

防空导弹直接侧向力/ 气动力复合控制技术

李陟 魏明英 周荻 姚来辉 赵明元 编著



中国宇航出版社

防空导弹直接侧向力/ 气动力复合控制技术

李陟 魏明英 周荻 编著
姚来辉 赵明元



中国宇航出版社

· 北 京 ·

ISBN 978-7-5159-0184-8



内 容 简 介

直接侧向力/气动力复合控制技术是实现防空导弹大机动、快响应和高精度的有效手段。本书作者对复合控制技术基础理论进行了深入的研究,对直接侧向力/气动力复合控制机理与方法有比较深刻的认识。本书在总结作者多年研究成果的基础上,系统阐述了直接侧向力/气动力复合控制机理与方法以及直接侧向力/气动力复合控制在工程应用中遇到的诸多难题和解决途径,重点介绍了直接侧向力/气动力复合控制的基本内容,侧向喷流气动干扰效应机理、研究方法及建模方法,直接侧向力/气动力复合控制机理与方法,以及与高精度制导相关的导引、滤波及一些工程问题。

本书可供高等院校相关专业的研究生和教师,以及从事导弹总体、制导控制工作的科研人员和设计师阅读参考。

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

防空导弹直接侧向力/气动力复合控制技术/李陟

等编著. —北京:中国宇航出版社, 2012. 3

ISBN 978-7-5159-0184-8

I. ①防… II. ①李… III. ①防空导弹—侧向力—复合控制②防空导弹—气动力—复合控制 IV. ①TJ761.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 048099 号

策划编辑 易新 责任校对 王妍
责任编辑 易新 封面设计 华鲁印联

出 版 行 **中国宇航出版社**

社 址 北京市阜成路 8 号 邮 编 100830
(010)68768548

网 址 www.caphbook.com

经 销 新华书店

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑
(010)68371105 (010)62529336

承 印 北京画中国画印刷有限公司

版 次 2012 年 4 月第 1 版
2012 年 4 月第 1 次印刷

规 格 787×1092

开 本 1/16

印 张 14.5

字 数 362 千字

书 号 ISBN 978-7-5159-0184-8

定 价 80.00 元

本书如有印装质量问题,可与发行部联系调换

序

20 世纪 90 年代以来，西方国家普遍开始研究高精度的防空导弹技术，以防空导弹与弹道导弹弹头的直接碰撞为目标，期望以很高的相对速度所产生的巨大动能，达到摧毁弹道导弹弹头的目的。在研究过程中，科研人员逐渐认识到，单纯依靠传统空气动力控制的防空导弹无法实现动能杀伤，进而催生了第四代防空导弹技术，而其核心就是采用直接侧向力/气动力复合控制技术。美国 PAC-3 导弹防御系统中的增程拦截弹 (ERINT)、俄罗斯 S-400 系统中使用的 9M96E2 拦截弹以及法国新一代防空导弹系统中的 Aster-30 导弹都采用了该项技术。截至目前，PAC-3 和 Aster-30 已经成功进行了拦截弹道导弹弹头目标的飞行试验。因此，直接侧向力/气动力复合控制技术作为新一代大气层内飞行器精确制导的核心技术，具有强烈的军事需求和广泛的应用背景，是现代高精度制导控制领域的研究热点。

采用直接侧向力/气动力复合控制技术，利用直接侧向力的快速性，能够提高防空导弹的快速响应能力和机动能力，进而提高防空导弹制导控制精度。对于杀伤区高界的稀薄大气高空拦截和杀伤区远界的低速拦截，采用直接侧向力/气动力复合控制技术能够改善防空导弹的控制品质和制导能力，进而扩大防空导弹的作战空域，提高其作战效能。

本书作者对直接侧向力/气动力复合控制基础理论有着较为深入、全面的研究，对直接侧向力/气动力复合控制机理与方法具有比较深刻的认识。本书系统地介绍了直接侧向力/气动力复合控制机理与方法，以及直接侧向力/气动力复合控制在工程应用中遇到的一些问题和解决途

