞行器进行简要介绍,重点关注超声速飞行器所受的阻力及常用的减阻方法。对大多数人而言,激光空气锥减阻是一种较为新颖的减阻方法,因此有必要梳理国内外针对这项技术的研究现状,分析其应用前景。

1.1 超声速飞行器减阻概述

1.1.1 超声速空气动力学的三个法则

1947 年 10 月 14 日,耶格尔在 X-1 的马赫仪显示 0.83、0.88 与 0.92 的刻度时分别进行过机尾水平尾翼的角度调整,发现小幅度的尾翼角度调整能够有效控制机身运动。在将平尾偏转 2° 的状态下,耶格尔成功加速飞机穿越了声障,这是人类首次脱离声音的束缚进入超声速的领域。耶格尔,美国退役空军准将,持有“王牌”(Ace)称号的第二次世界大战空军英雄,美国空军与 NASA 试飞员,第一个突破声障的人,被认为是 20 世纪人类航空史上最重要的传奇人物之一^[1]。由此,人类开辟了研究超声速流动的新纪元。

在研究超声速流动的过程中,必须遵循超声速空气动力学三个最重要的基本法则^[2]。

(1)禁讯法则:由于微弱扰动是以声速传播的,因此物体在流场中因超声速运动而产生的气体参数变化不会传播到物体之前,这一点是亚声速与超声速的本质区别之一。

(2)寂静区与影响区:扰动的传播情况如图 1-1 所示。图 1-1(a)中,扰动源固定不动,此时微弱扰动是向各个方向传播开的,波面为球面,球心与扰动原点的位置重合。若扰动源是运动的,则当其运动速度低于微弱扰动传播的速度,即声速时,其传播示意图如图 1-1(b)所示;图 1-1(c)和图 1-1(d)分别为扰动源以等于声速和大于声速传播的情形。可以看出,在最后一情况下,一切影响都局限在包含所有传播球面的圆锥之内,圆锥之外的区域称为叫做寂静区。该圆锥为扰动锥,又称为马赫锥,马赫锥的顶点就是扰动源,其圆锥角的一半称为扰动角,又称为马赫角

μ 。由图 1-1(d)可知, $\sin\mu=1/Ma$ 。由该法则可知,在超声速流动中,静止扰动源所产生的压力波,只能达到从该点往下游延展的马赫锥的界面上或其内部。

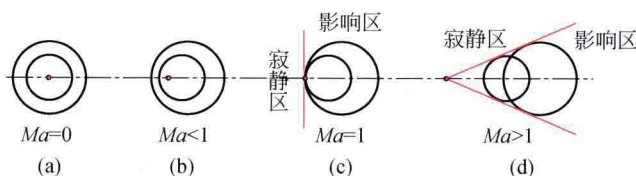


图 1-1 扰动传播情况示意图

(3)集中作用法则:该法则表示亚声速和超声速运动之间的另一种特征差别。图 1-1(a)~(d)定性地显示了各种不同情况下压力波传播速度的分布情形。亚声速时,压力波的影响不仅随着距离扰动源越来越远而减弱,而且向四周扩散;而超声速时,大部分压力波的影响集中在马赫锥附近,它构成了影响区的限制边界。

1.1.2 阻力的分类

超声速飞行器飞行时,必然受到空气阻力的作用,其阻力根据空气作用于飞行器表面应力的角度可以分为摩擦阻力和压差阻力两种^[3],切向力即为摩擦阻力,法向力即为压差阻力,如图 1-2 所示。摩擦阻力的大小主要由边界层的层流或湍流状态决定,通过抑制湍流流动,尽量扩展层流的流动范围可以有效减小摩擦阻力。压差阻力根据是否由黏性产生又可以分为形阻、升力诱导阻力和零升力阻力。升力诱导阻力又可以分为涡阻和升力产生的激波阻力(简称波阻),零升力阻力主要是指体积波阻。

