



博士后文库

中国博士后科学基金资助出版

激光控制高超声速波系 结构新方法

王殿恺 著



科学出版社



博士后文库

中国博士后科学基金资助出版

激光控制高超声速波系 结构新方法

王殿恺 著



科学出版社

北京

内 容 简 介

本书针对高超声速学科领域比较新颖的等离子体主动流动控制研究方向,充分利用激光方向性好、功率密度高、开启速度快、可控性强等优点,通过激光与激波耦合作用,对飞行器的流场进行重构,进而达到控制飞行效能的目的。选题是气体动力学和激光应用的新的交叉学科前沿,研究内容涉及当前高超声速学科领域研究的热点和难点问题,建立了可严格时序同步控制的高超声速流动控制脉冲实验平台,结合高精度的非侵入式测量方法,揭示了激光等离子体控制高超声速波系结构的机理,提出了决定激光能量与高超声速流场相互作用的无量纲因子,具有较高的理论价值和潜在的应用前景。

本书可为流体力学、航空航天等专业从事等离子体流动控制、高超声速和激光工程应用研究的科研人员提供参考。

图书在版编目(CIP)数据

激光控制高超声速波系结构新方法/王殿恺著. —北京:科学出版社,2018.3
(博士后文库)

ISBN 978-7-03-056673-7

I. ①激… II. ①王… III. ①激光应用-高超音速飞行器 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018) 第 041176 号

责任编辑:周 涵/责任校对:邹慧卿

责任印制:肖 兴/封面设计:陈 敬

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

*

2018年3月第 一 版 开本:720×1000 1/16

2018年3月第一次印刷 印张:11 1/4

字数:225 000

定价:78.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

《博士后文库》序言

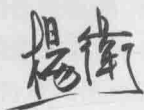
1985年，在李政道先生的倡议和邓小平同志的亲自关怀下，我国建立了博士后制度，同时设立了博士后科学基金。30多年来，在党和国家的高度重视下，在社会各方面的关心和支持下，博士后制度为我国培养了一大批青年高层次创新人才。在这一过程中，博士后科学基金发挥了不可替代的独特作用。

博士后科学基金是中国特色博士后制度的重要组成部分，专门用于资助博士后研究人员开展创新探索。博士后科学基金的资助，对正处于独立科研生涯起步阶段的博士后研究人员来说，适逢其时，有利于培养他们独立的科研人格、在选题方面的竞争意识以及负责的精神，是他们独立从事科研工作的“第一桶金”。尽管博士后科学基金资助金额不大，但对博士后青年创新人才的培养和激励作用不可估量。四两拨千斤，博士后科学基金有效地推动了博士后研究人员迅速成长为高水平的研究人才，“小基金发挥了大作用”。

在博士后科学基金的资助下，博士后研究人员的优秀学术成果不断涌现。2013年，为提高博士后科学基金的资助效益，中国博士后科学基金会联合科学出版社开展了博士后优秀学术专著出版资助工作，通过专家评审遴选出优秀的博士后学术著作，收入《博士后文库》，由博士后科学基金资助、科学出版社出版。我们希望，借此打造专属于博士后学术创新的旗舰图书品牌，激励博士后研究人员潜心科研，扎实治学，提升博士后优秀学术成果的社会影响力。

2015年，国务院办公厅印发了《关于改革完善博士后制度的意见》（国办发〔2015〕87号），将“实施自然科学、人文社会科学优秀博士后论著出版支持计划”作为“十三五”期间博士后工作的重要内容和提升博士后研究人员培养质量的重要手段，这更加凸显了出版资助工作的意义。我相信，我们提供的这个出版资助平台将对博士后研究人员激发创新智慧、凝聚创新力量发挥独特的作用，促使博士后研究人员的创新成果更好地服务于创新驱动发展战略和创新型国家的建设。

祝愿广大博士后研究人员在博士后科学基金的资助下早日成长为栋梁之才，为实现中华民族伟大复兴的中国梦做出更大的贡献。



中国博士后科学基金会理事长

前 言

波系结构的控制对提高超声速和高超声速飞行器性能具有重要的意义。激光具有方向性好、功率密度高、开启速度快和可控性强等优点,在主动流动控制领域具有广泛的应用价值。本书作者在全面总结激光能量主动控制高超声速流场研究现状的基础上,针对高超声速飞行器可能面临的高驻点压力、高热流、高波阻、来流马赫数偏低时进气道来流捕获和压缩性能降低,以及马赫反射导致的高总压损失等问题,以激光能量注入为控制手段,开展了波系结构流动控制新方法的研究。