径。由于直接侧向力/气动力复合控制涉及多个专业技术领域，本书是国内首次系统阐述这一技术的专业书籍，因此作者在论述上力求准确、严谨。导弹总体、制导控制等相关专业的研究生和开始从事防空导弹领域的设计人员，通过学习本书可以比较全面地了解直接侧向力/气动力复合控制的理论体系与工程方法；而多年工作在该领域的科研人员阅读本书也能有所借鉴。



2011 年 11 月

前 言

基于直接侧向力/气动力复合控制的高精度快响应制导控制技术是新一代大气层内飞行器精确制导的核心技术，具有强烈的军事需求和广泛的应用背景。就采用气动力控制的第三代防空导弹而言，在大气层高层，由于大气密度低，造成动压低；同样，在作战空域的远界，由于导弹的速度低，也造成动压低，这将导致导弹动态特性下降，机动能力减弱。导弹制导控制精度与其响应速度和机动能力密切相关，响应速度慢和机动能力弱造成导弹脱靶量明显增加。直接侧向力/气动力复合控制是实现防空导弹大机动、快响应和高精度的有效手段。课题组通过对复合控制基础理论的深入研究，对直接侧向力/气动力复合控制机理与方法有了比较深刻的认识，在总结作者多年研究成果的基础上撰写成本书，以飨读者。

全书共分8章。第1章介绍直接侧向力/气动力复合控制的基本内涵及难点；第2章介绍侧向喷流气动干扰效应机理、研究方法及建模方法；第3章介绍直接侧向力/气动力复合控制机理与方法；第4章介绍多种导引律设计方法及优缺点；第5章介绍多种制导信息滤波方法及优缺点；第6章介绍多种导引头解耦方法及优缺点；第7章介绍直接侧向力作用下弹性弹体的控制问题；第8章介绍一种比较实用的末制导精度分析方法。

全书由李陟研究员负责统稿。第1章由李陟研究员编写；第2章由姚来辉研究员编写；第3章由魏明英研究员与赵明元博士共同编写；第4章由赵明元博士与周荻教授共同编写；第5章由魏明英研究员与赵明元

博士共同编写；第6章由周荻教授编写；第7章和第8章由魏明英研究员编写。

在本书成稿过程中，得到了宋明军、王晓东、王蒙一、姜琳、姚焱熠、李运迁、熊华等同事的帮助和支持，在此表示衷心感谢。另外，老专家康智敏研究员、杨秀兰研究员、黄荣度研究员、张奕群研究员对本书相关章节进行了认真审查；书中关于侧向喷流气动干扰效应的研究成果，得到了李素循研究员、倪招勇研究员、陈坚强研究员等有关专家的大力支持和帮助，在此一并致谢！

国内直接侧向力/气动力复合控制技术的研究和应用尚处在初始阶段，在一些技术问题上的研究还在探索当中，本书涉及直接侧向力/气动力复合控制技术领域的多个方面，难免有不足之处，提出的观点也难免偏颇，期待读者的批评指正和建议，共同促进该技术在国内的发展。

编著者

2011年11月

目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 防空导弹技术的发展需求	1
1.2 直接侧向力/气动力复合控制基本内涵	1
1.3 直接侧向力/气动力复合控制模式	2
1.4 直接侧向力/气动力复合控制系统设计难点	3
1.5 直接侧向力/气动力复合控制技术应用前景	3
1.6 参考文献	4
第 2 章 侧向喷流气动干扰效应	5
2.1 引言	5
2.2 侧向喷流气动干扰效应研究方法	5
2.2.1 侧向喷流气动干扰效应风洞试验方法	7
2.2.2 侧向喷流气动干扰效应数值模拟方法	14
2.3 侧向喷流气动干扰效应机理研究	26
2.3.1 干扰流场空间及表面流场结构	26
2.3.2 不同参数变化对侧向喷流干扰流场影响分析	29
2.4 侧向喷流气动干扰效应建模方法研究	32
2.4.1 侧向喷流气动干扰效应描述方法	32
2.4.2 侧向喷流气动干扰效应影响规律	32
2.4.3 侧向喷流气动干扰因子建模	36
2.5 参考文献	37
第 3 章 直接侧向力/气动力复合控制方法研究	39
3.1 基于混合系统理论的直接侧向力/气动力复合控制建模方法研究	39
3.1.1 混合系统层次框架模型简介	39
3.1.2 直接侧向力/气动力复合控制系统混合动态系统模型	40
3.2 直接侧向力/气动力复合控制系统切换稳定性分析	45
3.2.1 有限状态 Markov 切换系统	46
3.2.2 切换系统稳定性问题	46
3.2.3 直接侧向力/气动力复合控制系统切换实例	48

