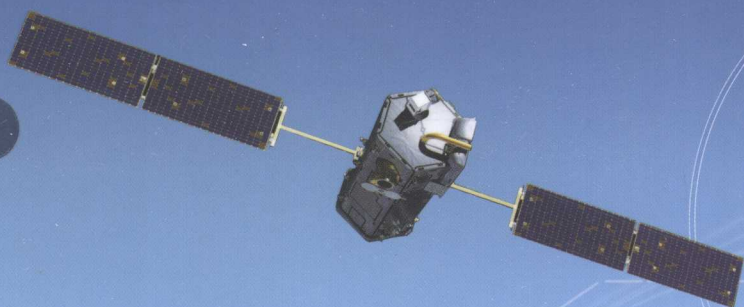


天基对地打击武器轨道 规划与制导技术

胡正东 唐雪梅 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

014036627

TJ765.3

13

天基对地打击武器轨道 规划与制导技术

胡正东 唐雪梅 著



国防工业出版社

· 北京 ·

TJ765.3

13



北航

C1723458

内 容 简 介

本书是国内第一部较为系统地介绍天基对地打击武器作战概念、轨道规划与制导技术的专著。全书以两类新概念天基对地打击武器为对象,着重研究了天基对地打击动能武器的全轨道优化设计方案、全轨道快速生成方案、再入解析预测制导方法,以及轨道轰炸飞行器的过渡段轨道设计与制导方案、再入段轨道在线规划与跟踪制导方法、末段具有落角约束的导引控制方法,填补了我国天基对地打击武器轨道设计与制导领域研究的空白。

本书可供从事相关专业的科研人员和工程技术人员阅读和参考。

图书在版编目(CIP)数据

天基对地打击武器轨道规划与制导技术/胡正东,唐雪梅著. —北京:国防工业出版社,2013. 12

ISBN 978-7-118-09246-2

I. ①天... II. ①胡... ②唐... III. ①制导武器—制导—技术 IV. ①TJ765.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 028918 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 710×960 1/16 印张 15 $\frac{3}{4}$ 字数 248 千字

2013 年 12 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 48.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店: (010)88540777

发行邮购: (010)88540776

发行传真: (010)88540755

发行业务: (010)88540717

序

航天装备技术的发展使太空军事对抗成为维护国家安全的重要内容。尽管国际社会极力反对太空军事化,但为了争夺这一新的战争“制高点”,确保在未来战争中获得主动权,世界上各航天大国都在积极发展自己的航天军事力量,为未来的空间战争做准备。总的来说,空间战的发展可分为三个阶段:空间信息支持阶段、争夺制天权、向地面投入战略性力量。第一阶段的主要任务是为陆、海、空军提供信息支持和保障,即利用天基信息系统进行侦察监视、导弹预警、通信中继、导航定位、气象观测、大地测量、核爆探测等。在争夺制天权阶段,空间战的任务将主要是夺取和保持制天权,并在此基础上向其它军兵种提供信息支持,作战行动将围绕航天系统的攻防对抗而展开,如防天预警侦察、反导反航天器、太空封锁和航天基地防卫。在空间战发展的第三阶段,航天军事力量不仅仅能为陆、海、空军提供信息支持,夺取和保持制天权,而且还能从太空或经过太空攻击地面目标,为陆、海、空军提供火力支持,甚至直接达成战役或战略性目的。

天基对地打击技术是未来天军遂行空间战,实现陆、海、空、天、电、磁“六位一体、联合攻防”的关键技术之一。围绕这一崭新的研究课题,美国、俄罗斯等军事和科技强国都已制定了相应的发展策略和预研方案,并开始了初步的验证和试验,而世界上几十年来航天技术尤其是卫星应用、载人航天、空间交会及导弹武器的发展,也为天基对地攻击提供了广阔的思路和借鉴。根据天基对地打击武器的发展现状,天基平台上可用的武器载荷主要包括定向能武器、动能武器和常规武器。由于地球表面稠密大气层的影响,天基定向能武器对地球表面目标的杀伤效果并不好,因此,研究天基动能武器和天基常规武器的作战模式与关键支撑技术,对于天基对地打击武器的发展具有重要意义。