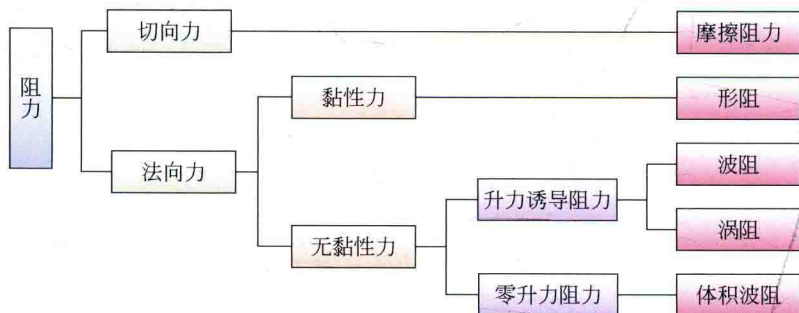


图 1-2 超声速飞行器所受阻力的分类

当飞行器的速度达到高超声速时,波阻最大,可占全部阻力的一半以上,对于

以高超声速巡航的飞行器,由普遍存在的强激波系统产生的波阻占总巡航阻力的 $2/3$ ^[4]。可见,随着飞行马赫数的提高,波阻急剧增大,这将严重影响飞行器的气动性能,且在相同的航速和航程下,需要消耗更多的燃料,因此,减小波阻势在必行。

1.1.3 常用的减阻方法

减小超声速飞行器的波阻可以显著地提高飞行器的气动性能、节省燃料、增加航程。目前减小波阻的方法主要有在飞行器前端安装针状物、逆向喷流和能量沉积(包括电弧放电^[5-8]、激光^[9-11]、微波^[12-14]……)等。早在 20 世纪 50 年代,Moehel 就提出在钝头体前安装针状物从而减弱激波强度,随后很多研究者开展了关于该方法的研究,研究结果表明波阻可以减小 50% 甚至更多^[15-20]。逆向喷流是在飞行器的前缘或其他强激波点安装一个或几个等离子体发生器,利用电弧放电产生等离子体,迎面射向来流,通过逆向等离子体射流击退前缘激波,使其远离飞行器,以此来减小飞行器的波阻^[21-29]。由于可以对喷流的开关进行控制且喷流发生器位于飞行器内部,并且该方法不影响飞行器的气动外形,因此受到国内外研究者的广泛重视。通过对喷流等参数进行优化,波阻可减小到原波阻的 45%,而且该方法在有效减小波阻的同时还降低了飞行器钝头体前缘表面的热流。

在众多减小波阻的方法中,前缘安装针状物的方法从研究初期至今一直受到广泛关注。美国洛克希德·马丁空间系统公司、波音公司和通用动力公司联合设计的新一代重型隐形战斗机 F-22(巡航马赫数为 1.82)在前缘安装了空速管,其照片及前缘放大图如图 1-3 所示。该超声速飞行器前缘的空速管不仅可用于测量飞行速度、姿态等,更重要的作用是产生导向性激波干扰,减小超声速巡航条件下的激波阻力。



图 1-3 F-22 战斗机照片及前缘放大图

然而研究者们发现,当飞行速度较高时,针状物表面温度过高,导致其极易被烧蚀^[30];针状物的出现也破坏了飞行器的气动外形,在飞行器机动时,会产生俯仰或偏航力矩。研究者们发现,为了克服针状物的固有缺陷,可以在钝头体前利用空气形成空气锥(air-spike),这样不仅可以减小超声速飞行器波阻,同时还避免了安装针状物带来的弊端。其原理是在飞行器前特定的区域内注入能量,增大来流总压损失,改变飞行器前缘的流场结构,从而改变钝头体前缘表面的压力分布,达到减小飞行器波阻的目的^[31-38]。研究结果表明,这种能够形成空气锥的能量沉积方法在大幅降低超声速飞行器波阻(阻力可以减小 70%^[39])的同时,还可以有效地减少热流。

空气锥减阻实验研究中采用的能量沉积方式主要有高压脉冲放电、微波、单脉冲激光及高重频激光等。表 1-1 对各种能量源的性能及优缺点进行了比较,为选择合适及实用的能量沉积方式提供依据。