本书建立了高超声速流动控制脉冲实验平台,将流动控制的来流马赫数提高至高超声速区域,发展了高时间空间分辨率、高灵敏度、快速响应的非侵入式测量方法,并用实验验证了数值计算程序的可靠性。建立了马赫数为 5~7 的高超声速激波风洞、黑白和彩色纹影测量系统、激光能量注入系统,解决了纳秒级时间尺度的时序同步控制问题。采用短曝光和高速摄影技术将黑白纹影系统的时间分辨率提高至 100ns 量级,空间分辨率提高至 0.1mm 量级。解决了彩色滤光片制作的关键技术,结合高速摄影,发展了彩色纹影测量系统,大幅提高了系统灵敏度。^①

本书研究了单脉冲和高重频激光能量与高超声速弓形激波 (bow shock, BS) 的相互作用机制,并以此为基础研究了高重频激光能量注入位置和大小对控制效果的影响,提出了激光参数的优选方法,高重频激光能量沉积能够在钝头体上游形成比较稳定的准静态波结构,可将低压区域维持在钝头体表面附近,驻点压力、热流和波阻分别降低了 41%、21% 和 30%。揭示了单脉冲和高重频激光能量控制 IV 型激波干扰的作用机制,以降低 IV 型激波干扰带来的高驻点压力和热流为目的,对高重频激光能量注入参数进行优化。利用高分辨率彩色纹影技术研究了斜激波和弓形激波的六种相互作用类型,给出了 IV 型激波干扰造成高驻点压力和热流的原理。实验和数值研究了单脉冲和高重频激光能量注入控制 IV 型激波干扰的作用过程,存在最佳的注入位置,使准静态波既可扩大与弓形激波的相互作用范围,又不因传播距离过远而使强度太弱。通过位置和能量的优化可使驻点压力、热流和波阻分别降低 65.5%、44.7% 和 50%,能量效率达到 5.3。将准静态波用于形成虚拟唇口以提高进气道性能,通过数值研究揭示了虚拟唇口的作用机制,研究了不同来流条件下的控制方案,提出了激光能量沉积位置和大小选择原则。在唇口上游沉积高重频激光能量形成虚拟唇口压缩并使原本可能溢出的来流偏转进入内压缩段,

^①本书为黑白印刷,读者扫描封底“彩图二维码”可查看本书彩图。

可实现气流捕获和压缩性能同时提高,且不对进入内压缩段的气流加热,体现了其优越性。研究了激光控制马赫反射结构的机理和方法,对激光能量注入位置和大小进行了优化,并给出了典型状态下的实验研究结果。

在研究过程中,激光推进及其应用国家重点实验室为实验研究条件建设提供了良好的基础和平台,我的博士生导师洪延姬研究员和博士后合作导师任玉新教授给予了无私的帮助和耐心指导,我的同事李倩、叶继飞,研究生吴文堂、李晶、王金霞、赵伟密切配合了研究和写作工作,中国博士后科学基金和国家自然科学基金提供了研究经费,在此向以上单位和个人表示衷心感谢。

限于作者水平,书中涉及的研究内容和写作方法还存在不足,诸多问题还有待继续研究和探索,恳请同行专家及广大读者提出宝贵的意见。

作 者

2017年7月

《博士后文库》编委会名单

主 任 陈宜瑜

副主任 詹文龙 李 扬

秘书长 邱春雷

编 委(按姓氏汉语拼音排序)

