

再入机动飞行器 气动设计与实践

朱广生 著



中国宇航出版社

再入机动飞行器 气动设计与实践

朱广生 著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

再入机动飞行器气动设计与实践 / 朱广生著. -- 北京: 中国宇航出版社, 2016. 10
ISBN 978 - 7 - 5159 - 0905 - 9

I. ①再… II. ①朱… III. ①再入飞行器—气动布局—设计 IV. ①V475.9

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 061823 号

责任编辑 赵宏颖

责任校对 祝延萍 装帧设计 宇星文化

出版 中国宇航出版社

社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
(010)60286808 (010)68768548

网址 www.caphbook.com

发行部 (010)60286888 (010)68371900
(010)60286887 (010)60286804(传真)

零售店 读者服务部
(010)68371105

承印 北京画中画印刷有限公司

版次 2016 年 10 月第 1 版
2016 年 10 月第 1 次印刷

规格 787 × 1092

开本 1/16

印张 12.5

字数 281 千字

书号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 0905 - 9

定价 128.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

序

空气动力是自然界的客观存在，自1903年莱特兄弟第一次起飞以来，人们对其规律的探索与研究蓬勃开展，认识不断深化。随着人造飞行器的快速发展，人们实现了从亚声速到超声速、到高超声速、再到极高超声速的跨越，已成为一个国家科技进步与创新的重要象征。

中国航天即将迎来创建60周年。60年来，中国航天在各类航天器的研制和发展方面都取得了举世瞩目的辉煌成就。在创建之初，国防部五院就将空气动力研究放在了重要位置，成立了专门的研究机构，航天及全国空气动力学者们为航天事业的发展做出了重大贡献。其中，航天一院以安复兴、朱广生同志为核心的科技团队，对飞行器再入过程中的气动特性做了深入并具创新性的研究，提出的再入机动飞行器气动设计理论就是典型的代表。

《再入机动飞行器气动设计与实践》一书，是作者20多年来对再入机动飞行器气动设计研究成果的全面总结和精华浓缩，并在工程研制中迭代优化，是适用于工程研制的著作。本书从高超声速空气动力学原理出发，阐明了再入机动飞行器的气动设计原理和准则，通过大量的数据和图表剖析了空气舵再入机动飞行器的气动力变化规律，并从中提炼总结出了相应的工程设计方法。本书充分体现了理论指导实践、实践上升理论辩证认识论的发展过程，为探索和开拓再入机动飞行器这一领域的气动设计明确了方向。此科研成果与工程实践的紧耦合，不仅推动了大气层内高超/极高超声速空气舵机动飞行器的发展，而且为我国导弹武器的进一步发展奠定了基础。

此书出版，深受鼓舞，并为航天同行所取得的突出成就由衷高兴。当今人类对空气动力的认识，已全面进入高超/极高超声速时代，并涌现出了众多新方向、新思路和新构想，如助推滑翔飞行器、高超声速巡航飞行器等，这些新趋势使得人们比以往任何时候都更加重视飞行器空气动力学的应用。相信本书的科研成果和宝贵经验，以及将基础理论应用于工程实践的过程，必将给科研人员以启迪，并成为航天飞行器设计和导弹武器创新研制的重要参考。

我国航天事业经过近六十年的发展，走出了一条以我为主创新发展之路。这离不开航天人以国为重、以身许国的默默奉献。近年来，中国航天正由航天大国向航天强国迈进，引国人骄傲，令世界瞩目，而这正是航天人在实现中华民族伟大复兴征程上的忠诚担当，此书出版正体现了作者的担当。我衷心地希望航天的朋友们能多出一些这类的书，通过总结，不断提高学术水平，为推进航天强国建设做出贡献。

王礼恒

2015年3月

前 言

高精度、大威力、强突防是战略战术导弹武器发展的显著趋势，而气动设计是高性能飞行器研制的起点和基础。对于再入飞行器，如果想要实现从惯性再入到依靠空气舵在大气层内机动再入的技术跨越，必须准确掌握在高超声速条件下的体、舵气动特性及交叉耦合特性，这就需要深入探究高超声速流特有的物理现象和机理，在此基础上综合各专业需求设计气动外形，并且能够对飞行过程中各种状态进行有效的工程分析，从而为飞行器研制提供设计依据。