由表 1-1 中可以看出,高压脉冲放电的电极结构易对流场产生干扰,且本身易烧蚀,微波功耗较大,激光由于方向性和可控性好被认为是减小超声速飞行器波阻的首选能量源,可以通过在超声速流场中注入激光能量产生空气锥以达到减小波阻的目的。激光空气锥减阻方法目前还处于起步阶段,非常值得深入探索和研究。

表 1-1 几种能够形成空气锥的能量源的比较

能量源	研究小组	性能参数	优缺点
高压脉冲放电	Myrabo ^[41-43]	输出功率 16kW,电极直径 2mm,两电极间距 1.6mm	可用于机理实验验证,实现相对简单;功率相对较大,电极易烧蚀,电极结构对流场产生干扰
微波	Knight ^[44-49]	带宽 12GHz,脉冲功率 200kW,脉宽 1.5ms,重复频率 500Hz	微波发生器实现相对容易;功耗较大
单脉冲激光	Myrabo ^[9,31,50,51]	CO ₂ 激光器,波长 10.6μm,脉宽 120ns,最大单脉冲能量 7.0J	可用于机理研究;在实际飞行中单脉冲能量沉积不能满足要求
	Adelgren ^[52]	Nd:YAG 激光器,波长 532nm,脉宽 10ns,重复频率 10Hz,最大单脉冲能量 258mJ	
		Nd:YLF 激光器,波长 1047nm,最大重复频率 10kHz,平均功率 80W	
高重频激光	Sasoh ^[53-57]	Nd:YVO ₄ 激光器,波长 1047nm,脉宽 10ns,最高重复频率 100kHz,平均功率 400W	平均功率较低,重复频率高,可使阻力达到相对稳定状态;对激光器性能具有较高的要求

1.2 国内外研究现状

激光空气锥减阻包括激光能量的传输、激光击穿空气形成等离子体、产生激光维持的爆轰波、各种波系结构与超声速流场相互作用等过程。涉及的科学问题有激光在复杂流场中传输的非定常辐射输运问题、激光聚焦击穿空气形成等离子体的辐射流体动力学问题、等离子体与超声速流场和复杂波系相互作用的非定常复杂流体流动问题,同时延伸到研究这些复杂流动问题必须用到的瞬态流场参数的诊断和测量方法,以及多参数的减阻性能指标优化问题。

目前研究中采用的激光器脉宽一般在 ns 量级,脉冲持续时间较短,因此研究过程中一般不考虑激光在流场中的传输和激光聚焦击穿空气形成等离子体的过程,认为激光在瞬间沉积并转化为流场能量。下面从激光等离子体与超声速流动和复杂波系相互作用过程中的非定常复杂流体流动问题、复杂瞬态流场参数诊断和测量方法,以及多参数减阻性能指标优化三个方面对激光空气锥减阻问题进行国内外研究现状介绍与分析。

1.2.1 激光等离子体对流动参数的控制机理

1. 爆轰波在超声速流场中演化过程的理论建模

1994 年,Myrabo 和 Raizer 利用经典的柱面爆炸理论推导了超声速流场中激光能量沉积产生爆轰波的演化过程,爆轰波演化半径 r 的表达式为^[58]

$$r = \alpha \left(\frac{P}{\rho_{\infty} u_{\infty}^3} \right)^{1/4} z^{1/2} = \alpha b^{1/2} z^{1/2}, \quad b = \left(\frac{P}{\rho_{\infty} u_{\infty}^3} \right)^{1/2} \quad (1-1)$$

式中, $\alpha = \left[\frac{4(\gamma+1)(\gamma^2-1)}{\pi(3\gamma-1)} \right]^{1/4}$, γ 为比热容比; P 为注入的激光功率; z 为在爆轰波来流方向上移动的距离; ρ_{∞} 和 u_{∞} 分别为来流的密度和速度。