付小兵 傅伯杰 郭坤宇 胡 滨 贾国柱 刘 伟

卢秉恒 毛大立 权良柱 任南琪 万国华 王光谦

吴硕贤 杨宝峰 印遇龙 喻树迅 张文栋 赵 路

赵晓哲 钟登华 周宪梁

目 录

《博士后文库》序言

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 高超声速飞行器的流动控制概念	1
1.2 国内外研究现状	4
1.2.1 控制弓形激波	4
1.2.2 控制IV型激波干扰	7
1.2.3 控制进气捕获	9
1.2.4 控制边界层	12
1.2.5 控制马赫反射结构	15
1.3 研究现状分析	18
1.3.1 研究工作总结	18
1.3.2 研究趋势及建议	18
1.4 本书研究内容	19
第 2 章 激光控制高超声速流场的研究方法	21
2.1 数值计算方法	21
2.1.1 控制方程和计算方法	21
2.1.2 能量沉积模型	22
2.1.3 程序验证	24
2.2 实验研究方法	27
2.2.1 高超声速激波风洞	27
2.2.2 黑白和彩色纹影测量系统	31
2.2.3 压力测量系统	35
2.2.4 激光能量加注系统	36
2.2.5 时序同步控制系统	37
2.3 小结	39
第 3 章 激光减阻机理与方法	40
3.1 钝头体模型和计算方法	40
3.2 单脉冲激光能量与弓形激波相互作用机制	42
3.2.1 流场演化过程	42

3.2.2	降低压力和温度效果评估	44
3.3	高重频激光减阻过程	47
3.4	关键因素对减阻的影响	49
3.4.1	激光频率对减阻性能的影响	49
3.4.2	关键无量纲因子的提炼	54
3.4.3	能量注入位置对减阻性能的影响	57
3.4.4	能量注入大小对减阻性能的影响	60
3.4.5	来流马赫数对减阻性能的影响	64
3.5	小结	65
第 4 章	激光能量控制 IV 型激波干扰	67
4.1	计算模型和六类激波干扰特性	67
4.1.1	I 型激波干扰	69
4.1.2	II 型激波干扰	71
4.1.3	III 型激波干扰	73
4.1.4	IV 型激波干扰	76
4.1.5	V 型激波干扰	77
4.1.6	VI 型激波干扰	80
4.2	沉积单脉冲激光能量控制 IV 型激波干扰	83
4.2.1	流场演化过程	83
4.2.2	激光能量对驻点压力和温度的影响	85
4.3	沉积高频率激光能量控制 IV 型激波干扰	87
4.3.1	流场演化过程	88
4.3.2	能量注入位置对控制效果的影响	90
4.3.3	能量注入大小对控制效果的影响	92
4.4	小结	94
第 5 章	激光能量形成的虚拟唇口	96
5.1	进气道模型和参数定义	96
5.1.1	进气道模型及尺寸	96
5.1.2	进气道性能定义	98
5.2	来流马赫数低于设计马赫数对进气道性能的影响	99
5.3	虚拟唇口的形成和作用机制	102
5.4	连续激光能量注入形成的虚拟唇口	104
5.4.1	等离子体区域体积一定时不同激光功率对控制效果的影响	104
5.4.2	进气道来流捕获率控制效果与激光注入区域体积的关系	109
5.4.3	激光能量注入位置对控制效果的影响	113

5.5 脉冲激光能量注入参数的优化	127
5.5.1 能量注入位置对进气捕获的影响	127
5.5.2 能量注入大小对进气捕获的影响	130
5.5.3 不同来流马赫数下的控制方案	132
5.6 小结	135
第 6 章 激光控制激波反射结构	137
6.1 进气道双尖楔简化构型	137
6.2 脉冲激光控制激波反射结构原理	140
6.3 关键参数对反射结构控制的影响	144
6.3.1 激光注入位置对控制效果的影响	145
6.3.2 激光能量大小对控制效果的影响	150
6.3.3 来流马赫数对控制效果的影响	152
6.4 实验研究结果	153
6.5 小结	155
参考文献	157
编后记	165

第1章 绪 论

高超声速飞行器面临着空气动力学的诸多难题,流动控制是解决这些难题的有效方法。与传统流动控制方式相比,激光在功率密度、可控性、方向性等方面存在着多方面的优势,为流动控制技术的发展和應用提供了可喜的新方向。

本章首先介绍高超声速飞行器流动控制的概况,阐明本书的研究背景和意义,然后依据激光流动控制在飞行器上应用对象的不同,分别介绍五种控制方法的研究现状和最新进展,基于此,分析总结当前国内外研究现状和发展趋势,并提出对我国的发展建议,最后简单介绍本书的研究内容框架和逻辑思路。