3.2.4	基于公共 Lyapunov 函数的切换系统稳定性分析方法	53
3.2.5	基于多 Lyapunov 函数的切换系统稳定性分析	53
3.2.6	基于驻留时间的切换系统稳定性分析	56
3.2.7	基于矩阵测度的切换系统稳定性分析	57
3.2.8	直接侧向力/气动力复合控制系统切换稳定性分析结论	58
3.3	基于相平面分析的复合控制稳定性分析方法	59
3.4	基于古典控制理论的直接侧向力/气动力复合控制机理	61
3.5	直接侧向力/气动力复合控制方案	66
3.5.1	直接侧向力/气动力并行工作控制方案	67
3.5.2	直接侧向力前馈工作控制方案	68
3.5.3	直接侧向力/气动力切换工作控制方案	69
3.6	基于模糊控制的直接侧向力/气动力复合控制方法	69
3.6.1	模糊控制理论基础	70
3.6.2	模糊控制器设计	72
3.6.3	仿真算例	75
3.7	基于滑模控制的直接侧向力/气动力复合控制方法	75
3.8	弹旋条件下直接侧向力/气动力复合控制方法	77
3.8.1	准弹体坐标系下的滚转导弹动力学模型	78
3.8.2	滚转导弹耦合通道直接侧向力/气动力复合控制方法	83
3.8.3	仿真算例	88
3.9	直接侧向力/气动力复合控制方法小结	98
3.10	参考文献	98
第4章	高精度导引方法研究	101
4.1	导引方法研究概述	101
4.1.1	古典导引方法概述	101
4.1.2	现代导引方法概述	104
4.2	中制导段逆轨拦截导引规律研究	106
4.2.1	逆轨拦截需求机理分析	106
4.2.2	基于输入一状态稳定的中制导段逆轨拦截导引律	110
4.2.3	仿真算例	114
4.3	闭环滤波有限时间收敛的末制导律研究	115
4.3.1	有限时间稳定性理论	117
4.3.2	闭环滤波有限时间收敛制导律设计	118
4.4	有限时间收敛的导引律设计	123
4.4.1	平面内目标一导弹相对运动动力学方程	123
4.4.2	三维空间下目标一导弹相对运动动力学方程	124

4.4.3	平面内有限时间收敛导引律	125
4.4.4	三维空间有限时间收敛导引律	127
4.4.5	有限时间收敛导引律仿真分析	130
4.5	考虑导弹自动驾驶仪动特性的三维非线性导引律设计	133
4.5.1	三维空间下考虑导弹自动驾驶仪动特性的制导方程	133
4.5.2	目标加速度可获取情况下的三维非线性导引律设计	133
4.5.3	目标机动加速度不可获取下的三维非线性导引律设计	135
4.5.4	考虑导弹自动驾驶仪惯性的制导律仿真分析	138
4.6	离散滑模制导律设计	141
4.6.1	离散滑模变结构控制基本理论	141
4.6.2	离散滑模导引律	143
4.6.3	改进的离散滑模导引律	145
4.6.4	离散制导系统准滑动模态区域与脱靶量的关系	147
4.6.5	离散滑模制导系统脱靶量范围	149
4.6.6	仿真分析	150
4.7	基于视线转率补偿的高精度导引律研究	156
4.8	参考文献	159
第 5 章 制导信息滤波方法研究		163
5.1	滤波方法研究概述	163
5.1.1	Kalman 滤波	163
5.1.2	扩展 Kalman 滤波	164
5.1.3	抗差 Kalman 滤波	164
5.1.4	基于时间序列分析的自校正 Kalman 滤波	164
5.1.5	预测滤波	165
5.1.6	衰减记忆滤波	166
5.1.7	滑模状态观测器	167
5.1.8	频域滤波	167
5.2	滤波机理分析	167
5.3	基于 Kalman 滤波和 SMOD 的组合切换滤波方法	172
5.3.1	切换滤波方案	172
5.3.2	基于有色噪声 ARMA 模型的 Kalman 滤波	173
5.3.3	基于 SMOD 的量测信息降噪方法	177
5.4	参考文献	179
第 6 章 常平架导引头解耦方法研究		180
6.1	引言	180