自 20 世纪 90 年代以来，中国运载火箭技术研究院即对此展开了攻关研究，本书主要脱胎于作者自此开始的一系列研究成果：通过理论模型和风洞实验数据分析比对结果，摸清了带空气舵的轴对称布局再入机动飞行器气动布局设计的基本原则和方法；基于大量风洞实验数据分析，给出了轴对称外形的再入机动飞行器六分量气动力随马赫数、攻角、侧滑角、舵偏角的变化规律，确定了权衡机动性和稳定性关系的方法；针对气动力控制形成的锥形运动，推导得到了简单实用的广义气动力模型，为多变量的风洞试验方案设计奠定了基础；通过将获得的风洞试验数据比较分析，首次鉴定了国内常规风洞的试验能力；对供控制系统设计使用的气动误差带的来源、分析方法，以及最终试验数据的处理方法进行了详细描述；针对再入机动飞行器舵前缘的气动热问题，通过理论分析和试验验证，推翻了激波不能打到空气舵上的传统认识，实现了再入过程中的高超声速大攻角机动飞行。这是对“高超声速再入机动飞行器”这一全然陌生的研究对象，一个全程的气动设计与分析过程。本次将这些经验总结出版，既是对过去我国再入机动飞行器从无到有的研制历程的浓缩和凝练，也是希望这些在高超/极高超声速下机动飞行的规律认识，能够为未来临近空间飞行器的设计和进一步发展提供参考。

本书共分 12 章。第 1 章概述了高超声速再入机动飞行器及其气动设计的发展历史，介绍了国内外研究现状。第 2 章介绍了再入机动飞行器设计中所涉及的高超声速空气动力学基本原理及工程预测方法。第 3 章论述了再入机动飞行器从无到有的气动外形选形过程，分析各类形状的单体和舵面外形气动特性，从而确定轴对称布局的再入机动飞行器相对最优的气动外形。第 4 章利用正交设计法，优选了再入机动飞行器的具体外形参数。第 5 章对比了空气舵“+”型布局 and “×”型布局的气动性能。第 6 章利用大量风洞试验数据结果分析了空气舵再入机动飞行器在大攻角大侧滑角下的气动特性。第 7 章分析了再入机动飞行器稳定性和机动性的辩证关系。第 8 章介绍了在工程设计中有效利用等效舵偏假设进行气动性能分析的过程。第 9 章分析了气动系数的误差来源和设计过程中气动误差

带的确定方法。第10章论述了再入过程中的气动噪声环境及其预测方法。第11章分析了高超声速再入时空气舵前缘激波相互干扰的流场结构。第12章比较了轴对称布局弹道式再入机动飞行器和面对称布局升力式机动飞行器在气动外形特征、气动特性等方面的差异。

结合作者多年来的型号总体设计经验,工程型号设计源于总体参数类基础专业,只有真正吃透包括气动设计在内的基础参数设计,把握和预见其规律,才能真正挖掘出飞行器的设计潜能,奠定创新的基础。但工程型号设计又高于参数类基础专业,气动设计始终是为整个飞行器的整体性能和姿态控制服务的。希望读者在阅读本书时,既能够结合空气动力学专业知识来分析机动飞行器高超声速下的气动规律,又能跳出气动设计的专业桎梏,从整体工程研制的全局眼光来看待气动设计中的选择和处理方法。

20多年来,作者在再入飞行器的理论研究和工程设计工作中,始终得到北京航天长征飞行器研究所、北京宇航系统工程研究所及其他相关研制单位的大力支持。由衷感谢安复兴研究员,引领作者走入了气动设计的大门。14所曾庆湘研究员、刘文伶研究员,29基地二所的董广彪研究员、张平研究员、赵协和研究员和原206室的全体员工,中科院力学所的马家欢研究员、杨耀栋研究员,原701所的许能喜研究员等,在本研究攻关过程中提供了大量帮助,在本书成书之际,表示衷心感谢!写作过程中,我的博士研究生吴亚东协助完成了很多文字和图片处理工作,在此一并感谢。