1.1 高超声速飞行器的流动控制概念

高超声速飞行器具有飞行速度快、巡航高度高、突防能力强等作战特点,与火箭运载器不同,吸气式高超声速飞行器自身并不需要携带氧化剂,它直接从大气中吸取空气用于燃料燃烧,因而在航程、结构重量等综合性能上更具优势和空天应用前景。高超声速的英文单词——hypersonic,是著名科学家钱学森先生在1946年最先采用的,后来在全世界流行开来,而且他本人也是高超声速技术的最早倡导者之一。1967年,X-15-2达到创纪录的马赫数为6.7飞行速度和31.3km的飞行高度,但是由激波相互作用带来的严重气动热载荷给飞行器带来了近乎毁灭性的损伤,美国国家航空航天计划(National Aero Space Plane, NASP)已经将气动热载作为设计高超声速飞行器的关键问题之一^[1]。主动流动控制是当前流体力学的一个重要研究领域,它通过在局部区域输入少量能量,改变流场原有特性,获得局部或全局的流动变化,使飞行器的性能得到明显的改善^[2]。

人们普遍将马赫数大于5的飞行称为高超声速飞行,然而马赫数并不能作为判别高超声速飞行的唯一标准,小至3或者高达12的马赫数都有可能是高超声速的底限马赫数。之所以将高超声速区别于超声速作为独立的研究领域,有三个根本原因^[3]:①在高超声速飞行时,激波层将会很薄,而且激波形状与飞行器外型往往很接近;②由于激波层很薄,钝头体附近激波高度弯曲,使得靠近锥面的流线上具有高熵值,而且锥面附近流线之间熵梯度较大,在物面附近形成一层低密度、中等超声速、低能、高熵、大熵梯度的气流,即熵层;③高超声速飞行时雷诺数较低,使边界层的厚度往往与激波层相当,从而导致黏性干扰非常明显,强烈的黏性干扰导致斜激波变形为弓形激波(bow shock, BS)、飞行器表面变压力重新分布、

前缘热载升高等问题,黏性干扰是现代高超声速气动研究的主要领域之一;④ 高温激波层内存在高温气动效应,使得空气摩尔热容比 γ 不再是常数,导致传统的气动方程不能描述高超声速飞行的真实情况。剧烈的表面热传导对高超声速飞行器的设计提出了严苛的要求,成为飞行器设计的主导因素之一。超燃冲压发动机(scramjet)是实现高超声速飞行的核心,它必然面临着高超声速环境带来的诸多挑战,其结构如图 1.1^[4] 所示,包括进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管四个主要组成部分,其中进气道的作用是通过前体激波捕获并有效压缩超声速来流,为发动机其他部分的后续过程做准备,它包括外压缩段和内压缩段。在高超声速飞行时,进气道面临着由来流马赫数偏离设计值、激波/边界层相互作用、激波相互作用等诸多因素带来的进气不起动、边界层分离、局部高温高压、高总压损失等问题的挑战,使得对进气道的流动控制成为必需。