6.2 与导引头系统有关的坐标系	181
6.2.1 地面坐标系($Axyz$)	181
6.2.2 弹体坐标系($Ox_1y_1z_1$)	182
6.2.3 视线坐标系($O_Lx_Ly_Lz_L$)	182
6.2.4 外框架坐标系($O_o x_o y_o z_o$)	182
6.2.5 内框架坐标系($O_i x_i y_i z_i$)	182
6.2.6 天线坐标系($O_h x_h y_h z_h$)	182
6.2.7 指向坐标系($O_h x_p y_p z_p$)	183
6.3 导弹非滚转条件下硬件实现导引头解耦的途径探索	183
6.3.1 导引头多回路设计方案	183
6.3.2 在位标器信号输入端前馈去耦	185
6.4 非滚转导弹导引头解耦软件实现方法及局限性	188
6.5 弹旋对导引头的影响及常平架式导引头解耦方法研究	191
6.5.1 弹旋对导引头工作性能的影响	191
6.5.2 弹旋条件下常平架式导引头解耦方法研究	193
6.6 参考文献	195
第7章 直接侧向力作用引起的弹体受迫振动对制导控制的影响	196
7.1 直接侧向力作用下弹性弹体受迫振动建模	196
7.1.1 弹体弹性振动微分方程	196
7.1.2 作用在弹体上的广义力	199
7.1.3 弹性振动模型	200
7.1.4 惯导输出计算	201
7.2 直接侧向力作用对制导回路的影响	201
7.3 参考文献	202
第8章 末制导精度分析方法	203
8.1 影响末制导精度的主要因素及分析	203
8.1.1 去耦系数及天线罩折射误差斜率的影响	203
8.1.2 g 灵敏度的影响	206
8.1.3 稳定回路时间常数的影响	206
8.1.4 高空条件下天线罩与气动力时间常数的影响	206
8.1.5 遮挡效应的影响	206
8.2 末制导精度灵敏度分析方法综述	207
8.2.1 协方差分析描述函数法	207
8.2.2 统计线性化伴随法	208
8.3 基于正交试验的末制导精度灵敏度分析方法	210

8.3.1 正交试验方案设计	210
8.3.2 试验结果分析	211
8.4 参考文献	212
 附录 A 各坐标系定义	 213
附录 B 各坐标系之间的转换关系	215

第 1 章 绪 论

1.1 防空导弹技术的发展需求

防空导弹技术的发展一直与空袭武器威胁的发展相适应,在现代战争中,空中威胁日益增强,具备高速大机动能力的弹道导弹、防区外投放的高速精确制导武器等空袭武器的使用,已经对防空导弹技术的发展提出了更高的要求。尤其是经过 1990 年海湾战争的经验总结,人们认识到,主要用于对抗传统作战飞机的第三代防空导弹技术已经不能完全适应现代战争的需要,特别是在有效摧毁弹道导弹弹头目标的作战需求上,采用传统防空导弹战斗部的破片杀伤方式,由于每枚破片打击弹头的总能量不足,即使命中目标,也难于直接引爆战斗部,更不能明显改变弹头的运动轨迹,致使被拦截过的弹头目标仍然具有足够的杀伤力。