本书是作者在归纳、总结过去研究成果的基础上完成的一本学术专著,由于作者水平有限,书中难免有错误、不足、疏漏和不当之处,作者热切希望读者和同行专家提出宝贵的批评意见与建议,来信请发送至电子信箱:ZGS_0128@163.com。

朱广生

2015年2月

主要符号表

A	面积
A_R	翼展弦比
C_A	轴向力系数
C_{AP}	压差轴向力系数
C_D	阻力系数
C_{LP}	滚转阻尼力矩系数
C_L	升力系数
C_{MQ}	俯仰阻尼力矩系数
C_{mx}	滚转力矩系数
C_{my}	偏航力矩系数
C_{mz}	俯仰力矩系数
C_{mz}^a	俯仰静稳定系数
C_{mz}^{δ}	控制舵俯仰操纵效率
C_{NR}	偏航阻尼力矩系数
C_N	法向力系数
C_p	压力系数
$C_{p rms}$	均方根脉动压力系数
C_R	翼（舵）根弦长
C_Z	侧向力系数
c_p	定压比热
c_v	定容比热
D	阻力
F	作用力
f	频率
G	功率谱密度
G_{ni}	无量纲功率谱密度级
H	高度
K_n	克努森数
K	升阻比，飞行器外形参数集合

L	升力, 总声压级, 特征长度
L_n	谱级
L_p	声压级
L_w	翼(舵)半展长
Ma	马赫数
n	过载
Pr	普朗特数
P	发动机推力
p_{ref}	参考压力
p_{rms}	均方根脉动压力
p	压力
Q	热流
q	迎面气流动压
R	转弯半径
R_B	飞行器底部半径
Re	雷诺数
R_N	球头半径
St	斯坦顿数
S	熵, 参考面积
t_w	翼(舵)剖面最大厚度
t	时间
T	温度
u, v, w	速度矢量三分量
V	速度, 体积
X_{cg}	质心系数
X_{cp}	纵向压心系数
Y_{cp}	横向压心系数
α	攻角
α_{eq}	等效攻角
β	侧滑角
γ	比热比
ΔX_{cp}	静稳定裕度
δ_a	滚转等效舵偏角
δ_e	俯仰等效舵偏角
δ_r	偏航等效舵偏角

δ	速度边界层厚度, 舵偏角
η	总攻角
θ	气流偏转角, 速度倾角, 锥角
λ	翼梢根比, 导热系数
μ	粘性系数
φ	滚转角
Φ	直径
ρ	质量密度
τ	剪切应力
ε	压缩因子

下角标

B	弹体
T	配平状态, 湍流
W	舵 (翼)
0	初始值
η	总攻角平面
∞	来流
s	驻点
SW	激波振荡脉动

前置符号

Δ	增量
----------	----

目 录

第 1 章 再入机动飞行器及其气动设计发展概况	1
1.1 国外精确制导弹道导弹研究现状	1
1.2 国外再入机动飞行器发展概况	4
1.2.1 美国第一代机动飞行器	4
1.2.2 美国第二代机动飞行器	6
1.2.3 美国第三代机动飞行器	7
1.2.4 潘兴 II 再入机动弹头	8
1.2.5 俄罗斯(苏联)再入机动飞行器	9
1.3 国外再入机动飞行器气动技术发展概况	10
1.3.1 高超声速风洞试验技术发展	10
1.3.2 高超声速工程预估和数值计算技术发展	11
1.4 我国再入机动飞行器及其气动技术的发展	13
1.4.1 我国再入机动飞行器发展概况	13
1.4.2 我国高超再入机动飞行器气动设计技术发展	14
参考文献	16
第 2 章 高超声速空气动力学基本原理及工程预测方法	17
2.1 高超声速流动的特征	17
2.1.1 薄激波层	17
2.1.2 粘性干扰	18
2.1.3 熵层	19
2.1.4 高温效应	19
2.1.5 低密度效应	21
2.2 解决高超声速再入机动飞行器气动问题的技术途径	23
2.2.1 研究气动问题的手段	23
2.2.2 工程上进行气动设计的流程	23
2.2.3 地面风洞试验	24
2.2.4 试验数据的修正	25
2.3 高超声速无粘流动分析	25
2.3.1 气体动力学基本方程	26