该书作为国内第一部较为系统论述天基对地打击武器轨道规划和制导技术的专著,反映了国内外在此领域的最新理论和研究成果,涵盖了两类新型天基对

地打击武器的作战概念,天基动能武器的全轨道优化设计方案、全轨道快速生成方案、再入解析预测制导方法,以及轨道轰炸飞行器的过渡段轨道设计与制导方案、再入段轨道在线规划与跟踪制导方法、末段具有落角约束的导引控制方法等丰富内容,并给出了大量的仿真实例以方便读者理解与掌握。全书具有较强的创新性和较高的学术水平,其出版将对我国天基对地打击技术的发展起到重要推动作用。

方心虎

2013年8月

前 言

随着空间军事战略地位的不断提升,日益加剧的空间军事竞争对天基对地打击武器的研究与开发提出了迫切的要求。与常规作战武器相比,天基对地打击武器的发射不受领土领空限制,具有快速响应、精确接近、高度自主、大范围机动等特点,是实现远程精确打击和力量投送的有效平台。诚然,天基对地打击武器在气动外形设计、热防护系统开发、制导控制系统设计和作战使用等方面均存在极大的挑战性,但我们并不需要急于去考虑当前或不久的将来在工程技术上是否能够做到,正如一位外国军事学家所说,“大家都不要只去注意可能性;利用战略方针上的深谋远虑,新的技术就能够奇迹般地应运而生”。

目前,国内外关于天基对地打击武器研究的公开文献极为缺乏,系统地论述天基对地打击武器轨道规划与制导这一作战过程关键技术的专著仍是空白。为适应当前形势的需要,我们撰写了此书。本书以天基对地打击动能武器和轨道轰炸飞行器两类可提供全球快速打击能力的天基作战平台为对象,重点研究了打击轨道的规划及制导技术,相关成果可为未来天基对地打击武器总体方案的确定与关键技术的研发提供理论支撑,对空间飞行器轨道转移、高超声速飞行器再入制导以及战术导弹精确末制导等领域的研究也具有一定的参考价值。

全书共分为8章。第一章为绪论,主要论述天基对地打击武器的军事背景和天基对地打击技术的发展概况;第二章主要论述天基对地打击武器的基本概念,包括装备发展需求、系统组成与作战流程;第三章至第五章主要分别论述天基对地打击动能武器的全轨道优化设计方案、全轨道快速生成方案以及再入解析预测制导方法;第六章至第八章主要论述轨道轰炸飞行器的过渡段轨道设计与制导方案、再入段轨道在线规划与跟踪制导方法以及末段具有落角约束的导引控制方法。

本书第一章和第二章由胡正东、唐雪梅撰写,第三章至第八章由胡正东撰写。全书由胡正东拟定编写大纲和统稿。在撰写过程中,参考了引用文献中的相关成果,并得到单位领导和同事们的支持和帮助,在此一并表示谢意。

本书涉及知识面很广,由于作者学识水平有限、经验不足,其缺点和错误之处在所难免,诚恳希望同行专家和读者批评指正。

著者

缩 略 词

AOV (Aerospace Operation Vehicle)	空天作战飞行器
CAV (Common Aero Vehicle)	通用航空飞行器
CSMP (Common Space Maneuver Platform)	通用空间机动平台
DCNLP (Direct Collection with Nonlinear Programming)	直接配点非线性规划
ECAV (Enhance Common Aero Vehicle)	增程型通用航空飞行器
FALCON (Force Application and Launch from the Continental US)	美国本土武力运用及投送
FOBS (Fractional Orbit Bombardment System)	部分轨道轰炸系统
GA (Genetic Algorithm)	遗传算法
GNC (Guidance, Navigation and Control)	制导、导航与控制
HCV (Hypersonic Cruise Vehicle)	高超声速巡航飞行器
HRB (Hypervelocity Rod Bundles)	超高速集束式杆状穿透器
KKT (Karush - Kuhn - Tucker)	库恩—塔克(条件)
LQR (Linear Quadratic Regulator)	线性二次调节器
NASA (National Aeronautics and Space Administration)	(美国)国家航空宇航局
OBS (Orbit Bombardment System)	轨道轰炸系统
OBV (Orbital Bombing Vehicle)	轨道轰炸飞行器
OFC (Orbiter Fighting Cabin)	轨道器战斗舱
QEGC (Quasi - Equilibrium Glide Condition)	伪平衡滑翔条件
RLV (Reusable Launch Vehicle)	可重复使用运载器
SBCW (Space - Based Conventional Weapon)	天基常规武器
SBHPM (Space - Based High Power Microwave)	天基高功率微波武器
SBI (Space - Based Kinetic Interceptor)	天基动能拦截器
SBL (Space - Based Laser)	天基激光武器
SBPBW (Space - Based Particle Beam Weapon)	天基粒子束武器