自 20 世纪 90 年代以来,西方国家普遍开始研究高精度的防空导弹制导技术,实现防空导弹与弹道导弹弹头目标的直接碰撞,以超过 3 km/s 的相对速度所产生的巨大动能,有效引爆弹头战斗部或彻底摧毁弹头战斗能力。面对这一需求,人们认识到,仅靠传统空气动力控制的防空导弹是不可能实现这一能力的,这就催生了第四代防空导弹技术的快速发展,其核心就是要实现防空导弹机动快速性和大的机动能力,而其核心技术途径就是采用空气动力和燃气直接侧向力复合运用的方法,也就是采用直接侧向力/气动力复合控制技术,实现高速导弹的稳定控制和过载控制,保证导弹在付出大过载能力的同时具有极快的响应速度。例如美国的 PAC-3 导弹、法国的 Aster-30 导弹和俄罗斯的 9M96E2 导弹等防空导弹都采用了该项技术,到目前为止,美国的 PAC-3、法国的 Aster-30 已经成功实现了拦截弹道导弹弹头目标的飞行试验^[1]。

因此,基于直接侧向力/气动力复合控制的高精度快响应制导控制技术是新一代大气层内飞行器高精度制导的核心技术,具有强烈的军事需求和广泛的应用背景。该项技术在国际上已经成为现代高精度制导控制领域的研究热点,是第四代防空反导武器的标志性技术之一。

1.2 直接侧向力/气动力复合控制基本内涵

大气层内飞行器一般采用气动力控制,通过舵机等执行机构控制舵面偏转,产生操纵力矩,使飞行器进行姿态运动,从而改变作用在飞行器上的气动力,控制飞行器飞行。气动力控制效果与飞行器所受的动压密切相关,动压与大气密度、飞行器速度的平方成正比。在相同的飞行条件下,动压越高,气动力越大。

就防空导弹而言,在大气层高层,由于大气密度低,造成动压低;同样,在防空导弹的远界,由于导弹的速度低,也造成动压低,这都将导致导弹动态特性下降,机动能力减弱。在稀薄大气层,气动力控制的响应时间一般大于 1 s;在稠密大气层,气动力控制的响应时间一般大于 0.1 s。

导弹制导控制精度与其响应速度和机动能力密切相关,响应速度慢和机动能力弱会造成导弹脱靶量明显增加。

采用直接侧向力/气动力复合控制技术可提高飞行器的响应速度和机动能力,是实现导弹全空域“趋零脱靶量”高精度制导控制的有效途径。轨控式直接侧向力/气动力复合控制过载指令响应时间可达 0.01 s,姿控式直接侧向力/气动力复合控制过载指令响应时间可达 0.05 s。按照这样快的响应速度,通过末端导引规律和合理的机动过载设计,与常规气动力控制相比,制导精度可提高一两个数量级。

直接侧向力/气动力复合控制是指通过导弹侧喷发动机(或喷嘴)所产生的直接侧向力与气动力的共同作用,产生合力,对导弹进行复合控制,实现大幅度提高导弹快速响应能力和机动能力的控制方式。

采用直接侧向力/气动力复合控制会引起侧向喷流气动干扰效应^[2,3],即采用侧喷发动机对导弹进行控制时,侧喷发动机的喷流和导弹周围的气流发生相互作用,喷流与来流的相互干扰会产生激波、分离、旋涡和非定常等复杂的流动现象,对侧喷发动机的推力、导弹表面流场产生附加影响,使作用在导弹上的法向力、轴向力及压力中心发生改变,并改变表面热环境。高精度快响应末端导引是指在导弹与目标遭遇前很短时间内,通过具有快速响应能力和较强机动能力的直接侧向力/气动力复合控制方式,采用高精度拦截的末端综合导引策略和方法,使导弹快速响应目标的运动,消除预测脱靶量,实现高精度拦截。

直接侧向力/气动力复合控制重点研究和解决三大基础问题:一是直接侧向力横向喷流与导弹飞行形成的高速来流相互作用,所产生复杂流场结构的准确认识和干扰规律的数学描述;二是直接侧向力控制与气动力控制所引起的强耦合、非线性、不确定性,对复合控制品质影响机理的准确认识和复合控制规律的建模;三是针对侧喷干扰所引起的控制力特有规律,以及未知时变控制方向、不确定时变参数等非线性效应,研究并形成一套有效的控制策略和方法,实现对飞行器的高精度控制。