2.3.2 高超声速小扰动简化方程组	27
2.3.3 高超声速流的激波关系式和马赫数无关原理	28
2.4 高超声速气动力的工程预测方法	32
2.4.1 牛顿理论	32
2.4.2 切劈法和切锥法	34
2.4.3 激波-膨胀波法	35
2.5 空气舵再入机动飞行器气动设计的部件组合法	36
参考文献	38
第3章 再入机动飞行器气动外形初选	39
3.1 气动外形的设计原则和约束	39
3.1.1 较大的机动能力	40
3.1.2 较强的巡航能力	42
3.1.3 足够的装填空间	43
3.1.4 可控的末端速度	43
3.1.5 较小的雷达散射	43
3.1.6 较弱的交连耦合	44
3.1.7 较优的控制品质	44
3.2 单独体的气动外形和选取	45
3.2.1 单独体的基本外形	45
3.2.2 球锥体外形的气动预估和选取	47
3.3 舵面的气动外形和选取	49
3.3.1 舵面的选取原则	49
3.3.2 三角翼	50
3.3.3 矩形翼	51
3.3.4 梯形翼	52
3.3.5 舵面外形的选取	53
3.4 本章小结	54
参考文献	55
第4章 再入机动飞行器气动外形参数的优选与确定	56
4.1 试验设计的基本思路和方法	56
4.1.1 正交设计法原理和实现方法	57
4.1.2 再入机动飞行器气动布局的正交设计	58
4.1.3 试验结果单指标的直观分析	60
4.1.4 多指标的综合平衡和基本体方案优选	63

4.2 舵体组合气动外形的试验与优选	64
4.2.1 单独体外形的试验验证和选取	65
4.2.2 控制舵面外形的试验验证和选取	65
4.2.3 舵面尺寸变化对气动性能的影响	66
4.2.4 组合体外形压心系数的比较分析	68
4.3 本章小结	69
参考文献	70
第5章 “十”型布局和“×”型布局气动性能的比较	71
5.1 舵面布局简述	71
5.2 控制方式的差异	71
5.3 静稳定裕度的差异	73
5.4 配平攻角的差异	77
5.5 升力和升阻比的差异	79
5.6 舵面控制效率和舵面压力的差异	80
5.7 交连耦合的差异	82
5.8 本章小结	84
参考文献	85
第6章 再入机动飞行大攻角大侧滑角气动特性分析	86
6.1 大攻角大侧滑角风洞试验方法	86
6.2 单独体的气动特性分析	88
6.2.1 静稳定裕度	88
6.2.2 法向力系数	89
6.2.3 俯仰力矩系数	90
6.3 控制舵面的气动特性分析	92
6.3.1 零舵偏法向力系数	92
6.3.2 有舵偏法向力系数	95
6.3.3 舵面铰链力矩系数	96
6.3.4 舵面压心系数	98
6.4 组合体俯仰控制气动特性分析	99
6.4.1 轴向力系数	99
6.4.2 法向力系数	100
6.4.3 侧向力系数	102
6.4.4 偏航力矩系数	102
6.4.5 滚转力矩系数	103

6.4.6 纵横向压心系数	103
6.5 组合体滚转控制气动特性分析	105
6.6 本章小结	108
参考文献	110
第7章 再入机动飞行器稳定性与机动性	111
7.1 静稳定裕度的表述方式	111
7.2 机动性能分析	113
7.2.1 攻角与舵偏角的匹配关系	113
7.2.2 配平能力分析	114
7.3 稳定性能分析	116
7.3.1 惯性与机动飞行的静稳定性	116
7.3.2 静稳定裕度选取	118
7.3.3 舵面偏转对静稳定裕度的影响	119
7.4 机动性与稳定性的关系	119
7.5 高马赫数大攻角下的航向稳定性	121
7.5.1 单独体大攻角下的航向稳定性	121
7.5.2 空气舵再入机动飞行器的航向稳定性	122
7.6 本章小结	124
参考文献	125
第8章 广义气动力近似公式及在锥形运动中的应用	126
8.1 等效舵偏假设下广义气动力公式	126
8.2 锥形运动形成的机理及配平参数的确定	130
8.2.1 锥形运动形成的机理	130
8.2.2 配平状态气动数据的确定	131
8.3 配平状态下的气动性能分析	132
8.4 本章小结	134
参考文献	135
第9章 再入机动飞行器气动误差带	136
9.1 气动系数误差源及误差分析方法	137
9.1.1 气动系数误差源	137
9.1.2 误差分析方法	137
9.2 风调试验数据精度和准度分析	138
9.2.1 风洞试验数据精度分析	138