主要符号

V	惯性系中的速度	λ_r	与地心距对应的伴随变量
γ	惯性系中的速度倾角	λ_θ	与经度对应的伴随变量
ψ	惯性系中的航向角	λ_ϕ	与纬度对应的伴随变量
r	地心距	λ_m	与质量对应的伴随变量
θ	惯性系中的经度	R_E	地球平均半径
ϕ	惯性系中的纬度	i	轨道倾角
m	飞行器质量	m_D	再入动能弹头质量
T	推力	S	特征面积 / 滑模面的切换函数
V_e	燃气喷气速度	C_{s0}	零升阻力系数
X	气动阻力	V_{ref}	参考速度
Y	气动升力	r_{ref}	参考地心距
Z	气动侧力	r_p	近地点地心距
t	时间	r_a	远地点地心距
α	攻角	S_{switch}	开关函数
β	侧滑角	ΔV_g	再入点速度偏差
g_r	与地心距相关的引力加速度分量	$\Delta \gamma_g$	再入点速度倾角偏差
g_ϕ	与惯性纬度相关的引力加速度分量	$\Delta \psi_g$	再入点航向角偏差
J_2	引力摄动的二阶项系数	Δr_g	再入点地心距偏差
J	性能指标	$\Delta \theta_g$	再入点经度偏差
X	状态向量	$\Delta \phi_g$	再入点纬度偏差
λ	伴随向量	Δm	燃料消耗
U	控制向量	ω_e	地球自转角速率
H	哈密顿函数	Γ	初始时刻本初子午线的时角/动量因子
t_g	过渡段飞行时间	Ω_G	本初子午线的时角
t_z	再入段飞行时间	Θ	地心经度
λ_V	与速度对应的伴随变量	Φ	地心纬度
λ_γ	与速度倾角对应的伴随变量	g_ϕ	与地心经度相关的引力加速度分量
λ_ψ	与航向角对应的伴随变量		

τ	伪谱法定义的时间	I_V	速度坐标系到地心惯性系的转换矩阵
a	伪谱法的状态变量配点集合		
b	伪谱法的控制变量配点集合	$m_{\text{燃料}}$	燃料质量
c	伪谱法的状态变量导数集合	ε_V	关机点参数
ω_k	LGL 权	r_L	推力弧半径
W	风速	ϑ_L	推力方向与制动速度方向的夹角
ϑ_W	水平面内的风向角	ΔV_L	剩余速度增量
ΔF_W	风产生的干扰力	$t_{\text{耗尽}}$	燃料耗尽时间
μ	地球引力常数	$\varepsilon_{\Delta V}$	能量管理结束指标
h	高度 / 积分步长	V_E	相对旋转地球的速度
ρ_s	海平面大气密度	γ_E	相对旋转地球的速度倾角
κ	大气密度常数 / 误差角的权系数	ψ_E	相对旋转地球的航向角
ρ	大气密度 / 视线距离	ν	倾侧角
$\bar{g}$	地表平均引力	L	升力加速度
t_R	飞行时间	D	阻力加速度
ΔL	经度解析偏差	$\dot{Q}$	驻点热流
ΔH	纬度解析偏差	q	动压
ε_L	落点经度指标	n	过载
ε_H	落点纬度指标	C_1	热流密度常数
Loss	能耗指标	R_d	飞行器头部曲率半径
V_I	轨道速度矢量	ν_{EQ}	预先设定的平衡滑翔倾侧角
V_c	需要速度矢量	δ	进入伪平衡滑翔状态的门限值
ΔV	制动速度矢量	$\Delta \nu$	倾侧角迭代增量
a	轨道半长轴	s	剩余航程
e	轨道偏心率	C_D	阻力系数
E	偏近地点角	C_L	升力系数
f	真近地点角 / 目标机动项	Δx	状态偏差
p	半通径	Δu	反馈控制量
ψ_a	推力方位角	A, B	运动方程线性化的系数矩阵
φ_a	推力俯仰角	Q, R	二次型性能指标中的权重矩阵
ΔV	制动速度的大小	K	最优反馈增益矩阵
ε_γ	速度倾角迭代精度	P	Reccati 代数方程的解
ε_t	时间迭代精度	$\Delta \psi_{\text{阈值}}$	侧向方位误差的门限值
T_V	速度系中的推力矢量	ψ_{LOS}	视线平面与纬线的夹角
L_E	再入偏差矢量		