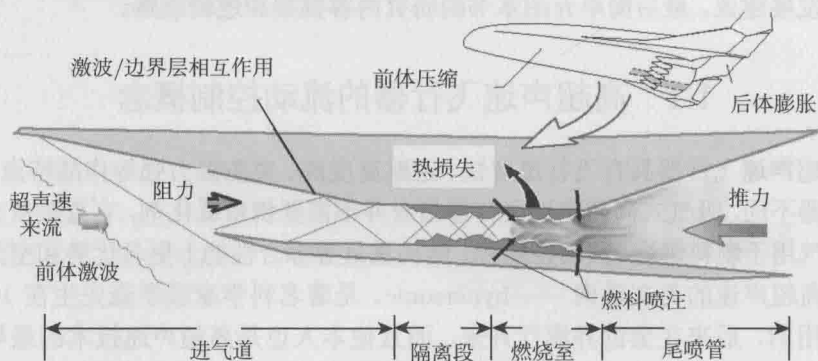


图 1.1 超燃冲压发动机主要结构和流场示意图

虽然流动控制是一个古老的课题,普朗特早在 1904 年就已经提出用吹/吸边界层来延缓气流分离的方法,但是随着控制手段和测量技术的发展,流动控制在超声速研究领域展现出了强大的生命力。根据是否向流场中注入能量,流动控制可分为主动控制和被动控制。被动流动控制是指通过在流场中施加扰流片、粗糙元、离散孔阵列、沟槽、表面层吸除等进行的控制。高超声速流场的主动控制对象包括波系结构、飞行器阻力、气动热载、边界层分离和转捩、激波/边界层相互作用、燃料燃烧等,已经引起了广泛关注。等离子体是一种重要的能量注入方式,其最明显的优点是这类制动器的响应是高度可调的。前缘流动控制技术用于降低阻力和热传导,以及阻止可能在唇口发生的激波相互作用;近表面流动控制技术用于降低表面摩擦,控制激波/边界层相互作用和边界层转捩,以及控制内进气道的激波位置。普林斯顿大学的 R. B. Miles^[5] 回顾了三类等离子体提高高超声速发动机性能的技术,包括:①利用脱体等离子体减阻、控制及提高进气道性能;②用表面或近表面

等离子体减轻局部受热和控制分离; ③由电子束和等离子体控制燃烧, 增强引擎内部性能, 并在流场其他区域用于局部加热。在高马赫数下, 空气被充分地加热, 使得通过碱金属掺混的平衡离子的磁流体力学 (magneto hydrodynamics, MHD) 能量抽取成为可能。2003 年, D. Knight^[6] 回顾了能量沉积在控制高速气流方面的研究进展情况, 能量沉积方式包括激光脉冲、电弧放电、微波、电子束、辉光放电等, 流动控制的应用范围包括减阻、提高升力和力矩、增混、改变激波结构、MHD 流动控制等。等离子体主动流动控制在高超声速进气道的潜在应用方向如图 1.2^[6] 所示。

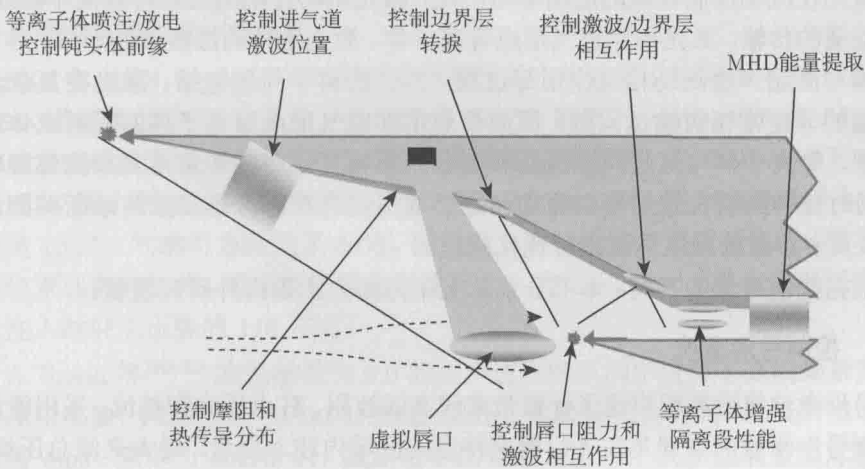


图 1.2 主动流动控制在高超声速进气道中的潜在应用方向

本书针对高超声速飞行器面临的高波阻、高驻点压力和热流以及提高进气捕获、降低总压损失等问题, 分别研究以激光能量注入的方式控制弓形激波、IV型激波干扰、来流马赫数低于设计马赫数时的进气道波系结构, 以及马赫反射结构, 研究主要具有以下三个方面的意义。

- (1) 研究能力层面, 建设完成一套完整的激光能量主动控制高超声速流场的研究平台, 突破高超声速流场诊断的关键技术, 将主动流动控制的来流马赫数提高至高超声速领域, 对于提高流场诊断水平、提升实验研究能力具有建设性的意义。
- (2) 科学层面, 利用激光能量在流场原有波系结构上附加准静态波, 利用准静态波与波系结构的相互作用使流场向着提高飞行器性能的方向变化, 从而减小驻点压力、热流和阻力, 提高进气道性能。本研究属于流动控制领域的前沿学科, 对于揭示高重频激光沉积形成准静态波机理、准静态波与流场相互作用机制, 阐明激光能量主动流动控制的作用机理具有重要意义。
- (3) 应用层面, 针对高超声速来流条件下的弓形激波、IV型激波干扰和进气道

波系结构,分别提出可行的、适用性较强的控制方案,为降低高超声速飞行器驻点压力和热流、降低波阻、提高进气道来流捕获和压缩性能,以及降低总压损失提供方法并优化控制参数,为高超声速飞行器主动流动控制提供一种新的技术途径,从而实现节约能耗、提升飞行器性能的目的。