9.2.2 风洞试验数据准确度分析	140
9.3 再入飞行仿真用气动系数提供方法误差分析	145
9.4 气动误差带的确定	146
9.5 本章小结	147
参考文献	148
第 10 章 再入机动飞行器气动噪声研究与应用	149
10.1 再入飞行器气动噪声形成机理	149
10.1.1 脉动压力定义	149
10.1.2 再入飞行器脉动压力类型	150
10.1.3 再入飞行器强噪声效应	150
10.2 再入飞行器气动噪声声学特性	151
10.2.1 均方根脉动压力与总声压级	151
10.2.2 功率谱密度	152
10.3 再入飞行器气动噪声预测方法	154
10.3.1 脉动压力工程计算方法	154
10.3.2 脉动压力地面风洞试验方法	155
10.4 再入机动飞行器气动噪声研究与应用	157
10.4.1 再入机动飞行器气动噪声特性研究	157
10.4.2 再入机动飞行器气动噪声研究应用	159
10.5 本章小结	159
参考文献	161
第 11 章 再入机动飞行器空气舵前缘流场结构分析	162
11.1 激波-激波干扰类型	162
11.2 翼前缘结构比较与分析	164
11.3 本章小结	168
参考文献	169
第 12 章 轴对称与面对称机动飞行器气动特性差异	170
12.1 高超声速机动飞行器气动布局的发展变化	170
12.1.1 轴对称布局弹道式再入飞行器的发展	170
12.1.2 面对称布局外形升力式大气层长航时飞行器的提出和兴起	172
12.2 飞行特性与设计需求差异分析	173
12.2.1 飞行特性差异分析	174
12.2.2 设计需求差异分析	175

12.3 外形特征差异分析	176
12.3.1 可实现大过载机动飞行的轴对称飞行器外形特征	176
12.3.2 可实现大气层长航时机动飞行的面对称飞行器外形特征	176
12.4 典型气动特性差异分析	177
12.4.1 升阻比特性分析	177
12.4.2 纵向静稳定特性与机动配平能力分析	179
12.4.3 诱导滚转特性与滚转控制特性对比分析	181
12.5 本章小结	182
参考文献	184

第 1 章 再入机动飞行器及其气动设计发展概况

再入机动飞行器是指高速再入过程中通过机动飞行来改变原来的惯性飞行轨道的飞行器。机动飞行方式有多种,主要包括利用射流实现姿态控制、通过改变质心位置调整姿态,以及利用空气舵产生机动配平力与力矩从而改变飞行器姿态与速度矢量三种方式。这三种方式各航天大国均开展过研究,但归根结底,再入机动飞行器的核心是充分利用主动段赋予的初始动能,通过飞行器气动力变化产生机动配平力,从而进行姿态和轨道的变化。

由于再入机动飞行器机动力来源于空气动力,使气动设计技术成为再入机动飞行器研制的核心关键技术之一。在再入过程中,初始速度往往在马赫数 12 以上,飞行空域、时域和速域都很宽泛,这使得气动专业设计人员必须全面掌握飞行器在高超声速条件下的特点,分析归纳其物理规律,才能设计出兼顾高速飞行稳定性和机动能力的再入飞行器,满足实际工程的需求。

高超声速(Hypersonic)这一术语由当时尚在美国加州理工学院喷气推进实验室工作的我国著名科学家钱学森于 1946 年首先提出^[1],而其空气动力学理论体系的形成则以 20 世纪 50 年代末期美国 Hayes 和 Probststein 合著的《高超声速流理论》^[2]和苏联契尔内依(Г. Г. Черный)《高超声速气体流动》^[3]为标志。为研制性能优越的高超声速飞行器,国内外气动界科技工作者开展了长达半个多世纪的技术探索与研究。而再入机动飞行器与传统的惯性再入飞行器,设计思路完全不同,针对高超声速流所特有的物理现象,存在着众多过去所不曾重视的问题。人们对于科学问题的认识应当是实践—认识—再实践—再认识的过程,总结研制过程中的思路和经验,可以提供一种认识和解决这类问题的手段和方法。