$\Delta\eta_M, \Delta\eta_A$	侧向几何控制参数	ω_n	控制系统自然频率
k_r	与地心距有关的反馈系数	R_{turn}	转弯半径
k_ϕ	与纬度有关的反馈系数	$\Delta\lambda$	视线角干扰项
g	地球圆假设下的引力	ω	近地点幅角
v	相对目标坐标系的速度	Ω	升交点赤经
ϑ	相对目标坐标系的速度倾角	E_I	地心惯性坐标系到地固坐标系的转换矩阵
σ	相对目标坐标系的弹道偏角	B_V	速度坐标系到弹体坐标系的转换矩阵
x, y, z	目标坐标系中的位置分量	H_V	速度坐标系到半速度坐标系的转换矩阵
v_i	目标运动速度	E_O	目标坐标系到地固坐标系的转换矩阵
γ_D, γ_T	速度方位角	T_O	目标坐标系到地理坐标系的转换矩阵
η_D, η_T	速度与视线的夹角	E_P	飞行器位置系到地固坐标系的转换矩阵
λ_D, λ_T	视线角	P_V	速度坐标系到飞行器位置系的转换矩阵
γ_{DF}	末端所要求的速度倾角	$(\cdot)_0$	初始值
T_g	剩余时间	$(\cdot)_f$	终端值
v_ξ, v_η, v_ζ	速度在视线坐标系中的投影	$(\cdot)_g$	再入点参数
S_O	目标坐标系到视线坐标系的转换矩阵	$(\cdot)_K$	制动点参数
H_O	目标坐标系到半速度坐标系的转换矩阵	$(\cdot)^-$	解析预测值
K_1, K_2, K_3	自适应比例导引律系数	$(\cdot)_{opt}$	最优值
$v_\perp$	速度在纵向平面上的投影	$(\cdot)_{max}$	最大值
$v_{//}$	速度在侧向平面上的投影	$(\cdot)_{min}$	最小值
λ	角误差项系数	$(\cdot)^*$	参考值
ε	切换项增益	$(\cdot)_{req}$	需要值
k	趋近律系数	$(\cdot)_{com}$	指令值
Δ	边界层厚度	$(\cdot)_e$	再入弹道上的任意点 / 误差项
e_r	落点偏差	$(\cdot)$	对时间的一阶导数
e_θ	落角偏差	$ \cdot $	绝对值
u	制导控制量	$(\vec{\cdot})$	矢量
C_j	RBF 神经网络第 j 个神经元的中心位置		
b_j	RBF 神经网络第 j 个神经元的基宽度参数		
η	RBF 神经网络学习速率		
ζ	控制系统阻尼系数		

$(\cdot)^{-1}$	求逆运算	$(\cdot)_{\max L/D}$	最大升阻比对应的参数
$(\cdot)^T$	转置运算	$(\cdot)_{\text{QEGC}}$	利用伪平衡滑翔条件的所得值
$(\cdot)'$	对非时间变量的一阶导数 / 估计值	$(\cdot)_{\text{mid}}$	倾侧角曲线转折点处的参数
$(\cdot)''$	对非时间变量的二阶导数	$(\cdot)_{\text{lim}}$	环境约束下的限制值

目 录

第一章 绪论	1
1.1 天基对地打击技术的背景需求	1
1.1.1 空间战略的形成——人类步入航天时代的必然产物	1
1.1.2 优势来自空间——发展天基对地打击技术的直接原因	2
1.1.3 推动军事应用与科技进步——发展天基对地打击技术的 理论和实践意义	3
1.2 天基对地打击技术的发展概况	4
1.2.1 天基对地打击武器的发展概况	4
1.2.2 轨道优化理论的研究进展	12
1.2.3 轨道规划与制导技术研究综述	14
第二章 天基对地打击武器的基本概念	21
2.1 通用空间机动平台	21
2.1.1 战略需求	21
2.1.2 系统组成与任务特点	23
2.1.3 所涉及的关键技术	23
2.2 天基对地打击动能武器	24
2.2.1 发展需求	25
2.2.2 武器系统结构	26
2.2.3 作战流程分析	27
2.3 轨道轰炸飞行器	29
2.3.1 发展需求	29
2.3.2 武器系统结构	30
2.3.3 作战流程分析	31