1.3 直接侧向力/气动力复合控制模式

直接侧向力/气动力复合控制有姿控、轨控和姿轨控 3 种模式。

姿控方式又分直接侧向力位于质心之前和质心之后两种情况以及滚动控制和非滚动控制方式。姿控方式,即利用空气动力与安装在相对质心一定距离的微型火箭发动机系统相结合所组成的力矩控制系统对导弹进行控制。引入直接侧向力的力矩控制原理,在于减小导弹建立攻角所需的时间,提供弹体快速的旋转角速度。轨控方式,即利用配置在质心的燃气动力或火箭发动机进行控制,采用这种控制方法,侧向喷流反作用力可直接使导弹质心移动,实现导弹机动。

采用不同的复合控制模式,直接侧向力作用的效果也有所不同。当采用姿控式复合控制模式时,通过直接侧向力快速产生攻角来使导弹快速机动,除了直接侧向力本身直接产生的过载以外,获得导弹大过载能力的本质还是靠气动力来产生的,直接侧向力只是缩短了导弹建立攻角的时间。另外,姿控装置安装在质心前和质心后,其产生需用过载的大小也有所不同。不论是正常式还是鸭式气动外形布局,将姿控装置放在质心前,姿控装置所产生的控制力矩所产生的过载方向与姿控发动机喷流所产生的过载方向相同,复合控制效率会高些,但直接侧向力对导弹后部的流场影响更严重;而将姿控装置放在质心后,由于姿控装置所产生的控制力矩所产生的过载方向与姿控发动机喷流所产生的过载方向相反,复合控制效率会被抵消一部分,但流场影响区会更小一些。因此,姿控装置安装位置与复合控制效能有密切关系^[4]。

当仅利用作用于导弹质心处的轨控发动机进行导弹机动的直接侧向力/气动力复合控制时,由于不可避免地存在直接侧向力作用引起的对弹体姿态的干扰力矩,如果还是仅仅依靠空气舵进行弹体稳定控制,当导弹追求机动过载变化的快速性时,必然导致导弹姿态处于受扰后的不稳定发散状态,进而进一步干扰导弹的过载控制品质,并最终影响制导精度的改善效果。

对于采用姿、轨控发动机同时提供控制力及力矩的导弹,其姿控发动机效率依赖于导弹飞行高度,为了在更低的大气层内实现直接侧向力对高速导弹姿态的控制能力,姿控发动机推力必须随着动压的增加而增加。由于气动及侧喷干扰的影响可能最终导致姿态控制系统需要的推力达到不能接受的水平,因此需要研究姿控发动机推力与控制效能的关系。复合控制的效能可以用同样大小的直接侧向力所能产生的复合控制力与复合控制力矩来衡量,或者用复合控制力与复合控制力矩同直接侧向力的比值来衡量,在此基础上分析导弹的机动能力与复合控制效能关系。

1.4 直接侧向力/气动力复合控制系统设计难点

首先,直接侧向力/气动力复合控制时,喷流与来流相互作用产生极为复杂的交叉耦合现象,主要表现为气动力与直接侧向力相互耦合、连续控制与开关控制相互耦合、控制通道间交连耦合。这种强耦合、非线性、不确定性将严重影响复合控制品质,为复合控制系统设计带来很大困难。

其次,侧向喷流气动干扰流场结构复杂,数值计算与风洞试验模拟困难,使得侧向喷流气动干扰规律数学描述困难,因此建立适应于直接侧向力/气动力复合控制系统设计的侧向喷流气动干扰模型有很大困难。

另外,与强耦合非线性控制相适应的导引律设计及快速收敛的高精度制导信息滤波方法也是直接侧向力/气动力复合控制系统设计的难点。

1.5 直接侧向力/气动力复合控制技术应用前景

采用直接侧向力/气动力复合控制技术,可以大幅度提高防空导弹的快速响应能力和

机动能力,从而大幅提高防空导弹制导控制精度,甚至实现直接撞击目标的“趋零”脱靶性能。这样既可以减小导弹战斗部的质量需求,又可以减轻引信工作的难度,还具有强大的撞击毁伤能力,这对于满足拦截常规防空目标需求的同时,兼容反弹道导弹、反隐身目标作战能力,具有极好的应用前景。