本章首先从国际主要弹道导弹的发展概况介绍开始,以了解精确制导弹道导弹的发展潮流;随后介绍了国外再入机动飞行器及相关气动技术的发展概况;最后对我国再入机动飞行器及气动技术从无到有的建立和发展过程,进行了简要介绍。

1.1 国外精确制导弹道导弹研究现状

自第二次世界大战导弹问世以来,经过了 20 世纪 40 年代的早期发展、50 年代的大规模发展、60 年代改进提高、70 年代以来的全面更新四个时期 50 多年的发展,导弹的各项性能指标发生了巨大变化^[4]。当前,战略导弹已成为核大国实现核威慑平衡,确保互有把握摧毁对方的有力工具;战术导弹武器则成为各种战场中射程最远、命中精度最高、杀伤能力最大、最难以防御的一种精导武器。

战术导弹的大规模发展出现在 20 世纪 70 年代,在此期间,以攻击活动目标为主的导弹,如反舰导弹、反坦克导弹和反飞机用的防空导弹和空空导弹得到了空前发展,约占 70 年代以来装备和研制的各类战术导弹的 80% 以上。各类导弹都出现了一些足以代表本类导弹发展方向的新型号,如地地弹道导弹中的 SS-20、潘兴 II、MX;巡航导弹中的 AGM-86B 和战斧系列;防空导弹中的罗兰特、响尾蛇、爱国者、宙斯盾、海狼;空空导弹中的不死鸟、魔术 R550;反舰导弹中的飞鱼系列和捕鲸叉系列;反坦克导弹中的海尔伐和 AT-6。尽管这些武器的作战任务和战术技术指标互不相同,但它们的共同特点是:在复杂的光电对抗和火力对抗条件下,充分考虑了如何保持高的机动性、生存能力和杀伤威力,对射程的要求并不高,飞行速度也不大,除了潘兴 II 的马赫数达到 12 外,其余均在跨超声速范围内。

对于战术弹道导弹,表 1-1~表 1-3 给出了苏联和美国的发展趋势^[5]。由表 1-1~表 1-3 战术弹道导弹的发展可以看出,第一代导弹的射程大都在 200 km 左右,精度差,一般为射程的 2‰~8‰,无控与指挥式制导的居多,导弹的质量和尺寸较大,已被淘汰。第二代导弹射程有所增加(最大射程达到 800 km),精度较第一代有所提高,一般为最大射程的 0.5‰~5.7‰,结构质量和尺寸下降,制导方式以惯导为主。第三代导弹的射程又有所增加,但近程(500 km)的仍占相当大的比例,精度得以大幅度提高,仅为射程的 0.02‰~0.7‰,质量和尺寸与第二代相当,发动机改为固体,以利于地面机动发射,制导方式除惯导外,如潘兴 II 采取了雷达与地形匹配区域相关制导系统。从苏联和美国的战术弹道导弹的发展历程可以看出,三代之前的导弹除潘兴 II 以外,射程均较近,受制于《中导条约》的限制和各自国家的空、海军力量的优势,战术弹道导弹的发展重点在进一步改进和提高近程的作战效能、战斗部的多种类和制导精度及快速反应能力方面,作战平台以飞机为主。

表 1-1 美、苏第一代 TBM 的主要参数

导弹名称	弹径/m	弹长/m	飞行器 类型	最大射程/km	命中精度/m	发动机 类型	制导方式	机动方式	装备 年份
诚实约翰	0.76	8.20	核常兼顾	25.3	200	固体		卡车	1954
红石	1.78	21.13	核常兼顾	180	300	液体	惯导	拖车	1957
下士	0.762	13.70	核常兼顾	120~160	300	液体	指挥式 制导	拖车	1958
美国 曲棍球	0.52	6.10	核常兼顾	32		固体	指挥式 制导	载重汽车	1959
潘兴	1.0	12.0	核	500	400	固体	惯导	运输起竖 发射车	1959
中士	0.79	10.51	核常兼顾	140	300	固体	惯导	拖车	1962