研究表明,能量沉积点下游爆轰波演化过程的理论解析解与数值模拟和实验结果基本吻合,但是能量沉积点附近的理论推导结果与两者存在一定的差别。

Shneider 等^[59]通过数值模拟和实验研究发现,爆轰波不仅向下游传播,而且在能量沉积点附近还会向上游移动,主要是由于其初始速度大于来流速度。在 Myrabo 小组研究的基础上,该小组对爆轰波在超声速流场中演化过程的理论模型进行了改进,认为在能量沉积点附近,可以采用点爆炸模型模拟,并指出了点爆炸模型与柱爆炸模型的分界点,其演化过程的表达式为

$$r = \begin{cases} \beta \left(\frac{P}{\rho_{\infty} u_{\infty}^3} \right)^{1/5} z^{2/5}, & |z| \leq \left(\frac{\alpha}{\beta} \right)^{10} \left(\frac{P}{\rho_{\infty} u_{\infty}^3} \right)^{1/2} \\ \alpha \left(\frac{P}{\rho_{\infty} u_{\infty}^3} \right)^{1/4} z^{1/2}, & |z| > \left(\frac{\alpha}{\beta} \right)^{10} \left(\frac{P}{\rho_{\infty} u_{\infty}^3} \right)^{1/2} \end{cases} \quad (1-2)$$

式中, $\beta = \left[\frac{75(\gamma+1)(\gamma^2-1)}{16\pi(3\gamma-1)} \right]^{1/5}$ 。

2. 等离子体热核在超声速流场中的演化过程

两种不同密度的气体在空间共存时,在它们的边界上存在周期性初始扰动。当这两种气体被脉冲加速(如激波扫过)时,初始扰动的振幅突然增大并发散,会发生 Richtmyer-Meshkov 不稳定现象^[60]。密度大的气体刺进密度小的气体,形成尖刺;密度小的气体进入密度大的气体,形成气泡。激波扫过后,会有成对的涡产生。如图 1-4 所示。

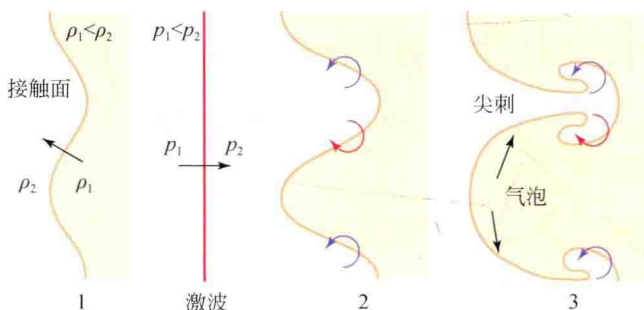


图 1-4 Richtmyer-Meshkov 不稳定的三个阶段

激光击穿空气引致的等离子体热核的密度梯度和弓形激波导致的压力梯度方向不一致,即存在斜压度时,助长了涡的产生。等离子体热核与弓形激波的相互作用过程中,由于 Richtmyer-Meshkov 不稳定效应和斜压效应,产生了涡结构,如图 1-5 所示。Sasoh 等^[61-63]认为这是波阻减小的原因。

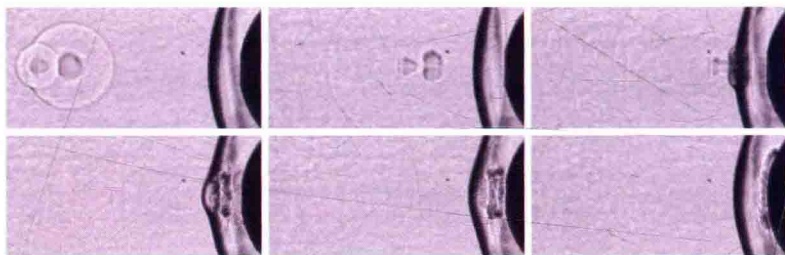


图 1-5 等离子体热核与弓形激波的相互作用

3. 激光等离子体对超声速流场演化规律的影响

1999年至2003年,俄罗斯科学院的Levin小组^[64,65]采用显式的麦考马克(MacCormack)方法求解带能量源项的流体力学方程组,研究了二维轴对称情况下注入激光能量对超声速流场结构及特性的影响,分析了轴线上和流场径向参数的演化规律。研究表明,在能量沉积区域下游,压力基本恢复到无激光等离子体作用时的流场压力;扰动区马赫数随着能量的注入而减小,当能量大于某一值时,出现亚声速区;能量的注入增加了气体的动能和内能,内能的增加升高了气体的温度。