1.2 国内外研究现状

激光在流动控制领域的应用非常广泛,激光流动控制的过程可以简单描述为:激光能量的传输、激光击穿空气形成等离子体、激光维持的爆轰波的形成、各种波系结构与高超声速流场相互作用等过程。涉及的科学问题包括: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,等离子体与高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。

依据控制对象的不同,本书分别从五个方面介绍国内外研究现状。

1.2.1 控制弓形激波

弓形激波将给高超声速飞行器带来较高的波阻、驻点压力和热流。采用能量沉积控制弓形激波的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,改变飞行器的流场结构,从而改变钝头体表面的压力分布,达到降低驻点压力和减小飞行器波阻的目的^[7-15]。未施加主动控制的弓体激波如图 1.3(a) 所示,如果在钝头体飞行器前面注入激光能量,形成“锥”形的激光等离子体高温高压区域,弓形激波畸变为斜激波,波阻和驻点压力将大大降低,如图 1.3(b) 所示。

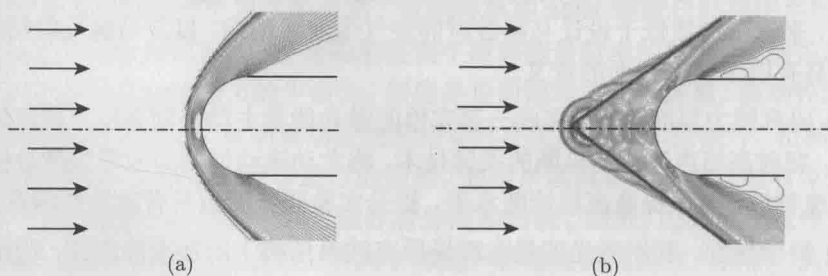


图 1.3 激光等离子体控制弓形激波示意图

1998 年, D. Riggins^[16] 的研究结果表明, 能量沉积减阻在降低阻力的同时也可以减小热流, 且阻力可以减小至 30%。近些年, 研究者们对激光能量沉积减阻性能的研究结果表明, 沉积位置不同, 减阻性能有较大的差别^[17]。1999 年, Riggins

等^[18]系统研究了沉积位置对减阻性能的影响,采用轴对称模型,马赫数为 10,平均功率为 800W,仿真了 L/D 从 0.9 到 2.55 变化时(其中 L 为能量沉积点距钝头体表面驻点的距离, D 为钝头体直径),阻力及能量效率随沉积位置的变化规律。研究结果表明能量沉积位置从 0.9 变化到 2 时,阻力急速下降,从原来的 0.76 下降到 0.30,当沉积位置继续远离钝头体, $L/D=2.55$ 时,归一化阻力稍有上升,为 0.31。能量效率 S 随着 L/D 增大呈先增大后减小的趋势,当 $L/D=2$ 时, S 达到最大为 33,随着 L/D 的继续增大, S 开始减小。对于该模型及在模拟条件下, $L/D=2$ 为最佳位置,在此位置阻力达到最小且效率最高。但对于不同的模型和来流条件,该结论是否成立需要进一步验证。

2005 年, L. N. Myrabo^[19] 等采用数值模拟的方法计算了马赫数为 10.1, 静压为 38.6Pa, 静温为 37.7K, 注入的平均功率为 7.5kW 条件下, $L/D=0.6$ 和 $L/D=2.0$ 两种能量沉积位置对减阻效果的影响。数值模拟结果表明, 当 $L/D=0.6$ 时, 阻力从 70.33N 减小到 48.3N, 减小了近 35%; 当 $L/D=2.0$ 时, 阻力会继续减小, 计算结果是 13.3N, 气动阻力降低了 80%。能量注入时钝头体表面压强降低, 随着能量沉积位置远离钝头体, 表面的压强也逐渐减小。当 $L=2D$ 时, 驻点压强下降到无能量注入时驻点压强的 1/6 左右。

A. Sasoh 等^[20-25] 在马赫数为 2.0 的超声速连续风洞中进行了高重频激光能量沉积减阻实验, 风洞静压 13.8kPa, 静温 163K, 实验段长宽均为 80mm。当单脉冲能量为 8mJ、频率为 80kHz 时, 减阻效率达到最大值 10, 其实验装置照片和光路布局如图 1.4 所示。