2.4 小结	32
第三章 天基对地打击动能武器轨道优化设计方案	34
3.1 飞行器在惯性空间的轨道运动方程	34
3.2 轨道优化方法及验证	35
3.2.1 最优控制问题的一般描述	35
3.2.2 轨道优化算法分析	41
3.2.3 优化算法的仿真验证	43
3.3 横程最大打击轨道优化设计	48
3.3.1 基于横程最大的最优控制问题	48
3.3.2 轨道优化仿真	49
3.3.3 对地覆盖分析	51
3.4 时间最短打击轨道优化设计	53
3.4.1 基于时间最短的最优控制问题	54
3.4.2 轨道优化仿真	54
3.4.3 控制变量的象限确定	56
3.5 燃料最省打击轨道优化设计	58
3.5.1 基于燃料最省的最优控制问题	58
3.5.2 轨道优化仿真	59
3.5.3 过渡段划分模式的影响	64
3.6 小结	64
第四章 天基对地打击动能武器轨道快速生成技术	66
4.1 地固坐标系下的时间最短打击问题	67
4.1.1 地固坐标系下的运动方程	67
4.1.2 最优控制问题描述	68
4.2 轨道快速生成的间接方法	69
4.2.1 基于 BP 神经网络的初值预测	69
4.2.2 轨道预报的快速数值算法	74
4.2.3 仿真验证与分析	75
4.3 轨道快速生成的直接方法	78
4.3.1 Legendre 伪谱法的基本原理	78

4.3.2	轨道分段生成与参考轨道确定	80
4.3.3	仿真验证与分析	81
4.4	小结	84
第五章 天基对地打击动能武器再入解析预测制导技术		86
5.1	再入段干扰对落点精度的影响	87
5.1.1	再入初始状态偏差	87
5.1.2	弹头特性参数偏差	88
5.1.3	大气扰动	89
5.2	零攻角再入时弹道参数的解析解	90
5.2.1	弹道参数的近似计算	91
5.2.2	解析偏差分析及改进	96
5.3	解析预测制导方法	99
5.3.1	制导逻辑设计	99
5.3.2	仿真验证	103
5.3.3	制导参数选择与制导性能分析	106
5.4	小结	107
第六章 轨道轰炸飞行器过渡段轨道设计与制导		109
6.1	制动点与制动速度的确定	110
6.1.1	固定时间转移轨道设计	110
6.1.2	最小能量转移轨道设计	118
6.2	有限推力制导	124
6.2.1	按制动速度关机的制导方案	125
6.2.2	考虑 J_2 项摄动的制导方案	126
6.2.3	关机点参数对制导效果的影响	129
6.2.4	耗尽关机下的能量管理	130
6.3	小结	133
第七章 轨道轰炸飞行器再入段轨道在线规划与跟踪制导		134
7.1	飞行器再入数学模型与初步分析	134
7.1.1	采用相对参数描述的再入运动方程	135

7.1.2	再入走廊分析及其确定	136
7.1.3	飞行方案设计	139
7.2	再入轨道在线规划与跟踪制导技术	140
7.2.1	初始下降段设计	141
7.2.2	伪平衡滑翔段设计	142
7.2.3	再入机动侧向制导	148
7.2.4	仿真验证与分析	153
7.3	末修段轨道设计与制导方案	155
7.3.1	末修段轨道设计的几何方法	156
7.3.2	基于动态逆的轨道跟踪控制	156
7.3.3	仿真验证与分析	159
7.4	小结	162
第八章	轨道轰炸飞行器载荷释放后的精确制导技术	164
8.1	导引段数学模型	164
8.1.1	导弹的质心运动方程	165
8.1.2	相对运动方程	165
8.1.3	满足落角约束的最优导引律	166
8.2	自适应比例导引律	168
8.2.1	基于弹道方程的比例导引律	168
8.2.2	实现垂直打击的制导逻辑设计	171
8.2.3	导引系数自适应更新	172
8.3	准滑模变结构导引律	175
8.3.1	满足落角约束的准滑模变结构导引律	175
8.3.2	制导参数对制导效果的影响	177
8.3.3	制导参数离线优化与敏感性分析	181
8.4	“最优—鲁棒”复合导引律	184
8.4.1	俯冲平面内的导引方程	184
8.4.2	转弯平面内的导引方程	186
8.4.3	基于 RBF 神经网络的切换项增益调节	186
8.5	各种制导律的性能比较	189
8.6	小结	195