德国宇航中心的Banuti等^[66]在研究激光等离子体在主动流动控制中的应用时,分析了激光等离子体对超声速流场结构的影响。结果表明,随着能量的增加,扰动区出现亚声速,与Levin小组^[65]得到的结论一致,但是他们只研究了四种不同能量下流场下游马赫数的分布情况,对其他参数的演化规律没有涉及。

俄罗斯理论与力学研究院的Zudov等^[67-70]从2001年开始研究激光能量沉积对超声速流场结构及特性的影响,特别关注了能量沉积形状对流场参数演化规律的影响。根据实验拍摄到的激光能量沉积区域形状,主要研究了球形和椭球形两种能量沉积形状对扰动区流场参数的影响,重点关注密度的演化规律。研究表明,在其他模拟条件相同的情况下,椭球形沉积导致流场密度降至原流场的 $1/10 \sim 1/15$,球形沉积形状导致流场密度降至原流场的 $1/5 \sim 1/10$,可见椭球形能量沉积形状下,扰动区密度更低。

目前主要采用数值模拟的方法研究激光参数对超声速流场参数演化过程的影响,尚未发现讨论激光等离子体对超声速流场参数(如密度、温度、马赫数等)影响的理论解析描述。

1.2.2 复杂流场瞬态参数诊断和测量方法

1. 阻力测量方法

对于超声速飞行器的激光空气锥减阻研究而言,最值得关注的参数便是飞行器受到的阻力。目前阻力的测量方法主要有传感器法、悬摆法、冲击摆法和力天平法,表1-2中给出了几种测量方法的比较。

传感器主要有压电传感器和压阻传感器。压电传感器是指晶体沿着某方向受到机械力作用发生变形时,产生极化效应;当机械力消失后,又回到不带电的状态,压电效应是压电传感器的主要工作原理。压阻传感器是利用压阻效应原理,采用

集成电路工艺技术及一些专用特殊工艺,在单晶硅片上,沿特定晶向制成应变电阻,构成惠斯顿监测电桥,在同一硅片上进行特殊机械加工,制成集应用于一体的力学量传感器。

悬摆法是将一快速响应的 PCB 加速度计安装在钝头体上,测量在超声速流场中钝头体的加速度 a 的变化,根据公式 $D_{\text{mod}}=ma$ (D_{mod} 为钝头体受到的阻力, m 为钝头体的质量),可获得钝头体在超声速流场中阻力的变化^[8,41]。

冲击摆法是利用角动量定理和机械能守恒定律建立最大摆角 θ_m 与角速度的关系,从而得到冲量^[53]。

测力天平法根据受力平衡原理,建立被测对象与压电传感器电压之间的变化关系^[54]。

表 1-2 阻力的测量方法比较

测量对象	实验方法	优点	缺点
压力	压电传感器法	结构简单,体积小,响应频率快,操作方便,可承受瞬间高温	只能测量动态应力
	压阻	响应频率快,操作方便,可测量动态应力	工作温度范围小,较难满足高温要求
脉冲阻力	悬摆法	系统结构简单,不需要标定	系统噪声较大
稳态阻力	冲击摆法	可以测量稳态力和冲量,测量不受超声速气流的影响	标定过程烦琐,测量过程中易受激波与激波相互作用的影响,且没有进行实际应用
	测力天平法	精度优于 4%,系统可实现性和可操作性强	标定过程复杂,不可用于脉冲力的测量

2. 流场参数诊断方法

流场的物性物态参数包括温度、压力、密度和速度等,其诊断可通过流动显示与测量技术来实现。流动显示与测量技术是流体力学的重要组成部分,是发现新的流动现象、探索流动机理、测量复杂流动和分析其绕流特性的重要手段,在工程上也有重要的实用价值。流动显示与测量技术已有一百多年的历史,它是随着流体力学的发展而发展起来的。流体力学发展中任何一次学术上的重大突破及其应用于工程实际,几乎都是从对流动现象的观测开始的。随着工程应用和学科发展的需要及计算机技术和激光技术等进步,近年来,流动显示方法又有了许多新的