2005 年, C. Misiewicz 等^[26] 模拟了来流马赫数为 10.1 条件下, 直径为 6in^①。钝头体在不同能量作用下阻力的变化规律, 计算结果表明随着能量的增大, 阻力越来越小。2008 年, T. Sakai 等^[27,28] 采用数值模拟的方法研究了来流马赫数为 2, 点火位置 $L/D=2$ 时重复频率对减阻效果的影响, 并研究了激光“空气锥”减阻技术适合的飞行器构形, 研究结果表明当频率较低时, 阻力存在振荡, 随着频率的增大, 振荡减弱直到形成稳定的阻力。

E. Erdem 等^[29-31] 利用高速纹影技术分别用实验研究了单脉冲激光能量聚焦和高压放电击穿静止空气和高超声速气流后的流场演化特性, 控制对象包括马赫数为 5 来流中截锥体产生的弓形激波和平板边界层, 结果表明弓形激波在激光能量注入后显著减弱了, 激光能量沉积引致了平板边界层的分离, 产生了分离激波。

D. Sperber 等^[32] 采用调 Q Nd:YAG 激光器击穿马赫数为 2.1~2.7 的超声速氩气来流, 然后采用聚焦的 CO₂ 激光维持等离子体, 等离子体在钝头体上游形成稳定的斜激波以控制弓形激波, 减小波阻。在激光器脉冲平均功率达到 5.4kW 时,

① 1in=2.54cm。

马赫数为 2.1 流场中的波阻减小 55%，马赫数为 2.7 流场中的波阻减小 60%。纹影实验照片与数值模拟得到的密度梯度对比如图 1.5 所示，其中来流马赫数为 2.1，来流静压为 10^5Pa ，激光脉冲平均功率为 5.2kW，计算与实验结果吻合良好，高低密度区对比明显，在激光能量沉积区下游形成了剪切层 (shear layer, SL)。

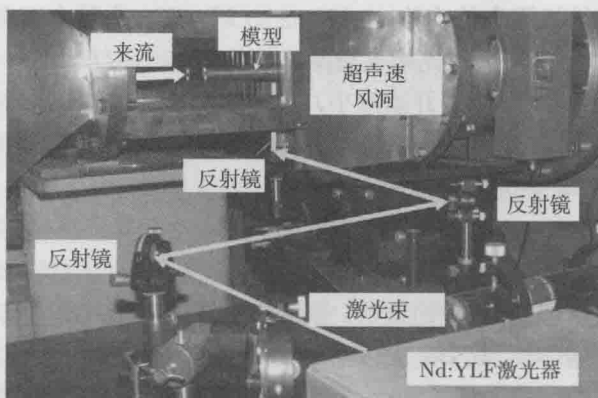
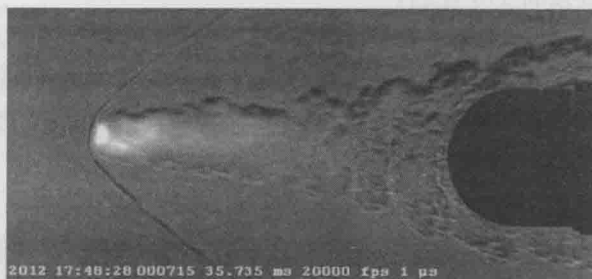
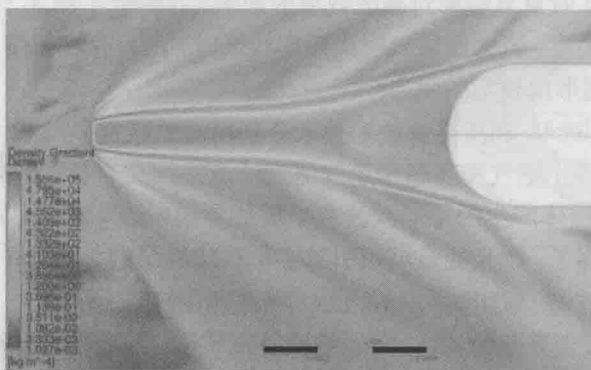


图 1.4 A. Sasoh 课题组实验装置照片和光路布局



(a) 纹影实验照片



(b) 密度梯度计算结果

图 1.5 D. Sperber 的实验和计算结果对比