采用直接侧向力/气动力复合控制的另一大优点,就是对于杀伤区高界的稀薄大气高空作战和杀伤区远界的低速拦截,均能大幅度改善导弹的控制品质和制导能力,进而大幅度扩大防空导弹的作战空域,提高作战效能。

正是由于上述快速响应能力所带来的优势,直接侧向力/气动力复合控制技术的应用,使得防空导弹可拦截的目标种类进一步增加,具有同样杀伤空域的导弹质量则成倍减小,为防空导弹带来了巨大的能力变化,尤其对高空高速目标拦截能力的提高更为显著。可以预见,在新一代的防空导弹设计中,这一技术必将得到广泛应用。

1.6 参考文献

- [1] 李玉林,杨树兴. 先进防空导弹直接侧向力/气动力复合控制关键技术分析. 兵工学报, 2007, 28 (12): 1523-1527.
- [2] WISE K A, BROY D J. Agile missile dynamics and control. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21 (3): 441-449.
- [3] 郑逸峰,姜长生. 拦截导弹直接侧向力和气动力复合控制问题研究. 弹箭与制导学报, 2005, 25 (4): 484-487.
- [4] SPENCER A. Optimal control thruster location for endoatmospheric interceptors [C]. 2nd Annual AIAA SDIO Interceptor Technology Conference, Albuquerque, NM, 1993.

第2章 侧向喷流气动干扰效应

2.1 引言

当导弹采用直接侧向力/气动力复合控制时,侧喷发动机喷流和高速飞行导弹表面及周围气流发生相互作用,在喷口周围及其上、下游流场形成复杂的流动,严重影响侧喷发动机效率和导弹表面流场,使作用在导弹上的法向力、轴向力及压力分布发生剧烈的改变。这种干扰与喷流参数、来流参数及导弹外形参数密切相关,具有很大的非线性及不确定性,是控制系统设计必须考虑的因素。这些因素严重影响控制系统设计的精度及其响应速度,是开展直接侧向力/气动力复合控制研究的瓶颈技术之一^[1-19]。

典型的二维侧向喷流气动干扰流场结构如图2-1所示。在从垂直于物体表面喷口喷射出的喷流与平行于物体表面的来流相互作用下,喷流上游物体表面边界层发生流动分离,并在分离线附近产生一道分离激波,由于喷流的阻塞作用,物体壁面压力在分离点附近开始上升,并在喷口前缘达到峰值;分离激波与喷流相互作用,在喷管出口上方形成一道弓形激波;高压、高速喷流在射入主流后快速膨胀,与来流相互作用形成射流边界激波和马赫盘;喷流下游,由于喷流的抽吸作用,在喷流后部形成一个分离区,流动再附后,为满足壁面条件,在再附点附近产生一道再附激波。

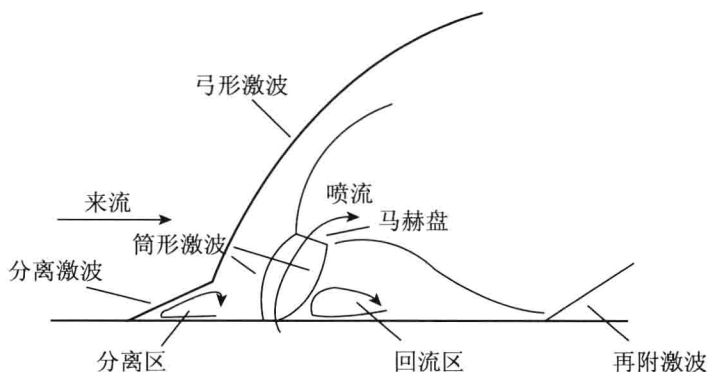


图 2-1 典型二维侧向喷流流场结构图

2.2 侧向喷流气动干扰效应研究方法

和研究其他空气动力学问题的方法一样,开展侧向喷流气动干扰效应研究主要有 3 种